

L.M. Fernández-Cañadas^a, I. Ivañez^a, S. Sánchez-Sáez^a^a Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras.
Universidad Carlos III de Madrid. Avda. de la Universidad, 30. 28911, Leganés, Madrid, España.

Ánisis del comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas estáticas

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:

Laminado
Reparación adhesiva
Elementos finitos
Modelo de zona cohesiva

Los elementos estructurales de una aeronave fabricados de materiales compuestos son susceptibles de sufrir daños durante su vida en servicio. Debido al alto nivel de integración y al gran tamaño de los componentes estructurales, la sustitución completa de los componentes dañados no siempre es viable, por lo que la reparación puede suponer un gran ahorro tanto desde el punto de vista económico como temporal.

Dado que las reparaciones adhesivas pueden ofrecer ciertas ventajas con respecto a las mecánicas, existe un gran interés por aumentar el conocimiento sobre su comportamiento frente a las distintas cargas estáticas a las que va a estar sometido en su vida en servicio, el cual depende de un gran número de parámetros.

En este trabajo se ha desarrollado un modelo numérico de elementos finitos implementado en Abaqus/Explicit que permite analizar la respuesta mecánica de laminados reparados frente a cargas estáticas. Se ha validado experimentalmente, usándose posteriormente para realizar ensayos virtuales de probetas reparadas con parche doble sometidas a tracción estática, analizando los resultados de fuerza máxima y rigidez al variar el tamaño y la topología (rectangulares y circulares).

Analysis of the behaviour of adhesive composite repairs subjected to static loads

ABSTRACT

Keywords:

Laminate
Adhesive repair
Finite-element analysis
Cohesive zone model

Aircraft structural components made of composite materials are susceptible of being damaged during their service life. The high level of integration and large size of these structural components may make very difficult the replacement of damaged parts; thus, repair damaged components is a solution that can save economic and temporal costs.

Adhesively-bonded repairs offer certain advantages when compared to mechanical repairs, therefore there is an increasing interest in the study of their mechanical response to static loads, and a detailed structural analysis depend on several parameters.

In this work, a finite-element numerical model was developed in Abaqus/Explicit commercial code. The model was validated experimentally. The numerical model was used to analyse the mechanical response of patch repaired laminates subjected to tensile static loads. The effect of the repair patch shape (rectangular or circular) and repair patch size on the failure load and elastic stiffness was evaluated by carrying out a series of virtual tests using the validated numerical model.

1 Introducción

Los componentes estructurales fabricados con materiales compuestos están siendo ampliamente utilizados en el sector del transporte aéreo debido a sus excelentes propiedades mecánicas y su bajo peso.

Estos componentes son susceptibles de sufrir daños por impacto durante las operaciones de mantenimiento o su vida en servicio. Si el daño producido no es extenso, la reparación estructural es la única solución viable, ya que debido al alto nivel de integración de las estructuras fabricadas con materiales compuestos y al gran tamaño de los componentes estructurales de una aeronave, reemplazar el componente entero no es rentable, tanto desde el punto de vista económico como temporal.

Las reparaciones adhesivas constituyen una alternativa a las reparaciones mecánicas de estructuras aeronáuticas, por su mejor comportamiento frente a cargas de fatiga, menor posibilidad de corrosión, reducción de la concentración de tensiones, posibilidad de aplicación "in situ" y facilidad de adaptación a geometrías complejas [1-2]. Además, permiten disminuir el peso estructural de las aeronaves sometidas a reparaciones, lo que conlleva una reducción en el consumo de combustible y por consiguiente un menor impacto ambiental [3].

A pesar de estas ventajas, las únicas reparaciones certificadas en la industria aeronáutica son las basadas en uniones mecánicas [4]. De ahí la necesidad de estudiar y profundizar en el comportamiento de estructuras de material compuesto con reparaciones adhesivas de parches.

La respuesta estructural de las reparaciones adhesivas necesita ser analizada con precisión, ya que deben restaurar las propiedades mecánicas (resistencia y rigidez) que tuviera el componente no dañado. Estas reparaciones deberían minimizar el riesgo de fallo estructural bajo las distintas cargas a las que se va a encontrar sometido en su vida en servicio.

Predecir el comportamiento estructural de las reparaciones adhesivas estructurales bajo distintas condiciones de carga, es un proceso complejo debido al gran número de parámetros que influyen, entre los que se incluyen el tamaño del parche y su topología [5].

Un estudio netamente experimental requeriría la realización de un gran número de ensayos, siendo por tanto un procedimiento muy costoso y cuyos resultados solo serían aplicables a las condiciones ensayadas. La realización de ensayos virtuales, empleando simulaciones numéricas que reproduzcan el comportamiento estructural de una reparación, puede resultar muy eficiente, tanto en tiempo como en coste, al reducir el número de ensayos experimentales a los necesarios únicamente para validar el modelo numérico.

En este trabajo se ha analizado la respuesta mecánica de reparaciones adhesivas realizadas sobre estructuras de tipo laminado frente a cargas de tracción estáticas a través de un modelo de elementos finitos implementado en Abaqus/Standard. A través del mismo se ha evaluado la influencia del tamaño y forma del parche de material compuesto en la resistencia, rigidez y modos de fallo de las reparaciones.

2 Procedimiento experimental

El laminado utilizado en este trabajo está fabricado a partir de un preimpregnado de cinta de fibra de carbono IM7 en resina epoxi MTM-45-1, cuyas propiedades principales se muestran en la Tabla 1. Se usó una secuencia de apilamiento [45/0/-45/90]_s.

Módulo de Young (GPa)	Coefficiente Poisson	Módulo de cortadura (GPa)
$E_x=173$	$\nu_{xy}=0.32$	$G_{xy}=3.89$
$E_y=7.36$	$\nu_{xz}=0.5$	$G_{xz}=3.89$
$E_z=7.93$	$\nu_{yz}=0.5$	$G_{yz}=2.94$

Tabla 1. Propiedades ortótropas de la lámina de IM7/MTM-45-1

Se llevaron a cabo ensayos de tracción estática en una máquina servohidráulica Instron 8516 (Figura 1), a una velocidad de ensayo de 1 mm/min y siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D3039/D3039-14 [6].



Figura 1. Configuración del ensayo de tracción estática.

Se ensayaron tres tipos de probetas bajo condiciones de tracción estática: probetas de laminado intacto, de laminado con agujero (también llamados open-hole) y con reparaciones con parche circular doble (Figura 2). Tanto las probetas con agujero como las reparadas presentaban un taladro central circular de diámetro 10 mm, de manera que éste pudiera representar la eliminación del área dañada previa a la reparación.



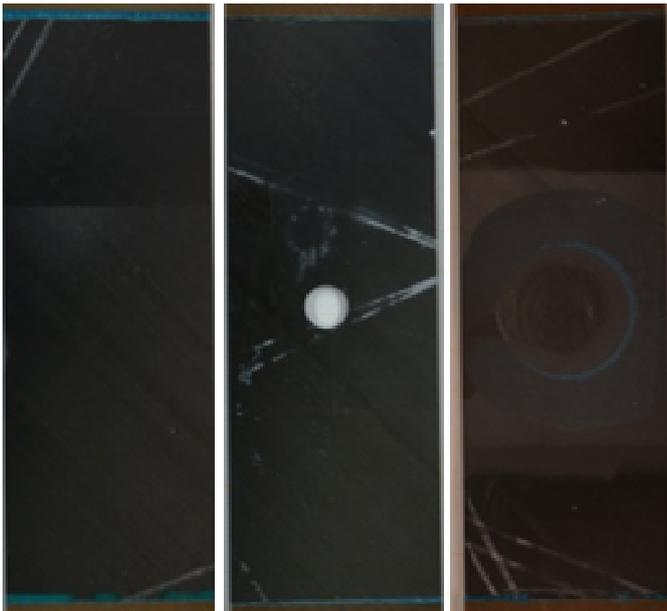


Figura 2. Configuraciones estudiadas experimentalmente.

En las probetas reparadas con parche circular doble, el espesor de cada uno de los parches correspondía a la mitad del espesor del laminado, por lo que, la secuencia de apilamiento de cada uno de los mismos fue [45/0/-45/90]. El adhesivo empleado para unir laminado y parches fue MTA-240 (Tabla 2).

Módulo de Young (GPa)	Coefficiente Poisson	Módulo de cortadura (GPa)
$E=3.13$	$\nu=0.48$	$G=1.06$

Tabla 2. Propiedades elásticas del adhesivo MTA-240.

Todas las probetas tenían las mismas dimensiones en longitud y anchura, siendo éstas 250 mm y 50 mm respectivamente. A los extremos de cada probeta se adhirieron talones de fibra de vidrio (de 51 mm x 51 mm), de manera que se impidiera el deslizamiento de la probeta durante la realización del ensayo. En el caso de la reparación, se consideró un parche circular cuyo diámetro fue 30 mm, adherido al laminado mediante una capa de adhesivo tipo film de 0.13 mm de espesor.

Se ensayaron cinco probetas de cada grupo para poder obtener un valor medio de fuerza máxima y rigidez. Se instalaron galgas extensiométricas en la parte superior e inferior de las probetas para obtener la deformación longitudinal en cada momento del ensayo.

De cada ensayo se obtuvo la curva fuerza-desplazamiento de la máquina, cuyo resultado de fuerza máxima frente a desplazamiento se presenta en la Figura 3.

Las probetas open-hole mostraban un descenso en el valor de fuerza máxima de 44.42% con respecto a las intactas mientras que en las probetas reparadas con doble parche circular, esta reducción era de un 20.33% con respecto al valor obtenido para las probetas intactas, mostrando que las reparaciones mejoraban la resistencia de las probetas open-hole en un 43.31%.

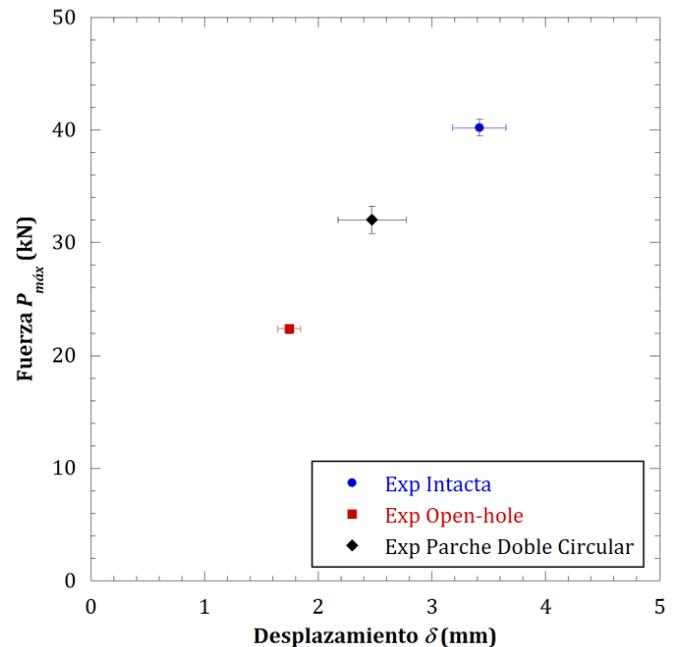


Figura 3. Resultados experimentales de fuerza máxima frente a desplazamiento.

La Figura 4 muestra la rigidez elástica (K) normalizada en función del valor obtenido para las probetas de laminado intacto (K_0). Esta rigidez elástica se define como la pendiente de la parte lineal de la curva fuerza-desplazamiento obtenida de los ensayos experimentales. Este valor se ha medido entre el 25% y el 50% del valor de carga máxima.

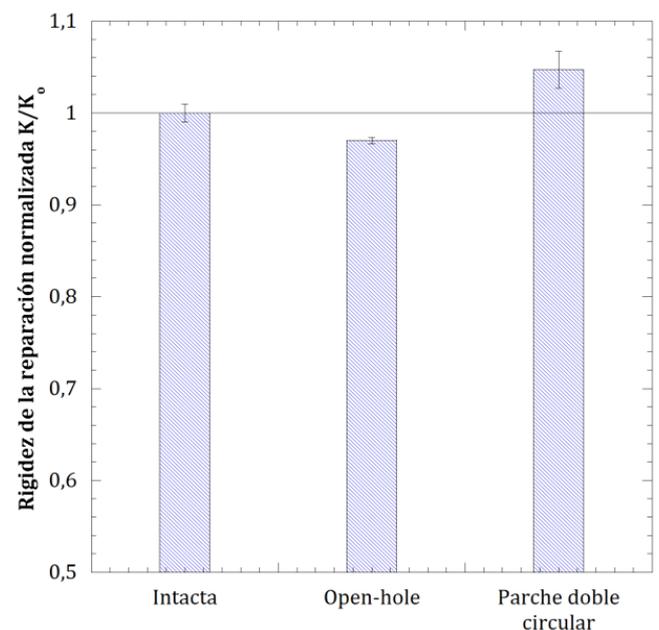


Figura 4. Rigidez elástica normalizada en función del tipo de probeta.

Tomando como referencia la rigidez elástica de las probetas intactas (K_0), se puede observar que existe un ligero incremento de este valor para probetas con parche de reparación, que puede ser debido a la adición de material con respecto al caso inicial a través de los parches de reparación. La rigidez elástica de las probetas con agujero (open-hole)



disminuía con respecto al caso inicial un 1.96%, mientras que para las probetas con parche de reparación doble circular aumentó un 4.87% con respecto al caso de laminados intactos. Las diferencias con el caso de referencia para este parámetro no varían más allá de un 5%.

3 Modelo numérico

3.1 Descripción del modelo numérico

Para analizar el comportamiento de reparaciones adhesivas se ha desarrollado un modelo numérico 3D que reproduce las configuraciones estudiadas experimentalmente. Para ello, se ha empleado el código comercial Abaqus/Explicit [7]. El comportamiento del material compuesto (IM7/MTM-45-1) se ha definido mediante una subrutina de usuario VUMAT, empleando como criterio de daño el criterio de Hashin en 3D [8]. El adhesivo (MTA-240) se ha definido mediante un modelo de zona cohesiva (CZM), el cual permite reproducir el comportamiento elástico lineal del material hasta alcanzar la carga máxima y la posterior pérdida de rigidez debida al desarrollo del daño con la aparición de grietas que tienen su origen en fallos locales. El daño se ha definido mediante una ley tracción-separación lineal.

Se ha realizado un análisis de sensibilidad de la malla para asegurar la precisión de los resultados. Finalmente, se ha empleado un total de 50688 elementos 3DC8R y 7680 elementos COH3D8, compatibles con los anteriores

3.2 Validación del modelo numérico

Los resultados obtenidos a través del modelo numérico, para las tres configuraciones estudiadas experimentalmente, se compararon con los resultados obtenidos en los ensayos para fuerza máxima y modo de rotura.

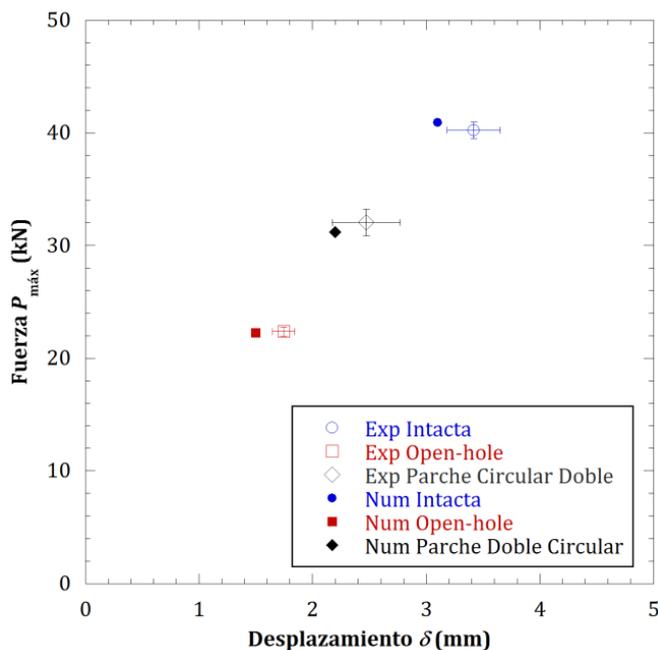


Figura 5. Validación de modelo numérico en términos fuerza máxima frente a desplazamiento.

En la Figura 5, se presenta la comparación entre resultados numéricos y experimentales de fuerza máxima para probetas intactas, open-hole y reparada con parche doble circular. Como se observa, las diferencias en términos de fuerza máxima no superan en ningún caso el 10%, siendo la mayor de ellas la de open-hole.

El modelo implementado también reproducía el modo de fallo presente en las tres configuraciones de probeta estudiadas, como se muestra en la Figura 6.

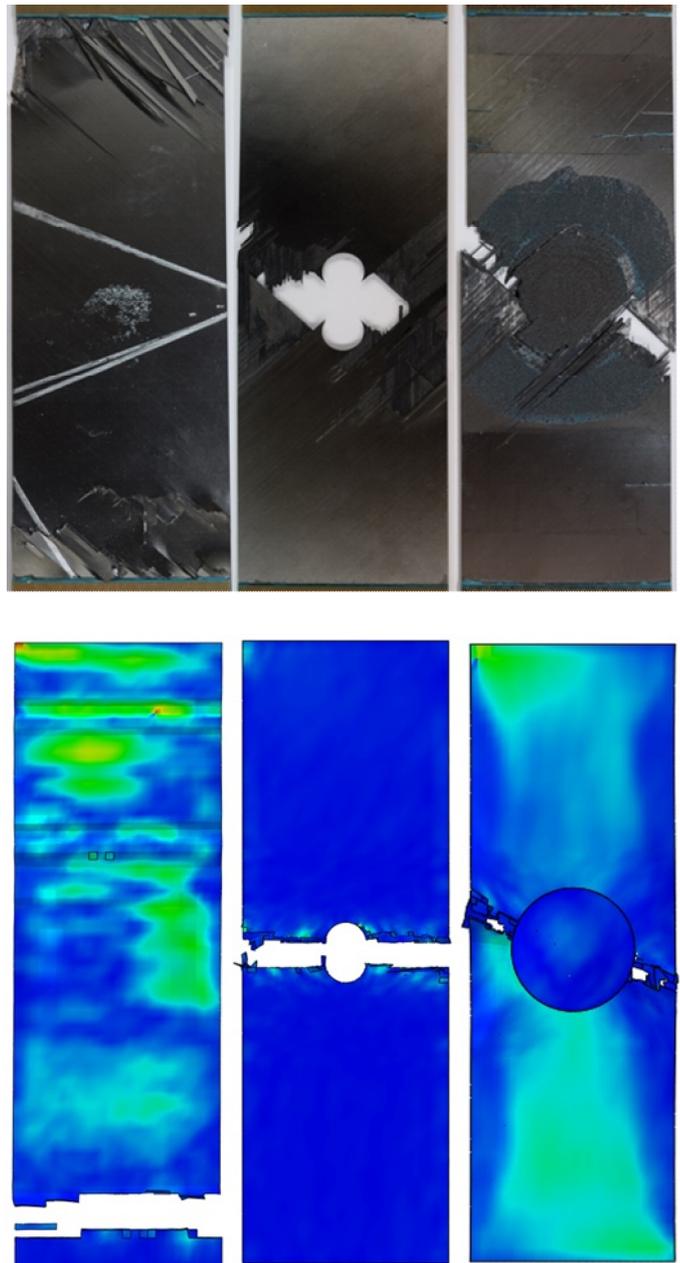


Figura 6. Comparación cualitativa entre resultados experimentales y numéricos: modo de rotura.

Para probetas intactas, la rotura se producía cerca de las mordazas tras producirse el fallo de las láminas interiores; mientras que para las probetas open-hole y las reparadas, la rotura se localizaba en la zona en la que se encontraba el agujero. En el caso de las probetas reparadas, los parches se



mantenían intactos, aunque se despegaban del laminado al que estaban adheridos debido a la rotura del mismo.

4 Discusión de resultados

Una vez validado el modelo numérico, éste se ha utilizado para realizar ensayos virtuales de reparaciones sometidas a tracción estática, cambiando el tamaño del parche y, además, obteniendo resultados de fuerza máxima y rigidez para otra configuración de reparación: la conformada por parche rectangular doble. Se han comparado parches rectangulares y circulares equivalentes, es decir, el diámetro del parche circular y el lado del parche rectangular tienen las mismas dimensiones.

En la Figura 7 se muestra la comparación entre reparación de parche doble circular y rectangular en función de la fuerza máxima y la fuerza para la que se inicia el fallo sobre el laminado. Para ambos tipos de parche se observa que la fuerza máxima crece en función del tamaño de parche de manera prácticamente lineal; sin embargo, a pesar de que el inicio del fallo también tiende a crecer con el tamaño del parche, su valor tiende a estabilizarse para tamaños de parche mayores. En el caso del parche doble circular no existen diferencias en el inicio del daño para los parches de 40 mm y de 50 mm y, sin embargo, la fuerza máxima sí crece, por lo que existe una cierta independencia entre ambos parámetros estudiados.

La reparación con parche doble rectangular es la que presenta mayores valores tanto de fuerza máxima como de fuerza de inicio del fallo, siendo las diferencias más notables en este último valor.

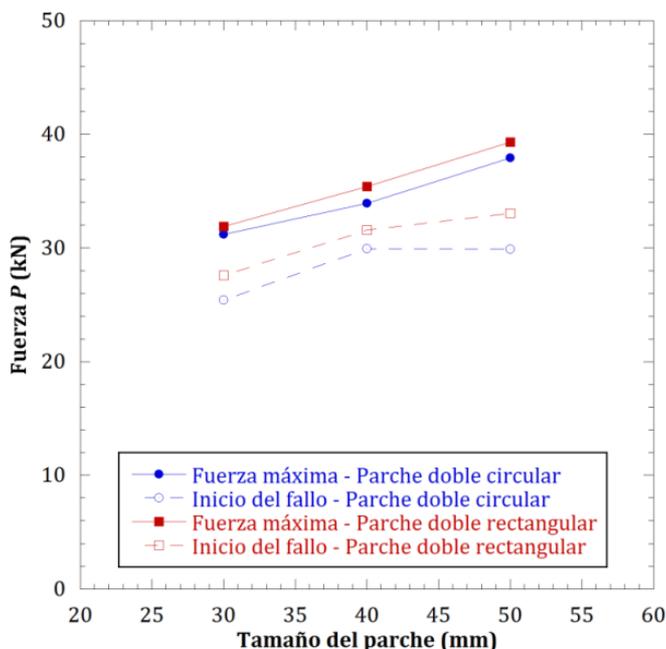


Figura 7. Fuerza máxima e inicio del daño para reparaciones con parche doble circular y parche doble rectangular.

El valor de la rigidez normalizada con el valor de rigidez elástica para el parche doble circular de 30 mm se muestra en la Figura 8.

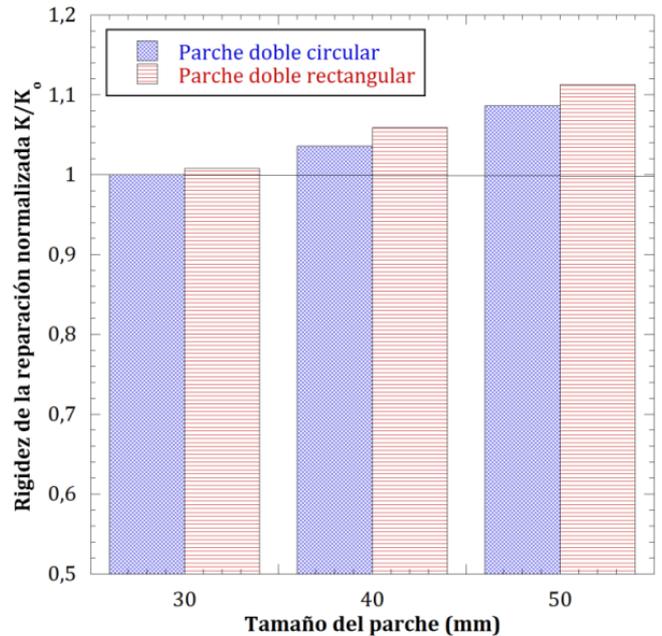


Figura 8. Rigidez elástica normalizada para reparaciones con parche doble circular y parche doble rectangular.

Se puede observar que la rigidez de la configuración de parche doble rectangular es ligeramente superior para todos los tamaños de parche estudiados en el caso del parche doble rectangular, lo que podría explicar las diferencias observadas en cuanto a la fuerza máxima: las reparaciones con parche doble rectangular son más rígidas que las de parche doble circular y, por tanto, tienen un poco más de resistencia.

5 Conclusiones

En el presente trabajo se ha analizado el comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas de tracción uniaxial bajo condiciones estáticas.

Para ello, se ha desarrollado un modelo numérico 3D, el cual ha sido validado experimentalmente. El modelo es capaz de recoger el comportamiento de las diferentes configuraciones tanto en términos fuerza-desplazamiento (con errores inferiores al 10% en cualquiera de los casos) como en modo de fallo. Se observó que la reparación analizada aumentó la fuerza soportada, respecto de la configuración dañada, así como la rigidez de la estructura.

Además, se ha estudiado la influencia de la geometría y el tamaño parche sobre el comportamiento global de la estructura. El incremento del tamaño del parche aumentó tanto la fuerza soportada por la reparación como su rigidez. En cuanto a la geometría, los parches rectangulares presentaron mejoras respecto de los circulares en las diferentes variables analizadas.

Agradecimientos

Las autoras agradecen la financiación recibida para el desarrollo de este trabajo al Ministerio de Economía y Finanzas de España en el marco del proyecto DPI2013-42240-R.



Referencias

- [1] A. Baker, R. Jones, *Martinus Nijhoff Publishers* (1989).
- [2] L.K.B. Katnam, L.F.M. Da Silva, T.M. Young, *Progress in Aerospace Sciences*, **61**, pág. 26–42 (2013).
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2013.03.003>
- [3] L. M. Fernández-Cañadas, I. Iváñez, S. Sánchez-Sáez, *Composites part B*, **91**, pág. 414-421 (2016).
<http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.01.056>
- [4] S. Pantelakis and K.I. Tserpes. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, **57**, 2, pág. 2-11 (2014).
<http://dx.doi.org/10.1007/s11433-013-5274-3>
- [5] P. Cheng, X.J. Gong, D. Hearn, S. Aivazzadeh, *Composite Structures*, **93**, pág. 582-589 (2011).
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.08.021>
- [6] Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, *ASTM D3039 / D3039M – 14*.
- [7] Abaqus/Explicit version 6.13. User's manual. Hibbit, Karlsson: 2013.
- [8] Z. Hashin, *Journal of Applied Mechanics*, **47**, 2, pág. 329–334 (1980).

