

Study of the influence of stacking sequence in the failure of cross-ply laminates manufactured with ultra-thin plies

M.L. Velasco*, E. Correa, S. Sánchez-Carmona, F. Paris¹²

1 Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, ETS Ingeniería, Universidad de Sevilla, España.

2 Camino de los Descubrimientos s/n, 41092 Sevilla

Abstract

Numerous studies on the use of laminates manufactured with ultra-thin composite laminates have shown the existence of a significant delay in the appearance of damage, a phenomenon known as the Scale Effect. To study the effect that layer thickness may have on the damage mechanisms that appear at higher values of the load, this work analyses whether the use of ultra-thin laminates exhibits a better behaviour in the instants prior to failure and laminate rupture. For this purpose, different laminates have been manufactured with ultrathin thickness material formed by the same number of laminae oriented at 0 and 90 degrees, but with different stacking sequences, distributing the laminae such that the thicknesses of the resulting layers are different. The laminates have been subjected to uniaxial tension up to values close to the ultimate load in order to observe and compare the different damage morphologies that appear in the 90 and 0 degrees layers, using optical microscopy techniques for the observation of the damage. On the other hand, the loads for which the failure of the selected laminates happens have also been compared. The results obtained from this study show different behaviour of the laminates depending on the thickness of their 0 and 90 degrees layers in the moments prior to failure and at the instant when failure occurs.

 OPEN ACCESS

Published: 27/01/2024

Accepted: 29/08/2023

Keywords:

Ultra-thin plies
damage mechanisms
cross-ply laminates
micromechanics
Láminas ultradelgadas
mecanismos de daño
micromecánica

1. Introducción

El uso de los materiales compuestos cada día está más extendido a componentes de mayor responsabilidad estructural, por este motivo es necesario profundizar en los diferentes mecanismos de daño que provocan la rotura de estos materiales para poder desarrollar criterios de fallos más eficientes.

Desde la aparición de estos materiales se detectó un fenómeno conocido como efecto escala, Flaggs and Kural [1] y Parvizi et al [2], el cual consiste en un retraso en la aparición del daño a medida que se reduce el espesor de las láminas que conforman el laminado y que no está contemplado en ninguno de los criterios de fallo empleados con este tipo de materiales. Actualmente, este fenómeno es objeto de estudio debido a la aparición de las láminas ultradelgadas o ultra-thin plies (UTPs), se trata de láminas que pueden bajar hasta las 15 micras de espesor y con las que se consigue un retrasar el mecanismo de daño. Aunque existen numerosos artículos de carácter numérico que presentan una explicación sobre el efecto escala, Arteiro et al [3], Hérreaez et al [4], Saito et al [5], entre otros, los autores de este trabajo han propuesto una explicación sobre el efecto escala físicamente basada en los mecanismos de daños que aparecen en estos materiales, París et al [6,7], validada con evidencias puramente experimentales, Velasco et [8].

En este estudio se analizan experimentalmente ante tracción uniaxial tres laminados cross-ply diferentes fabricados con láminas ultradelgadas con el mismo número de láminas a 0 y 90 grados pero con diferente secuencia de apilado, de forma que el espesor de capa resultante en cada caso no es el mismo. El objetivo es comparar la aparición/progresión del daño y de la rotura de los laminados seleccionados, centrándose en los mecanismos de daño que se generan en las diferentes capas en los instantes previos del fallo.

2. Materiales, laminados seleccionados y preparación superficial

El material usado para fabricar los laminados ha sido suministrado por el fabricante North Thin Ply Technology con dos gramajes diferentes, USN150 Y USN50, con espesores aproximados 150 y 50 μm , respectivamente. Las propiedades mecánicas de este material pueden encontrarse en Sánchez-Carmona et al [9]. El material USN150 es usado para las láminas orientadas a 0 grados y el USN50 para las láminas orientadas a 90 grados.

Los laminados seleccionados tienen las siguientes secuencias de apilado: $[0_3, 90_4, 0_3]$ (denominado a partir de ahora 90-4), $[0_2, 90_2, 0_2, 90_2, 0_2]$ (denominado a partir de ahora 90-2) $[0, 90, 0, 90, 0, 0, 90, 0, 90, 0]$ (denominado a partir de ahora 90-1). En la Figura 1 se incluye una micrografía con la distribución de las capas dentro de cada laminado.

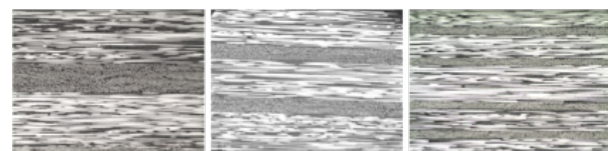


Figura 1. Micrografías de los tres laminados seleccionados: a) 90-4, b) 90-2 y c) 90-1.

Para poder analizar los diferentes mecanismos de daño que aparecen en los laminados a nivel micro con técnicas microscópicas ha sido necesario someter a los especímenes en sus bordes libres a un tratamiento superficial de lijado y pulido, Velasco et al [8].

3. Estudio de la aparición y progresión del daño

Los especímenes obtenidos de los tres laminados seleccionados han sido sometidos a tracción uniaxial. Para la detección del primer daño y la progresión de éste, se han aplicado incrementos graduales de carga, de forma que, para cada incremento, el espécimen en cuestión fue descargado y retirado de la máquina de ensayos para su posterior inspección con el microscopio óptico.

3.1. Aparición del primer daño

En laminados cross-ply, el primer daño siempre aparece en las capas orientadas a 90 grados y éste puede ser más o menos avanzado en función del espesor de dicha capa, París et al [7]. El primer daño en los laminados seleccionados se ha detectado para un rango del valor de la carga comprendido entre 4.000 y 8.000 N. Como puede observarse en la Figura 2, el primer daño observado en el laminado 90-4 es más avanzado (formado por la presencia de un número significativo de despegues aislados/conectados) que el detectado en las capas a 90 grados de los laminados 90-2 y 90-1, donde el daño ha consistido únicamente en un despegue entre fibra y matriz.

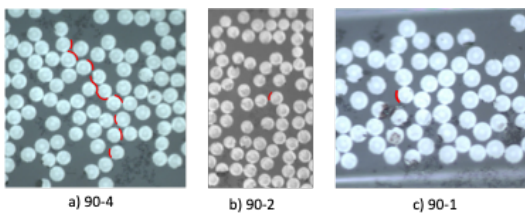


Figura 2. Micrografías con el primer daño que aparece en cada uno de los laminados seleccionados: a) 90-4 para un rango de la carga entre 7.000 y 8.000 N; b) 90-2 para un rango de la carga entre 5.000 y 6000 N; y c) 90-1 para un rango de la carga entre 4.000 y 5.000.

3.2. Progresión del daño

Una vez que el primer daño fue detectado, nuevos incrementos de carga fueron aplicados a los laminados con el objetivo de comparar las morfologías de los daños encontrados en cada laminado para un mismo nivel de la carga. Es importante destacar que el daño mostrado en este caso de cada laminado es el más avanzado detectado para ese nivel de carga.

En este trabajo, aunque se realizaron numerosos incrementos de carga para comparar la morfología del daño, sólo se van a mostrar las morfologías de daño para dos intervalos de carga diferentes: 12.000-13.000 N y 20.000-21.000 N.

Para el rango de carga comprendido entre 12.000-13.000 N las morfologías de daño detectadas se muestran en la Figura 3, en ella se observa que el daño observado en el laminado 90-4 consiste en daño transversal con pequeños indicios de daño (despegues) asociados a una futura delaminación si la carga sigue aumentando, mientras que en los otros dos laminados el daño es mucho menos avanzado (despegues aislados/conectados en el caso de 90-2 y únicamente despegues aislados en el caso de 90-1).

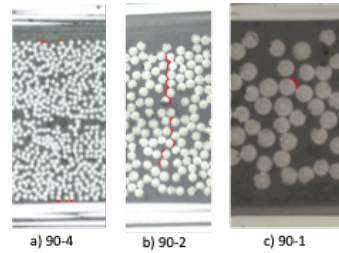


Figura 3.- Micrografías del daño más avanzado detectado en cada uno de los laminados para un intervalo de la carga comprendido entre 12.000-13.000 N.

Para el intervalo de carga comprendido entre 20.000-21.000 N se observa una evolución significativa de las morfologías del daño con respecto al caso anterior mostrado. En la Figura 4 se presentan las morfologías detectadas en cada laminado: en el caso del laminado 90-4 ya se produce la aparición de una grieta transversal completa con indicios de daño asociados a una futura grieta de delaminación, en el 90-2 y 90-1 despegues aislados/conectados.

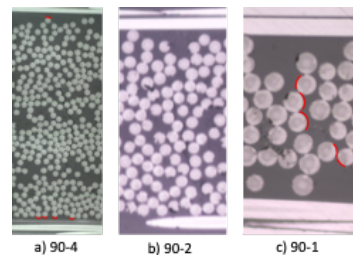


Figura 4.- Micrografías del daño más avanzado detectado en cada uno de los laminados para un intervalo de la carga comprendido entre 20.000-21.000 N.

4. Estudio de la rotura del laminado

En este trabajo también se han analizado los valores de rotura de los laminados seleccionados. A priori, cabría esperar que todos los laminados tuvieran valores de rotura similares, ya que están formados por el mismo número de láminas a 0 y 90 grados. La Tabla 1 muestra los valores de la carga última de cada laminado, observando que para los casos de 90-1 y 90-2 los resultados son bastante similares, pero para el caso de 90-4 se aprecia una disminución de casi el 20% de la carga. Esta disminución podría estar relacionada con la morfología de daño más avanzada encontrada siempre en este laminado con respecto al resto.

Valores de Carga Última (N)			
Laminado	90-4	90-2	90-1
Probeta nº1	41.898	56.143	51.235
Probeta nº2	45.381	54.671	51.748
Probeta nº3	42.369	49.541	56.230
Probeta nº4	48.565	54.000	56.829
Media	44.553	53.589	54.010
Des. Típica	3087	2843	2927
C.V. (%)	6,9	5,3	5,4

Tabla 1. Valores de carga última de los laminados seleccionados.

Debido a la disminución de la carga de rotura que se produce

laminado 90-4, un aspecto importante sería comparar y analizar la morfología del daño que aparece tanto en las capas de 0 como en las de 90 grados en los instantes previos al fallo en los laminados seleccionados.

5. Conclusiones

En este trabajo se concluye que la disposición de las láminas dentro un laminado sometido a tracción uniaxial influye en la morfología del daño. Con respecto a la aparición del daño, éste aparece en los tres laminados considerados para un rango de carga reducido (4.000-8.000 N), detectando un daño más avanzado en el caso del laminado 90-4. En la progresión del daño, el laminado con la capa de 90 grados más gruesa (90-4) siempre presenta el daño más extenso, mientras que en el 90-1 la morfología parece no verse afectada con el incremento de carga. Por último, el laminado 90-4 presenta un valor de la carga última un 20% inferior al resto.

Bibliografía

- [1] D.L. Flagg y M.H. Kural, Experimental Determination of the In Situ Transverse Lamina Strength in Graphite/Epoxy Laminates, *Journal of Composite Materials*. 1982;16(2):103-116.
- [2] A. Parvizi, K.V. Garret y J.E. Bailey, Constrained cracking in glass fibre-reinforced epoxy cross-ply laminates, *Journal Material Science*. 1978;13:195-201.
- [3] A. Arteiro, G. Catalanotti, A.R. Melro, P. Linde, P.P. Camanho, Micromechanical analysis of the in-situ effect in polymer composite laminates, *Composites Structures*. 2014; 116:827-840 .
- [4] M. Herráez, D. Mora, F. Naya, C.S. Lopes, C. González, J. Llorca, Transverse cracking of cross-ply laminates: A computational micromechanics perspective, *Composites Science & Technology*. 2015; 110: 196-204
- [5] H. Saito, H. Takeuchi, I. Kimpara, A study of crack suppression mechanism of thin-ply carbon-fiber-reinforced polymer laminate with mesoscopic numerical simulation, *Journal Composite Material*. 2014; 48(17):2085-2096.
- [6] F. París, M.L. Velasco, E. Correa, Micro-mechanical study on the influence of scale effect in the first stage of damage in composites, *Composites Science & Technology*, 2018; 160: 1-8.
- [7] F. París, M.L. Velasco, E. Correa, The scale effect in composites: An explanation physically based on the different mechanisms of damage involved in failure, *Composites Structures*. 2021; 257: 113089.
- [8] M.L. Velasco, E. Correa, S. Sánchez-Carmona, F. París, Evolution of the damage onset and morphology in [0/90n/0] laminates when increasing the ply thickness, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2023; 170: 107542.
- [9] S. Sánchez-Carmona, M.L. Velasco, A. Barroso, E. Correa, Thermomechanical characterisation data of 30 g/m² and 150 g/m² cured unidirectional carbon/epoxy tape prepreg TP 402/T700S, *Data in Brief*. 2023;47:108966.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido financiado por Consejería de Economía y Conocimiento Junta de Andalucía (Proyecto P18-FR-3360) y por el Ministerio de Ciencia e Innovación (Proyecto PID2021-126279OB-I00).