Revista Iberoamericana de Ingeniería Mecánica. Vol. 25, N.º 1, pp. 23-35, 2021

ANÁLISIS DE LA PROGRESIÓN DEL DAÑO EN LAMINADOS COMPUESTOS CON CONCENTRADOR DE TENSIONES BAJO CARGAS DE TRACCIÓN

JOSÉ VICENTE CALVO[1], NORBERTO FEITO[2], RAQUEL MEGÍAS[2], EUGENIO GINER[2], MARÍA HENAR MIGUELEZ[1]

[1]Universidad Carlos III de Madrid
Departamento de Ingeniería Mecánica
Avda. Universidad 30, 28911 Leganés, Madrid, España
[2]Universitat Politècnica de València
Instituto de Ingeniería Mecánica y Biomecánica – I2MB
Camino de Vera s/n, 46022 Valencia, España

(Recibido 15 de septiembre de 2020, para publicación 7 de enero de 2021)

Resumen – En este trabajo se analiza el comportamiento de un laminado grueso de CFRP multidireccional típico de componentes aeroespaciales bajo cargas de tracción cuasiestática. Para realizar este estudio se utilizó la técnica no destructiva de correlación digital de imágenes (DIC). El objetivo es caracterizar la influencia de un concentrador de tensiones a través de la distribución de deformaciones durante los ensayos cuasiestáticos. Los ensayos de tracción mostraron que la distribución de deformaciones alrededor del agujero es capaz de predecir el inicio y la progresión de la grieta en las capas externas. Finalmente, las pruebas experimentales se simularon numéricamente mediante el método de elementos finitos, mostrando una buena concondarncia entre los resultados numéricos y experimentales, y obteniendo así información de las capas más internas.

Palabras clave – CFRP, Método de elementos finitos, DIC, Progresión del daño.

1. INTRODUCCIÓN

Los materiales poliméricos reforzados con fibra de carbono, conocidos como CFRP, han visto incrementado su uso en la industria debido a sus excelentes propiedades mecánicas, como son su baja densidad, su alta resistencia a la corrosión y a la fatiga, y su alta resistencia y rigidez. Este hecho favorece que sea común encontrar este tipo de materiales en elementos críticas, como por ejemplo en estructuras portadoras de carga, por lo que establecer unos correctos valores límite de diseño en esas estructuras es una cuestión relevante [1,2].

El uso de materiales CFRP en grandes estructuras, como puede ser la de un avión, requiere mecanizar y unir diferentes partes mediante remaches o pernos. Para la realización de estos agujeros el proceso más común es el taladrado [3-5]. Sin embargo, la baja maquinabilidad de estos compuestos, debida principalmente al carácter abrasivo de las fibras, genera un daño en la pieza que degrada sus propiedades, limitando la vida en servicio del componente [6-9]. El daño mas relevante introducido durante el mecanizado es la delaminación [10,11], siendo un reto para la industria aeroespacial reducir el impacto de este daño [12,13].

Con el objetivo de proporcionar datos útiles de diseño, como la resistencia a rotura de los laminados compuestos que presentan delaminación, defectos, etc., la realización de ensayos de tracción con concentrador de tensiones (*Open-Hole Tension*) y compresión con concentrador de tensiones (*Open-Hole Compression*) es muy frecuente en el ámbito de la investigación. Estos trabajos abarcan estudios con probetas con diferentes apilados y concentradores de tension distintos tamaños, frente a cargas longitudinales tanto estáticas como cíclicas. Se ha observado en la literatura que existen tres tipos de fallos comunes, la delaminación, la fractura de la fibra, y la separación de fibra y matriz. Para los ensayos OHT el fallo más común es la delaminación, que se ve afectado por el tamaño del agujero [14-18]. En los casos OHC, se ini-

cia el fallo con la aparición de grietas en la matriz, pero al aumentar la carga de nuevo la delaminación y aplastamiento de la fibra pasan a ser los factores más determinantes del fallo, especialmente en el borde del agujero [19-23].

Los métodos de inspección no destructivos son una herramienta muy útil a la hora de estudiar la evolución del daño antes del fallo catastrófico del material, que puede verse influenciado por defectos de fabricación o por una carga de fatiga. Actualmente existen multitud de técnicas de caracterización aplicables a estructuras laminadas CFRP, siendo las más utilizadas son microtomografía CT [24,26], los rayos X [23,27-29], las emisiones acústicas [30,31], los ensayos de ultrasonidos [32,33], la termografía infraroja (IRT) [34-36] y la correlación digital de imagen [16,25,37,38]. Estas técnicas permiten validar la progresión del daño de los modelos usados para predecir el fallo del componente [17,18,39-41].

Dentro de las técnicas mencionadas, la correlación digital de imagen o DIC es uno de los métodos ópticos utilizados para obtener distribuciones precisas de los campos de desplazamiento y deformación en la superficie de los materiales. Algunos ejemplos de la aplicación de la metodologia en materiales compuestos laminados son la caracterización del campo de deformaciones completo durante ensayos cuasiestáticos de compuestos carbono/epoxi en 3D [25] o la localización de la ubicación de la fractura en ensayos de tracción GFRP [42].

A pesar de la extensa literatura, los mecanismos y la caracterización del daño microscópico en laminados gruesos con la presencia de agujero, es un problema que aún no están resuelto completamente. En este estudio, se investiga el comportamiento de un laminado grueso CFRP utilizado en la industria aeronáutica. El propósito de este trabajo es detectar el inicio y la progresión del daño utilizando técnicas no destructivas durante ensayos de tracción cuasiestáticos en muestras con concentradores de tensiones. De entre las técnicas existentes mencionadas, se emplea en este estudio la correlación digital de imagen (DIC). Finalmente, las pruebas experimentales se simulan numéricamente mediante el uso del método de elementos finitos (FEM) para un análisis progresivo de daños.

2. PREPARACIÓN DEL MATERIAL

En los ensayos se han empleado probetas fabricadas con 54 láminas preimpregnadas unidireccionales de fibra de carbono. Se apilan con diferentes orientaciones (0º, 45º, -45º, 90º), siendo las orientadas a 0º las que corresponden con la dirección X en la Fig. 1. El laminado es simétrico, con un espesor total de 9.7 mm y el contenido en resina es de un 34%.

Se han preparado dos geometrías diferentes. El primer tipo de probeta tiene un ancho de 25 mm, una longitud de 150 mm y un concentrador de tensiones centrado en la probeta con un diámetro nominal de 9.53 mm, como se muestra el esquema en la Figura 1 (a). El segundo tipo de probeta tiene un ancho de 20 mm, una longitud de 150 mm y un concentrador de tensiones centrado de menor tamaño, con un diámetro de 4.83 mm, que se corresponde con el esquema de la Figura 1 (b). El corte de las probetas tanto del perímetro como del agujero se ha realizado por chorro de agua.

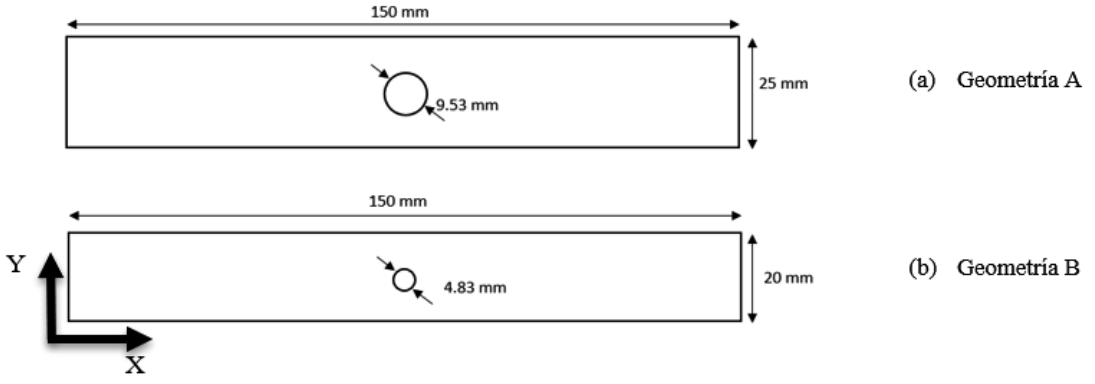
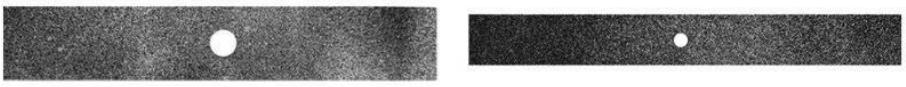


Fig. 1. Geometrías de las probetas.

Para aplicar correctamente la técnica DIC, es necesario generar un patrón inicial sobre la superficie en la que se va a obtener el campo de deformaciones o desplazamientos. Para ello, las probetas se motearon con aerosoles blanco y negro obteniendo una distribución aleatoria de alto contraste como se puede observar en la Fig. 2. La calidad de este patrón se inspeccionó posteriormente con el programa VIC-2D Digital Image Correlation (v.6.0.2 Correlated Solutions Inc., EEUU).



(a) Patrón con geometría A (b) Patrón con geometría B

Fig. 2. Patrones de alto contraste generados en la superficie de las probetas.

3. PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL

3.1. Montaje experimental

Los ensayos se han realizado en una máquina universal hidráulica INSTRON 8801 con una celda de carga de 100 kN. Durante los ensayos se aplicó la técnica no destructiva de correlación digital de imagen para analizar el comportamiento mecánico de las muestras en condiciones de carga a tracción cuasiestática. Para lograr la condición de ensayo cuasiestático se ha seguido el procedimiento de la norma D5766/D5766M [43] para evitar dañar las probetas, aplicando la carga con control de desplazamiento de 2 mm/min hasta alcanzar el fallo. Durante el ensayo se mide la fuerza y el desplazamiento de la mordaza. El montaje se puede observar en la Fig. 3.

Las imágenes obtenidas durante el ensayo sobre las que se aplica la metodología DIC se tomaron con una lente focal fija de alta resolución (HF7518C-2, Myutron, Japón) con anillos de extensión de 10 mm (con una longitud focal de 65 mm). Además, se garantizó una posición relativa perpendicular entre la cámara y la probeta a ensayar para evitar la adquisición de imágenes con desplazamientos fuera de plano durante los ensayos, y una correcta iluminación con el uso de un foco como fuente de luz.

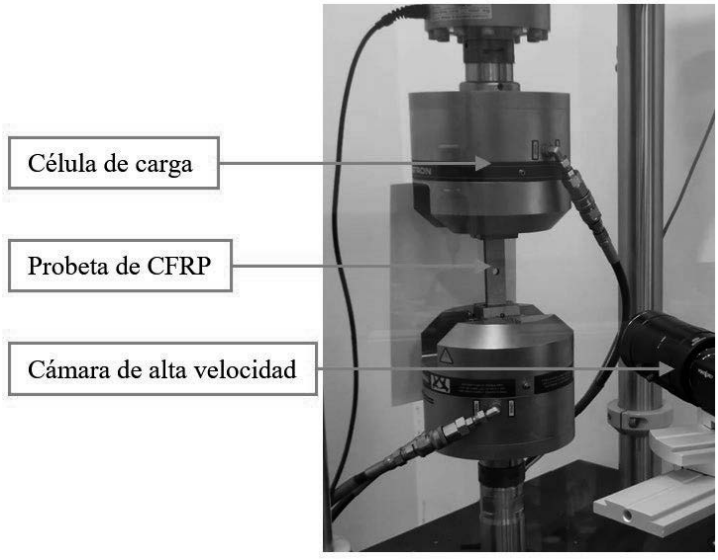


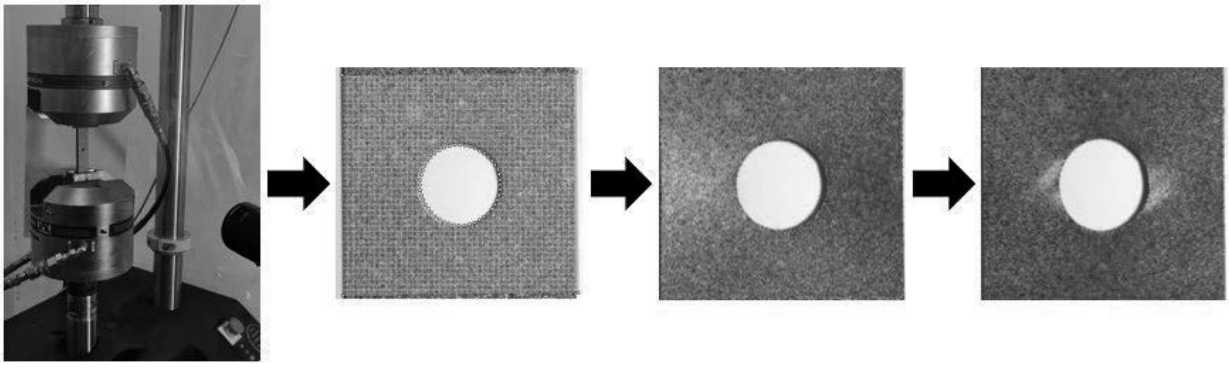
Fig. 3. Montaje experimental de los ensayos.

3.2. Metodología DIC

La metodología DIC es una técnica óptica de campo completo que permite obtener los desplazamientos en una superficie mediante la toma de imágenes desde su estado inicial (considerado como el de referencia) hasta su estado final (deformado). Mediante estas imágenes, se puede realizar un seguimiento óptico de patrones, a partir de los cuales se obtienen las deformaciones de la superficie en 2D o 3D (en el caso de usar dos cámaras). En este trabajo el seguimiento se realiza en 2D con una única cámara.

Para realizar el seguimiento correctamente, la técnica DIC divide la región de interés (ROI) en cuadrantes para rastrear el desplazamiento en función de un criterio de coincidencia del patrón de la imagen y compara cada imagen deformada con la previa o la de referencia. En este estudio se ha definido como ROI toda el área alrededor del orificio. En la Fig. 4 se muestra un esquema del procedimiento de aplicación de la técnica DIC.

El tamaño de la cuadrícula en la que se divide el ROI, conocido como faceta, se definió de 23 píxeles mientras que el espaciado entre los puntos de control, conocido como el paso, de 5 píxeles. Para la calibración del DIC se toma como referencia una única imagen, que se corresponde con el momento inicial del ensayo antes de producirse las deformaciones. Los resultados obtenidos de la calibración fueron una desviación media de 0.008 píxeles (con un valor máximo de 0.011 píxeles) y una desviación media de la escala de 0.16 μm (con un valor máximo de 0.22 μm).



1) Montaje Experimental | 2) Región de interés | 3) Campo de desplazamientos | 4) Campo de deformaciones

Fig. 4. Procedimiento de la metodología DIC (*Digita Image Correlation*).

4. IMPLEMENTACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO

Los ensayos de tensión de las probetas multidireccionales de fibra de carbono descritas anteriormente se han reproducido mediante el código de elementos finitos ABAQUS/Standart. Cada lamina se ha implementado en 3D con elementos sólidos C3D8R (8 nodos, integración reducida y hourglass control), con un tamaño de elemento de 0.5 mm cerca de la zona del agujero, y de 5 mm lejos de esta zona. El mallado es estructurado, con excepción del área de transición entre las dos áreas mencionadas y con dos filas de elementos a través del espesor. Debido a la existencia de un plano de simetría, el modelo solo contempla la mitad del laminado (27 capas) consiguiendo disminuir el tiempo computacional. Las capas se unen mediante una condición de pegado. Como condiciones de contorno del modelo se define, además de la condición de simetría, un encastre en un lado de la probeta y un desplazamiento en el otro extremo, reproduciendo las condiciones del ensayo. El esquema completo del modelo se muestra en la Fig. 5.

4.1. Comportamiento del material

El comportamiento de cada lámina se ha definido como elástico lineal hasta rotura debido a su alta resistencia. El fallo de las láminas se ha modelado siguiendo el criterio de Hashin [44], el cual permite distinguir entre diferentes fallos de matriz y fibra: rotura de la matriz a tracción (1), rotura de la matriz a

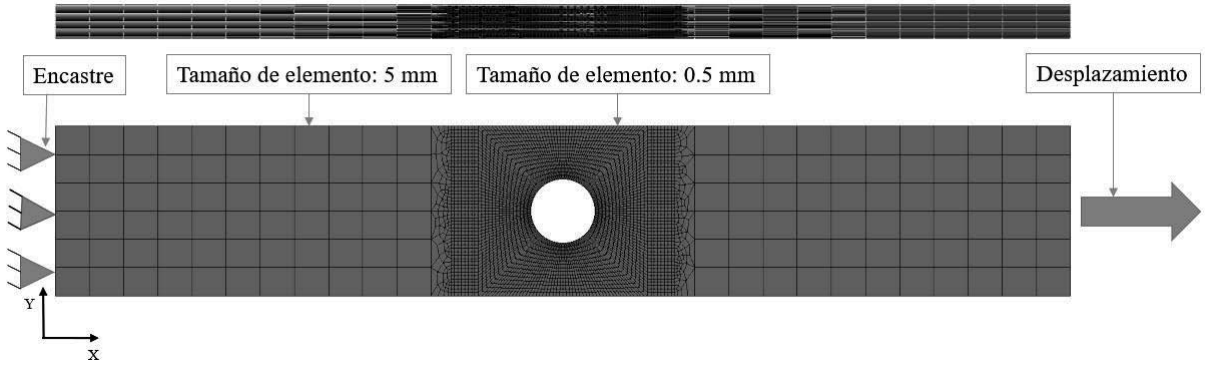


Fig. 5. Esquema del modelo de elementos finitos implementado.

compresión (2), fallo de la fibra por rotura a tracción (3) y fallo de la fibra por pandeo a compresión (4). En estas ecuaciones, las magnitudes en mayúscula se refieren a las propiedades mecánicas de resistencia al fallo correspondientes. El comportamiento del daño se ha implementado utilizando una subrutina de usuario Abaqus USDFLD.

$$\left(\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_t}\right)^2+\frac{\tau_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33}}{S_t^2}+\frac{\tau_{12}^2+\tau_{13}^2}{S_l^2}=1 \tag{1}$$

$$\left[\left(\frac{Y_c}{2\,S_t}\right)^2-1\right]\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_c}+\left(\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{2\,S_t}\right)^2+\frac{\tau_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33}}{S_t^2}+\frac{\tau_{12}^2+\tau_{13}^2}{S_l^2}=1 \tag{2}$$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2+\frac{\tau_{12}^2+\tau_{13}^2}{S_l^2}=1 \tag{3}$$

$$\frac{-\sigma_{11}}{X_c}=1 \tag{4}$$

5. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección se analizan los resultados obtenidos de los ensayos tanto experimentales como numéricos.

5.1. Resultados experimentales

En la Fig. 6 se presenta el campo de deformaciones en las direcciones X e Y para diferentes momentos de carga en una probeta con la geometría A. Se observa como la técnica DIC detecta claramente la distribución de deformaciones debido al concentrador de tensiones generando los mapas con "geometria de mariposa" típica de este tipo de concentradores. Conforme la carga aumenta, el patrón empieza a deformarse debido a la aparición y propagación de fisuras de forma tangencial a la dirección de la fibra en el borde del orificio. Este patrón se observó en estudios similares con laminados delgados [18,24].

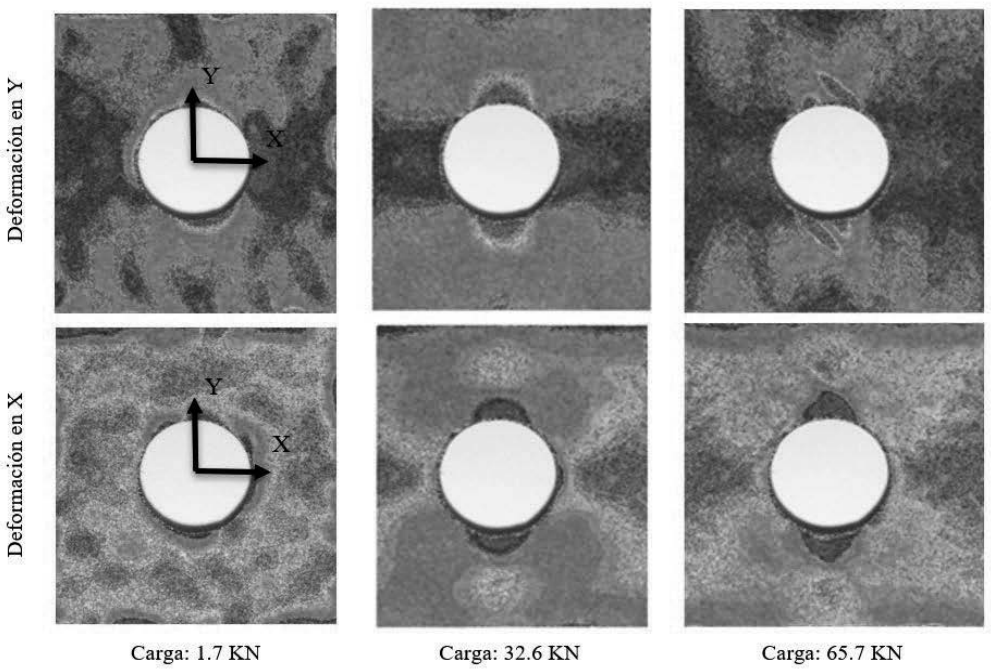


Fig. 6. Campo de deformaciones en X e Y en diferentes momentos del ensayo de tracción.

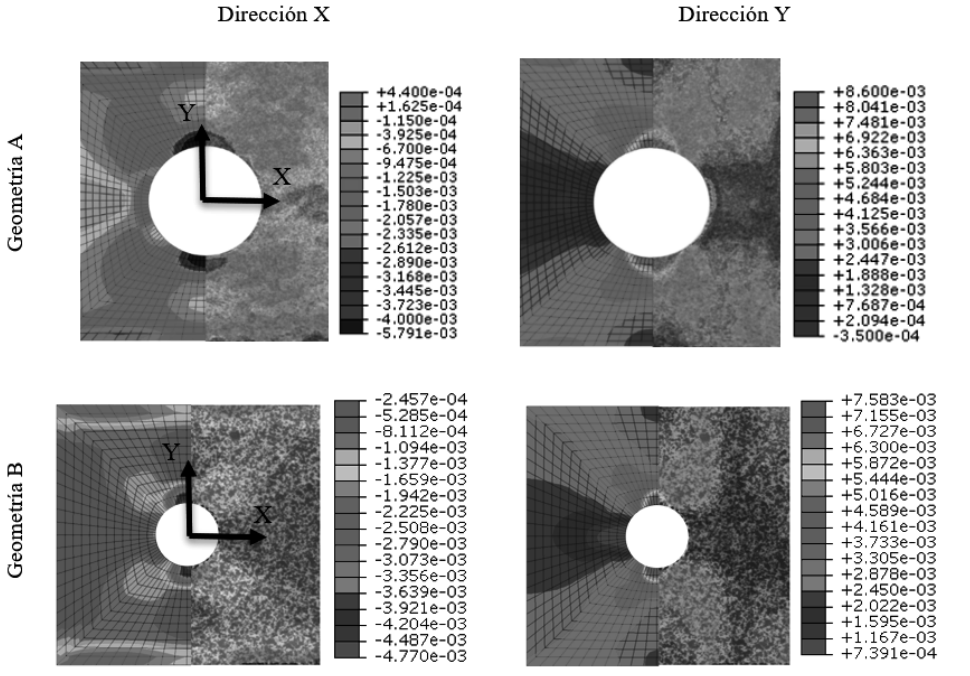


Fig. 7. Comparación del campo de deformaciones del DIC y el modelo numérico.

5.2. Validación del modelo

Para realizar la validación del modelo numérico, se ha comparado los campos de deformaciones en la geometría A y geometría B (Fig. 7) con los resultados experimentales. Se observa que la distribución de ambos campos es prácticamente idéntica en las dos direcciones, lo que valida la efectividad de la técnica DIC para el análisis de deformaciones en la superficie.

Tabla 1. Valores máximos y mínimos de las deformaciones para la probeta con geometría A.

		Instante 1		Instante 2		Instante 3	
		DIC (mm)	FEM (mm)	DIC (mm)	FEM (mm)	DIC (mm)	FEM (mm)
Deformación máxima principal	Máx.	2.68E-03	2.96E-03	5.55E-03	6.06E-03	7.60E-03	8.49E-03
	Mín.	1.20E-04	1.26E-04	2.00E-04	2.22E-04	3.00E-04	3.11E-04
Deformación mínima principal	Máx.	-1.10E-04	-8.81E-05	-1.00E-04	-1.44E-04	-2.00E-04	-2.04E-04
	Mín.	-1.15E-03	-1.92E-03	-2.15E-03	-3.62E-03	-3.24E-03	-5.44E-03

Tabla 2. Valores máximos y mínimos de las deformaciones para la probeta con geometría B.

		Instante 1		Instante 2		Instante 3	
		DIC (mm)	FEM (mm)	DIC (mm)	FEM (mm)	DIC (mm)	FEM (mm)
Deformación máxima principal	Máx.	2.76E-03	2.73E-03	4.28E-03	5.38E-03	5.10E-03	7.58E-03
	Mín.	2.80E-04	2.96E-04	5.60E-04	5.83E-04	6.80E-04	7.39E-04
Deformación mínima principal	Máx.	-8.00E-05	-9.76E-05	-1.50E-04	-1.90E-04	-2.00E-04	-2.46E-04
	Mín.	-1.36E-03	-1.65E-03	-2.58E-03	-3.24E-03	-3.22E-03	-4.77E-03

Los resultados de los valores de deformaciones máximo y mínimo obtenidos se presentan en las siguientes Tablas 1 y 2 para las geometrías A y B, respectivamente. Los resultados se muestran para tres instantes diferentes desde el inicio del ensayo. Se observa como los valores son muy similares en ambos casos, obteniendo unos errores pequeños.

Se concluye que los resultados obtenidos con el modelo de elementos fininitos predice correctamente los resultados obtenidos de la herramienta DIC.

5.3. Análisis del daño

Una vez validado el modelo se realiza un estudio de la evolución del daño en el material de distintas capas del laminado con orientaciones de 0º, 90º, 45º y -45º ubicadas cerca de las caras externas y en el interior de la probeta.

5.3.1. Láminas cercanas a la superficie

Los resultados del modelo numérico permiten observar la evolución del daño en cada una de las láminas del material. Como es de esperar, el daño aumenta con el desplazamiento. Las láminas orientadas a 0º se encuentran con las fibras alineadas en dirección de la carga. Para estas láminas el daño se propaga de forma perpendicular a la dirección de la carga desde el orificio hacia el borde del laminado. El avance del daño viene condicionado por la rotura de la fibra, que causará el fallo en la matriz al no poder soportar la carga. Estas láminas son las últimas capas del apilado en romperse. Esto provoca que en los momentos finales previos al fallo catastrófico sean estas láminas las únicas que soportan la carga. La progresión del daño desde que aparece hasta que se produce el fallo catastrófico se puede observar en la Fig. 8.

A continuación, se analizan las láminas con las fibras orientadas en dirección perpendicular a la carga, láminas orientadas a 90º. En este caso, al no estar las fibras orientadas en la dirección de la carga la matriz soporta las cargas de tracción, lo que provoca que aparezcan daños aislados a lo largo del borde del orificio y del borde libre como se puede distinguir en la Fig. 8. Conforme avanza el ensayo, estos daños se propagan hasta unirse, lo que provoca que estas láminas sean las primeras en dejar de aportar resistencia a la carga.

Por último, las láminas con las fibras orientadas a 45º y -45º muestran una distribución del daño similar. En este caso predomina el fallo combinado de matriz y fibra. Debido a que con esta orientación la fibra

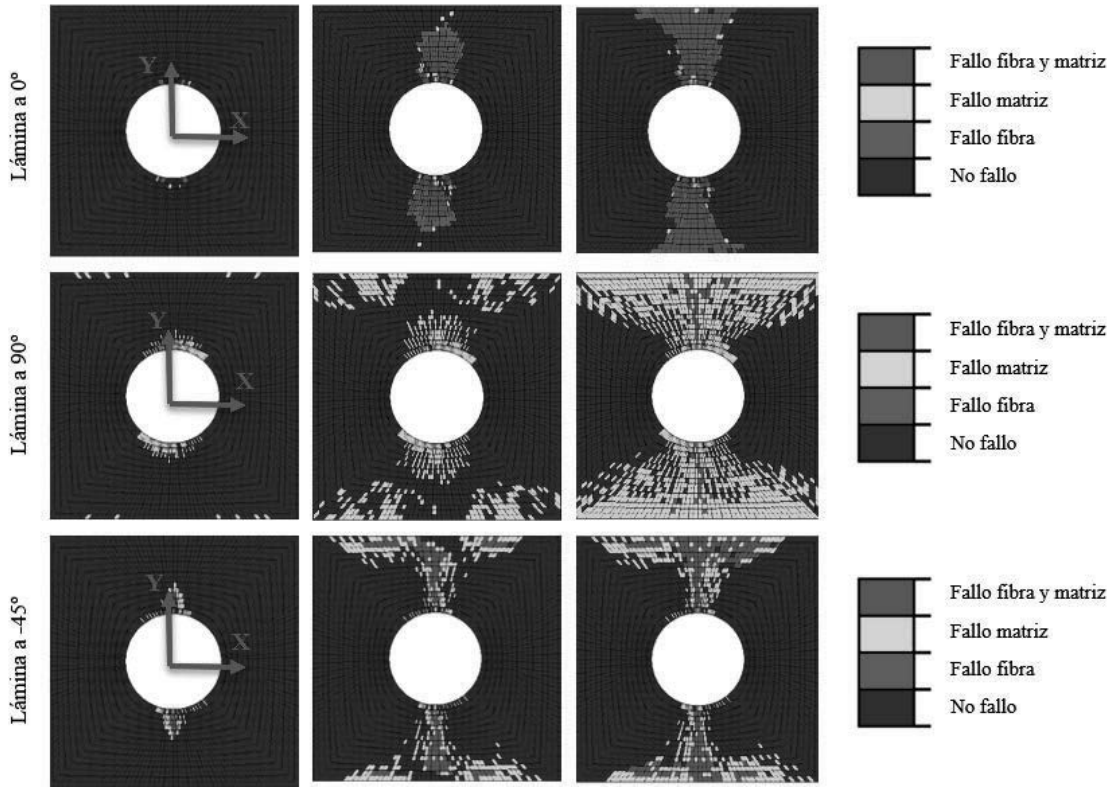


Fig. 8. Fallo en láminas cercanas a la superficie con geometría A.

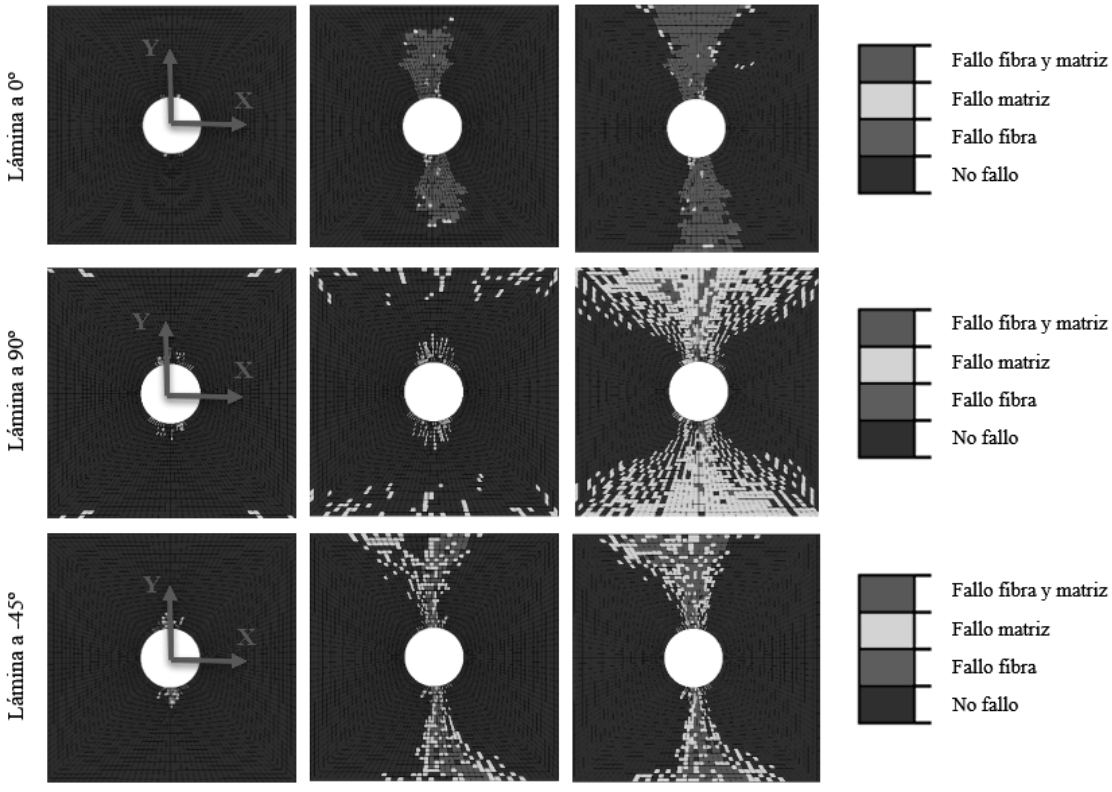


Fig. 9. Fallo en láminas cercanas a la superficie con geometría B.

aporta algo de resistencia, la propagación del daño se encuentra más localizada que en las láminas orientadas a 90º, aunque mantiene la ditribución triangular ensanchandose conforme el daño se aproxima al borde libre. La secuencia de la evolución de daño que se deriva de los modelos es similar a la observada en la literatura para materialed CFRP [39].

En cuanto al modelo con la geometría B, se puede observar en la Fig. 9 como los resultados obtenidos son muy similares a los obtenidos con la geometría A. De nuevo las últimas láminas en alcanzar el fallo fueron las orientadas a 0º. El fallo en estas láminas crece desde el agujero hasta el borde libre rompiendo la matriz y la fibra de forma simulatena.

Las láminas a 90º y -45º tiene un crecimiento similar, en forma trinagular, siento las láminas a 90º las que alcanzan una zona de daño mayor. Las láminas a -45º de nuevo orientan el crecimiento de las grietas en dirección de las fibras como se observa en la Fig. 9.

5.3.2. Láminas cercanas al plano de simetría

Las láminas más cercanas al interior de la probeta, y por tanto más cercanas al plano de simetría, también han sido analizadas. En este caso los resultados obtenidos con muy similares a los comentados en el apartado anterior, pero con alguna diferencia remarcable. La principal diferencia es que el daño en los bordes libres en las láminas a 90º y -45º aparece más tarde y no hay una progresión de este hacia el agujero, por lo que el avance de la grieta se produce desde el concentrador de tensiones hacia el borde libre. También se ha hecho el análisis para las dos geometrias, obteniendo de nuevo resultados similares, como se puede observar en las Figuras 10 y 11.

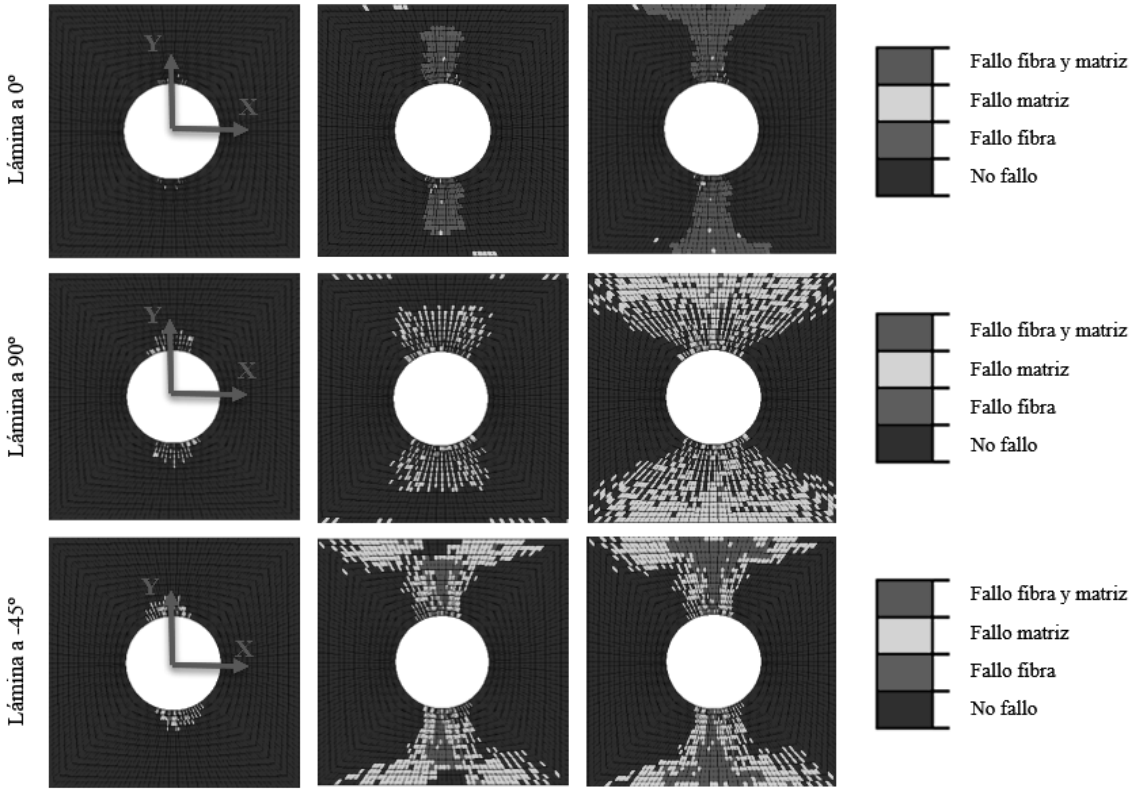


Fig. 10. Fallo en láminas cercanas al plano de simetría con geometría A.

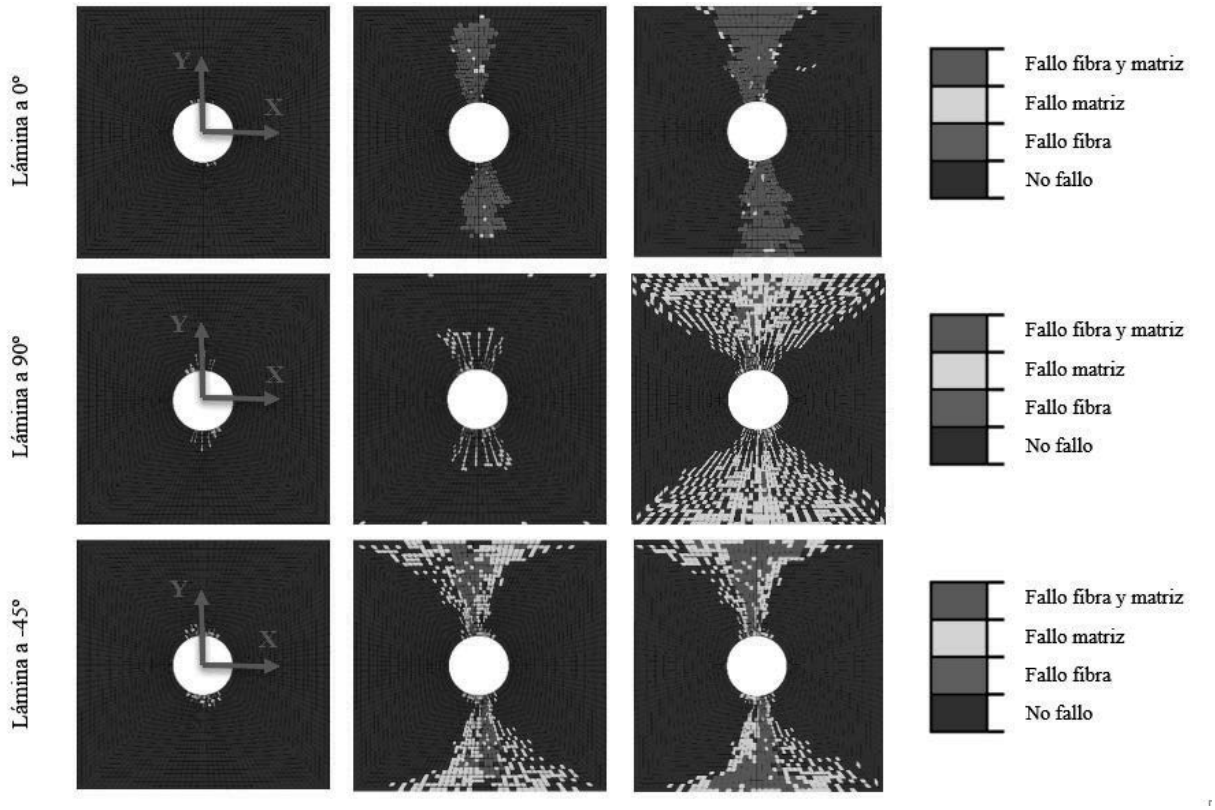


Fig. 11. Fallo en láminas cercanas al plano de simetría con geometría B.

6. CONCLUSIONES

En este trabajo se ha presentado la aplicación de una técnica no destructiva, como es el DIC, en un material CFRP de gran espesor representativo de los empleados en la industria aeronáutica. Se ha usado el DIC para obtener el campo de deformaciones mientras se realiza ensayos cuasiestáticos a tracción. Los resultados mostraron la efectividad de esta técnica para predecir el inicio y propagación de grietas en la capa externa del laminado.

Los campos de deformación medidos con un sistema DIC 2D se compararon con las obtenidas mediante un modelo numérico. Los resultados mostraron una muy buena correlación entre la estimación y los resultados del ensayo. El modelo FE se usó para predecir la secuencia de daño en las diferentes configuraciones de capas.

Se han observado diferencias en el origen y propagación del daño entre las capas internas y las externas. Mientras que en las capas internas el daño comienza a propagarse desde el orificio hasta el borde libre, en las externas el daño aparece también en el borde libre y se propaga a su vez desde este borde libre al orificio.

El fallo en las láminas orientadas con la carga, láminas a 0º, aparece debido a la rotura de la fibra. El fallo principal en el resto de las capas se debe a la rotura de la matriz, estando el daño en las láminas a ±45º más localizado que las láminas a 90º.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el material proporcionado por AIRBUS DEFENCE AND SPACE y al Ministerio de Economía y Competitividad de España por la financiación, dentro del marco del proyecto DPI2017-

89197-C2-1-R y DPI2017-89197-C2-2-R y el subprograma asociado de ayudas FPI con referencia PRE2018-086277.

REFERENCIAS

[1] Ahmad, J., *Machining of Polymer Composites*, Springer, US (2009) ISBN 978-0-387-35539-9.

[2] John, K.M., Kumaran, S.T., Kurniawan, R., Park, K.M., Byeon, J.H., "Review on the methodologies adopted to minimize the material damages in drilling of carbon fiber reinforced plastic composites", *J. Reinf. Plast. Compos.,* **38**, 351–368 (2019)

[3] Vinayagamoorthy, R., "A review on the machining of fiber-reinforced polymeric laminates", *J. Reinf. Plast. Compos.,* **37**, 49–59 (2018)

[4] Panchagnula, K.K., Palaniyandi K., "Drilling on fiber reinforced polymer/nanopolymer composite laminates: a review", *J. Mater. Res. Technol.,* **7**, 180–189 (2018)

[5] Geier, N., Davim, J.P., Szalay, T., "Advanced cutting tools and technologies for drilling carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composites: A review", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **125**, 105552 (2019)

[6] Zhu, H., Wu, B., Li, D., Zhang, D., Chen, Y., "Influence of Voids on the Tensile Performance of Carbon/epoxy Fabric Laminates", *J. Mater. Sci. Technol.,* **27**, 69–73 (2011)

[7] Fiedler, B., Schulte, K., "Reliability and Life Prediction of Composite Structures", *Compos. Sci. Technol.,* **66**, 615 (2006)

[8] Sisodia, S., Gamstedt, E.K., Edgren, F., Varna, J., "Effects of voids on quasi-static and tension fatigue behaviour of carbon-fibre composite laminates", *J. Compos. Mater.,* **49**, 2137–2148 (2015)

[9] Seon, G., Makeev A., Nikishkov, Y., Lee, E., "Effects of defects on interlaminar tensile fatigue behavior of carbon/epoxy composites", *Compos. Sci. Technol.,* **89**, 194–201 (2013)

[10] Feito, N., Díaz-Álvarez, J., Díaz-Álvarez, A., Cantero, J.H., Miguélez, M.H., "Experimental analysis of the influence of drill point angle and wear on the drilling of woven CFRPs", *Materials (Basel),* **7**, (2014)

[11] Grilo, T.J., Paulo, R.M.F., Silva, C.R.M., Davim, J.P, "Experimental delamination analyses of CFRPs using different drill geometries", *Compos. Part B Eng.,* **45**, 1344–1350 (2013)

[12] Su, F., Zheng, L., Sun, F., Wang, Z., Deng, Z., Qiu, X., "Novel drill bit based on the step-control scheme for reducing the CFRP delamination", *J. Mater. Process. Technol*., 262, 157–167 (2018)

[13] Erturk, A.T., Vatansever, F., Yarar, E., Karabay, S., "Machining behavior of multiple layer polymer composite bearing with using different drill bits", *Compos. Part B Eng.,* **176**, 107318 (2019)

[14] Mollenhauer, D., Iarve, E. V, Kim, R., Langley, B., "Examination of ply cracking in composite laminates with open holes: A moiré interferometric and numerical study", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **37**, 282–294 (2006)

[15] Wisnom, M.R., Hallett, S.R., "The role of delamination in strength, failure mechanism and hole size effect in open hole tensile tests on quasi-isotropic laminates", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **40**, 335–342 (2009)

[16] Tabrizi, I.E., Khan, R.M.A., Massarwa, E., Zanjani, J.S.M., Ali, H.Q., Demir, E., Yildiz, M., "Determining tab material for tensile test of CFRP laminates with combined usage of digital image correlation and acoustic emission techniques", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **127**, 105623 (2019)

[17] Zhang, D., Zheng, X., Wu, T., "Damage characteristics of open-hole laminated composites subjected to longitudinal loads", *Compos. Struct.,* **230**, 111474 (2019)

[18] Hallett, S.R., Green, B.G., Jiang, W.G., Wisnom, M.R., "An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **40**, 613–624 (2009)

[19] Suemasu, H., Takahashi, H., Ishikawa, T., "On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load", *Compos. Sci. Technol.,* **66**, 634–641 (2006)

[20] Suemasu, H., Naito, Y., Gozu, K., Aoki, Y., "Damage initiation and growth in composite laminates during open hole compression tests", *Adv. Compos. Mater.,* **21**, 209–220 (2012)

[21] Su, Z.C., Tay, T.E., Ridha, M., Chen, B.Y., "Progressive damage modeling of open-hole composite laminates under compression", *Compos. Struct.,* **122**, 507–517 (2015)

[22] Tojaga, V., Skovsgaard, S.P.H., Jensen, H.M., "Micromechanics of kink band formation in open-hole fibre composites under compressive loading", *Compos. Part B Eng.,* **149**, 66–73 (2018)

[23] Zhang, H., Li, C., Dai, W., Liu, Y., Tian, S., Huang, W., Jia, D., He, D., Zhang, Y., "Static compression testing CFRP single-lap composited joints using X-ray μCT", *Compos. Struct.,* **234**, 111667 (2020)

[24] Nixon-Pearson, O.J., Hallett, S.R., Withers, P.J., Rouse, J., "Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 1: Experimental investigation", *Compos. Struct.,* **106**, 882–889 (2013)

[25] Dai, S., Cunningham, P.R., Marshall, S., Silva, C., "Open hole quasi-static and fatigue characterisation of 3D woven composites", *Compos. Struct.,* **131**, 765–774 (2015)

[26] Senck, S., Scheerer, M., Revol, V., Plank, B., Hannesschläger, C., Gusenbauer, C., Kastner, J., "Microcrack characterization in loaded CFRP laminates using quantitative two- and three-dimensional X-ray dark-field imaging", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **115**, 206–214 (2018)

[27] Tan, K.T., Watanabe, N., Iwahori, Y., "X-ray radiography and micro-computed tomography examination of damage characteristics in stitched composites subjected to impact loading", *Compos. Part B Eng.,* **42**, 874–884 (2011)

[28] Garcea, S.C., Wang, Y., Withers, P.J., "X-ray computed tomography of polymer composites", *Compos. Sci. Technol.,* **156**, 305–319 (2018)

[29] Plank, B., Hannesschlaeger, C., Revol, V., Kastner, J., "Characterisation of Anisotropic Fibre Orientation in Composites by Means of X-Ray Grating Interferometry Computed Tomography", *In Proceedings of the 20th Symposium on Composites; Trans Tech Publications Ltd,* **825**, 868–875 (2015)

[30] Si, L., Baier, H., "Real-time impact visualization inspection of aerospace composite structures with distributed sensors", *Sensors,* **15**, 16536–16556 (2015)

[31] Arumugam, V., Saravanakumar, K., Santulli, C., "Damage characterization of stiffened glass-epoxy laminates under tensile loading with acoustic emission monitoring", *Compos. Part B Eng.,* **147**, 22–32 (2018)

[32] Feng, W., Zhou, X., Zeng, X., Yang, C., "Ultrasonic inspection of localized defects in low-porosity CFRP", *Sensors,* **19** (2019)

[33] Dattoma, V., Panella, F.W., Pirinu, A., Saponaro, A., "Ultrasonic and thermographic studies for CFRP inspections with real and simulated defects", *Materials Today Proc.,* **34**, 224-234 (2020)

[34] Montesano, J., Fawaz, Z., Bougherara, H., "Use of infrared thermography to investigate the fatigue behavior of a carbon fiber reinforced polymer composite", *Compos. Struct.,* **97**, 76–83 (2013)

[35] Zhang, H., Avdelidis, N.P., Osman, A., Ibarra-Castanedo, C., Sfarra, S., Fernandes, H., Matikas, T.E., Maldague, X.P.V., "Enhanced infrared image processing for impacted carbon/glass fiber-reinforced composite evaluation", *Sensors,* **18**, 1–13 (2018)

[36] Katunin, A., "A concept of thermographic method for non-destructive testing of polymeric composite structures using self-heating effect", *Sensors,* **18**(1),74 (2018)

[37] Sun, X.C., Hallett, S.R, "Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study", *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.,* **104**, 41–59 (2018)

[38] Makeev, A, "Interlaminar shear fatigue behavior of glass/epoxy and carbon/epoxy composites", *Compos. Sci. Technol.,* **80**, 93–100 (2013)

[39] Nixon-Pearson, O.J., Hallett, S.R., Harper, P.W., Kawashita, L.F, "Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 2: Numerical modelling", *Compos. Struct.,* **106**, 890–898 (2013)

[40] Stanley, P., Chan, W.K., "The application of thermoelastic stress analysis techniques to composite materials", *J. Strain Anal. Eng. Des.,* **23**, 137–143 (1988)

[41] Pitarresi, G., Patterson, E.A., "A review of the general theory of thermoelastic stress analysis", *J. Strain Anal. Eng. Des*., **38**, 405–417 (2003)

[42] Sutton, M.A., Orteu, J.J., Schreier, H., *Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements: Basic Concepts, Theory and Applications*, Springer, US (2009)

[43] ASTM International ASTM D5766/D5766M-11, "Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite", Annu. B. ASTM Stand. 2014, 11, 1–7

[44] Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", *Journal of Applied Mechanisms,* **47**, 329-334 (1980)

ANALYSIS OF DAMAGE PROGRESSION IN COMPOSITE LAMINATES WITH OPEN-HOLE UNDER TRACTION LOADS

Abstract – In this work, the behavior of a thick multidirectional CFRP laminate representative of aerospace components, is analyzed under quasi-static tensile loads. The non-destructive digital image correlation (DIC) technique was applied in this study. The goal is to characterize the influence of a stress concentrator through the strain distribution during quasi-static tests. Tensile tests showed that the strain distribution around the hole is able to predict the beginning and progression of the crack in the outer layers. Finally, the experimental tests were simulated numerically using the finite element method, showing good agreement between the numerical and experimental results, and thus obtaining information from the innermost layers.

Keywords – CFRP, Finite element method; DIC, Damage progression.