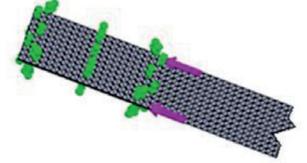


# Evaluación del comportamiento en estados de carga de tracción pura de materiales compuestos tejidos híbridos-matriz vinilester mediante el método de los elementos finitos



## Evaluation of behavior under tensile loads of composite materials hybrid woven - vinylester matrix by the finite element method



Jorge Ayllón-Pérez<sup>1</sup>, Juana Coello-Sobrino<sup>1,2</sup>, Alberto Martínez-Martínez<sup>1</sup>, Nuria Medina-Ríos<sup>1</sup> y Valentín Miguel-Eguía<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Universidad de Castilla y La Mancha. Instituto de Desarrollo Regional. Avda. España, s/n - 02006 Albacete. Tfno: +34 967 59 92 00.

<sup>2</sup> Universidad de Castilla y La Mancha. Escuela de Ingenieros Industriales de Albacete. Avda. España, s/n - 02071 Albacete. Tfno: +34 967 59 92 00

DOI: <http://dx.doi.org/10.6036/7946> | Recibido: 22/01/2016 • Aceptado: 07/09/2016

### ABSTRACT

Hybrid composites present a wide range of mechanical properties that cannot be obtained with a single fibers type. These characteristics are highly dependent on the orientation and configuration of each reinforcement. Thus simulation studies that predict the properties of these materials are increasingly sought in order to make the best design possible. In the present work, finite element modeling has been used to develop a methodology to determine the mechanical properties of hybrid Kevlar-carbon laminates, which are frequently applied to manufacture small vessels, starting from the characteristics of the matrix and fibers that compose them. The initially employed methodology established the hypothesis required to define the characteristics of a hybrid fabric sheet from the properties and geometry of the fibers and resin. The properties of the laminate, considered a stack of sheets, are determined with the obtained data. This method was validated by comparing the simulation values with the experimental results obtained in the tensile tests. Errors related to mechanical strength were around 5-10%, and up to 30% for deformation.

• **Keywords:** Composite, FEM, Solidworks, Kevlar-carbono, Vinylester.

### RESUMEN

Los materiales compuestos híbridos presentan un amplio rango de propiedades mecánicas que no pueden ser obtenidas con un solo tipo de fibras. A su vez, estas características dependen en gran medida de la orientación y configuración de cada uno de los refuerzos, por lo que cada vez son más demandados los estudios de simulación que predicen las propiedades de estos materiales, facilitando su diseño. En el presente trabajo se ha desarrollado una metodología para la determinación, mediante elementos finitos, de las características mecánicas de materiales compuestos laminados híbridos kevlar-carbono muy utilizados en la industria marina para la fabricación de pequeñas embarcaciones, partiendo de las características de la matriz y las fibras que los componen. La metodología utilizada inicialmente establece las hipótesis necesarias para la determinación de las características de una lámina de tejido híbrido a partir de las características y la geometría

de las fibras y la resina. Con los datos obtenidos, se determinan las propiedades del laminado considerado como un apilamiento de láminas. La comprobación de esta metodología se ha llevado a cabo comparando los resultados simulados con los obtenidos experimentalmente mediante ensayos de tracción, obteniéndose errores de entorno al 5-10% en el caso de la resistencia mecánica y de hasta un 30% para la deformación.

**Palabras clave:** Composite, FEM, Solidworks, Kevlar-carbono, Vinylester.

### 1. INTRODUCCIÓN

La utilización de materiales compuestos textiles en estructuras de ingeniería ha sido impulsada por varios aspectos atractivos como la facilidad de manejo, gran capacidad de adaptación, tolerancia al daño así como la obtención de mejores propiedades fuera del plano de rigidez.

Las mejoras computacionales desarrolladas en la actualidad permiten el análisis de piezas mediante programas CAD y de cálculo basado en el método de los elementos finitos (FEM). De este modo, se reduce la necesidad de llevar a cabo el costoso proceso de prueba y error que se utiliza tradicionalmente para diseñar piezas con este tipo de materiales. El cálculo basado en FEM mediante software agiliza la optimización de los laminados para la fabricación de diferentes elementos. Liu et al. [1] utiliza estas herramientas para optimizar la fabricación de parachoques con refuerzos de fibra de carbono obteniendo diseños más ligeros con igual resistencia, estableciendo una comparación entre los resultados derivados del software y los correspondientes valores experimentales. Singh et al. [2] utilizan el software de simulación *SolidWorks* y *Laminator* para la simulación de cascos militares de fibra de kevlar y la optimización en su fabricación. Sin embargo, estos resultados no son comparados con ningún tipo de ensayo experimental.

La introducción de las características mecánicas de la lámina del material compuesto es una de las tareas más complicadas de llevar a cabo a la hora de definir el ensayo de simulación en el correspondiente software, principalmente en los casos que cuenten con refuerzos no unidireccionales. Estas propiedades pueden ser obtenidas mediante ensayos experimentales o mediante estudios teóricos. Estos estudios permiten obtener una muy buena aproxima-

mación de las características mecánicas de materiales compuestos con refuerzos tejidos como demuestran los trabajos de Huang [3], Scida et al. [4, 5] o de Byström et al. [6]. Jweeg et al. [7] demuestran la gran exactitud del modelo analítico con los resultados experimentales para distintos tipos de refuerzos de fibra de vidrio.

Debido a la complejidad que existe para calcular las propiedades finales de algunos materiales compuestos, es adecuado valorar la precisión de los resultados que arrojan este tipo de software mediante su comparación con ensayos reales, y conocer así el posible margen de error cuando se trabaja con ellos. El Hachemi et al. [8] desarrolla un procedimiento computacional para la obtención de las propiedades mecánicas de materiales compuestos viscoelásticos. Mitchell et al [9] realiza dos modelos computacionales basados en simplificaciones de viga y cáscara para simular laminados con refuerzos tejidos y unidireccionales en varios ángulos. Compara los resultados computacionales con ensayos experimentales obteniendo variaciones a causa de las simplificaciones consideradas.

Según el nivel de simulación de los materiales compuestos, Lomov et al. [10] definen tres niveles de análisis: micro, meso y macro. El nivel micro define la disposición de las fibras en un volumen representativo, analizando la interacción en el contacto fibra-matriz. El nivel meso define la estructura interna del refuerzo, es decir, su arquitectura textil y las deformaciones aplicadas al mismo durante el conformado.

El nivel meso es el más utilizado por muchos autores para simular el comportamiento de materiales compuestos estudiando pequeñas secciones de tejido, celda unitaria, 2D o 3D [10] y la interacción entre las fibras según la geometría de éste [11, 12], especialmente el ángulo de pliegue de las fibras, "crimp angle". Pollock [13] llega a la conclusión de que la resistencia a la tracción aumenta cuando se reduce este ángulo o si se mejora la resistencia a la cortadura transversal de las mechas.

La geometría 3D de la pieza de material compuesto y la distribución de las propiedades promedio del refuerzo son definidas con el nivel macro [1, 14]. Estas propiedades promedio dependen directamente del porcentaje de fibra, del espesor de refuerzo y de su ángulo de posición, es decir, están relacionadas con la rigidez local del compuesto [15]. Además, se establecen como consecuencia del proceso de colocación de capas durante la formación de la pieza. Oshkovr et al. [16] realiza ensayos de compresión a nivel macro en tubos cuadrados de composite obteniendo una gran similitud entre los resultados experimentales y de simulación.

El objeto de estudio de este trabajo se centra en el mencionado nivel macro. Se lleva a cabo la simulación, mediante SolidWorks, de materiales compuestos con refuerzo híbrido tejido para comprobar si los resultados computacionales derivados de la simulación se ajustan al comportamiento real experimentado. Los autores del presente trabajo han seleccionado SolidWorks porque es ampliamente utilizado en la industria en aplicaciones CAD y permite una compatibilidad total entre los módulos CAD-FEA disponibles en el paquete de software [17]. Otros autores establecen la potencialidad del uso de SolidWorks para la simulación de

compuestos formados por hasta 50 láminas, tanto para laminados simétricos como no simétricos [18,19]. Previamente, es necesario realizar el cálculo de las propiedades de las láminas con análisis en el nivel meso mediante aplicación de software, sin estudiar modelos analíticos. Se pretende establecer una metodología para predecir el comportamiento mecánico de composites mediante simulación. Los modelos computacionales se realizarán partiendo, únicamente, de las especificaciones mecánicas de los materiales que lo componen (generalmente proporcionados por el fabricante) y evitando todo tipo de estudio experimental durante el proceso. Para el desarrollo de este estudio se ha seleccionado un material compuesto laminado de tejido híbrido Kevlar-Carbono con matriz de vinilester. Este material actualmente es muy utilizado para la fabricación de cascos de pequeñas embarcaciones ya que presentan mejor resistencia a la corrosión que los fabricados de forma tradicional con resina epoxi así como unas características óptimas de rigidez y ductilidad imposibles de conseguir con una única fibra, consistentes en una elevada rigidez proporcionada por la fibra de carbono y una elevada ductilidad proporcionada por la fibra de Kevlar. Desde el punto de vista de la fabricación de estos laminados resulta difícil y muy costoso conocer de forma experimental el comportamiento mecánico final del laminado, por lo que es de gran utilidad poder predecir dicho comportamiento mediante la simulación.

## 2. DESARROLLO EXPERIMENTAL

### 2.1. MATERIALES

Para la composición de los distintos laminados analizados se han utilizado refuerzos de tejido híbrido bidireccional kevlar-carbono y de tejido unidireccional de fibra de carbono, con una matriz de vinilester.

En el apartado de obtención experimental de las características mecánicas se ha utilizado una resina vinilester basada en bisfenol A, comercialmente establecida como CRYSTIC VE676T con 2 % de octoato de cobalto como catalizador y peróxido de metil-etil-cetona como acelerador del curado. En cuanto a los refuerzos, el primero se trata de un refuerzo híbrido kevlar/carbono, sarga 2x2 de 215 g/mm<sup>2</sup>, formado por fibra de aramida de 200 Tex y carbono de 3K. El segundo se trata de un refuerzo unidireccional de carbono de 50K y 600g/mm<sup>2</sup>.

Los laminados analizados experimentalmente han sido fabricados mediante moldeo por contacto a mano o lay-up en paneles de 300x300 mm<sup>2</sup> con un espesor de 1,5 a 1,7 mm, utilizando las secuencias de refuerzos que aparecen en la tabla I. El proceso de polimerización y curado se realizó a temperatura ambiente durante 24 horas, siendo las 3 primeras horas en vacío, tras el cual se aplicó un postcurado a 100°C durante 2 horas. [20]

### 2.2. ENSAYOS EXPERIMENTALES

El cálculo de los porcentajes de fibra y resina se ha realizado mediante pesada del material y análisis de la densidad según la

Laminado	Nº capas	Tejido	Ángulo	V <sub>fibra</sub>	V <sub>resina</sub>
Laminado TKC [0°/+45°] <sub>s</sub>	1	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	0°	39,00%	61,00%
	2	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	+45°		
	3	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	+45°		
	4	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	0°		
Laminado TKC/CU [0°;0°C,0°]	1	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	0°	54,24%	45,76%
	2	Carbono unidireccional	0°		
	3	Sarga 2x2 Kevlar-Carbono	0°		

Tabla I: Laminados estudiados

Característica mecánica		Laminado TKC [0°/+45°]	Laminado TKC/CU [0°,0°C,0°]
Módulo elástico	Mínimo	20287 MPa	56723 MPa
	Medio	20688 MPa	59273 MPa
	Máximo	21223 MPa	61386 MPa
Resistencia a tracción	Mínima	273 MPa	727 MPa
	Media	284 MPa	752 MPa
	Máxima	290 MPa	771 MPa
Alargamiento de rotura	Medio	1.48%	1.27 %

Tabla II: Resultados experimentales de los laminados

norma UNE-EN ISO 1183-1 [21], utilizando el método de inmersión. Obteniéndose los porcentajes que se muestran en la Tabla I.

Se realizaron tres ensayos de tracción a los dos tipos de laminados descritos conforme a lo establecido en la norma UNE-EN ISO 527 [22, 23]. Para ello se utilizaron probetas rectangulares de

250 x 25 mm<sup>2</sup> con talones en ambos extremos de 50 x 25 mm<sup>2</sup> (ver figura 1b) El espesor de estas probetas fue definido por el laminado fabricado, situándose en ambos casos en 1,5 – 1,7 mm. Los resultados experimentales para los dos laminados analizados se indican en la tabla II. En ambos laminados se produjo rotura frágil como se puede apreciar en las Figuras 1e y 1f.

Los ensayos de los laminados se llevaron a cabo en una máquina universal de ensayos Servosis ME 401/10 y un extensómetro pinzable Servosis CDR-50 2'5 con una longitud inicial de 50mm, a una velocidad de 2mm/min como se observa en la Figura 1d.

Se consideró la posibilidad de experimentar otras configuraciones definidas tradicionalmente como antisimétricas, pero los ensayos previos en este tipo de laminados condujeron a resultados similares a los correspondientes a la configuración TKC (Tablas I y II). Este resultado se justifica considerando que la diferencia entre configuraciones simétricas y antisimétricas reside en la disposición relativa de las capas que forman el compuesto y que, para el sistema de cargas aquí experimentado, influyen en la transmisión de esfuerzos cortantes de las capas no direccionadas a 0 y 90° con las adyacentes. Este efecto presentó poca influencia en el comportamiento del laminado y solo se consideraron laminados simétricos para el cálculo computacional.

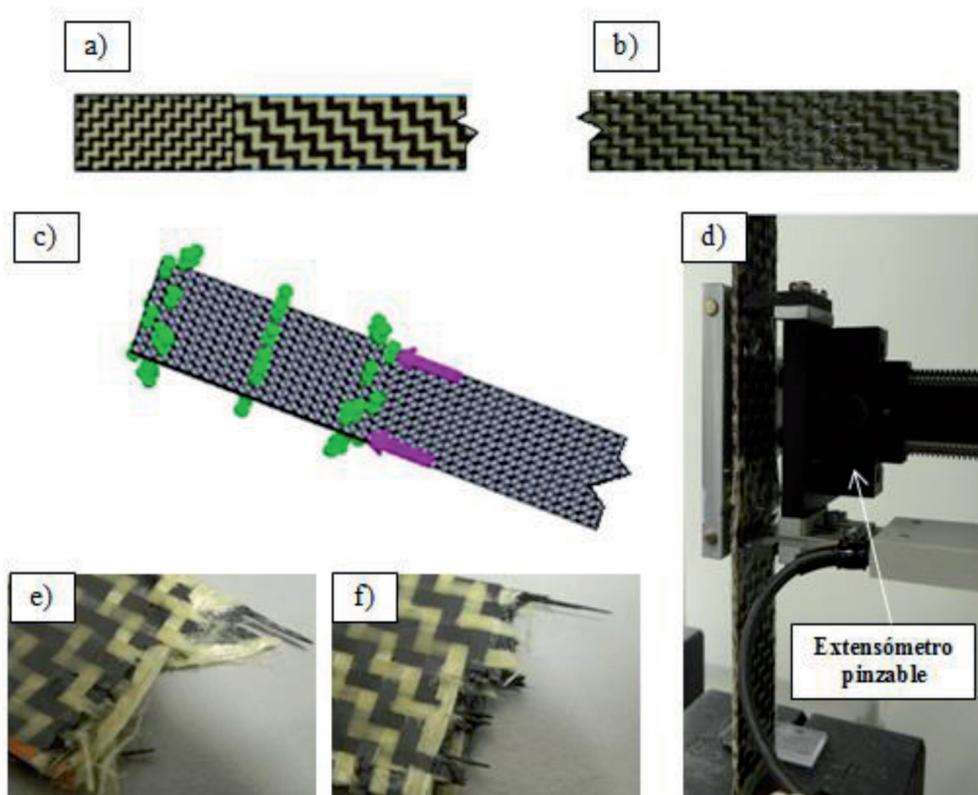


Fig.1. a) Modelo creado de la probeta, b) Probeta ensayada, c) Probeta simulada con el mallado y las condiciones externas utilizadas, d) Montaje en el ensayo de tracción, e) Rotura laminado TKC, f) Rotura laminadoTKC/CU

### 3. SIMULACIÓN

#### 3.1. CREACIÓN DEL MATERIAL Y DEFINICIÓN DE SUS PROPIEDADES MECÁNICAS

Para caracterizar completamente un material ortótropo se necesitan nueve constantes del material correspondientes al valor del módulo de Young, el coeficiente de Poisson y el módulo de cizallamiento del material en cada uno de los tres ejes de un sistema de coordenadas de referencia. Para obtener estos valores se requeriría un gran número de experimentos, por lo que se propone un método aproximado para la obtención de estos valores, necesarios para una posterior simulación.

	Fibra de Carbono (tej. híbrido)	Fibra de Aramida (tej. híbrido)	Fibra híbrida supuesta	Fibra de Carbono (tej. unidirec.)	Resina de Vinilester
Módulo elástico E11 (GPa)	100	83	91,5	160	3,45
Módulo elástico E22 (GPa)	12	5,2	8,6	12	3,45
Módulo a cizalladura G12 (GPa)	7,2	2,1	4,65	12	1,17
Coefficiente de Poisson ν12	0,2	0,36	0,28	0,2	0,38
Coefficiente de Poisson ν23	0,2	0,36	0,28	0,2	0,38
Resistencia a la tracción (MPa)	1900	2600	1738,5	1700	80
Resistencia a la compresión (MPa)	1150	400	775	1050	120
Resistencia cizalladura (MPa)					156
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	1,58	1,44	1,51	1,73	1,14
Alargamiento de rotura	0,019	0,03	0,019	0,015	0,023

Tabla III: Características mecánicas de los componentes del material compuesto

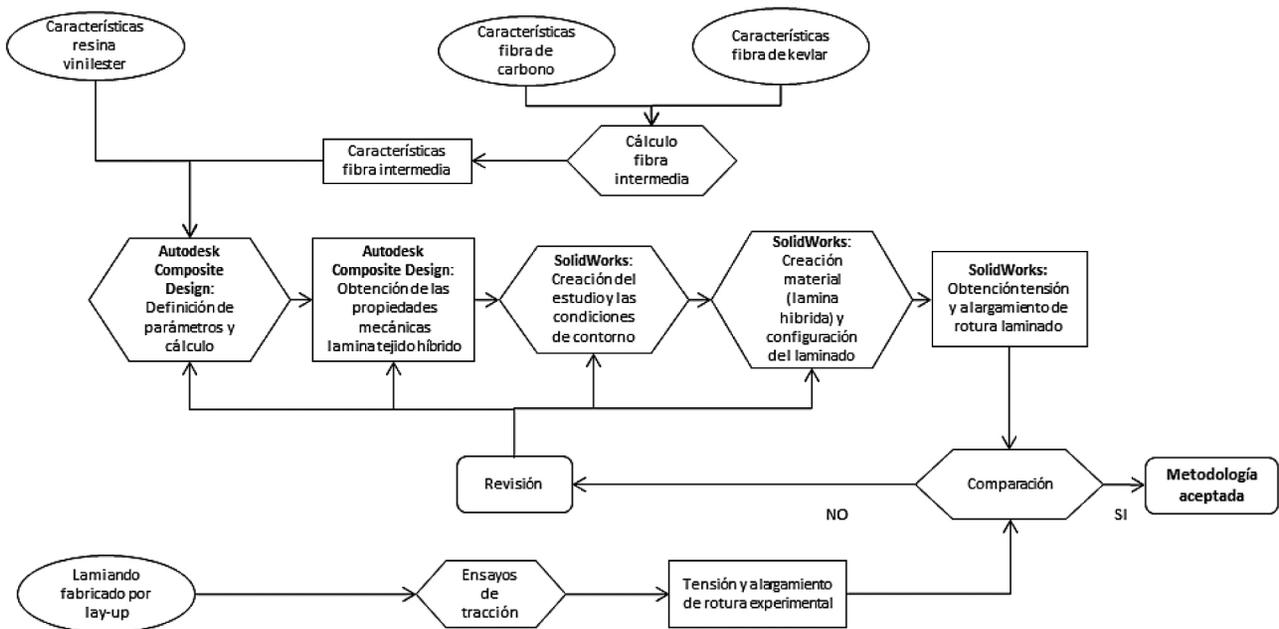


Fig.2: Diagrama de flujo de la metodología para el laminado TKC

Las propiedades de los materiales que conforman el composite se han obtenido a partir de los datos facilitados por el fabricante, mostrándose en la Tabla III. La resistencia a tracción y compresión de la resina, así como el modulo elástico de las fibras, han sido comprobadas mediante ensayos experimentales de tracción y compresión para definir cada material de manera más precisa.

Las propiedades mecánicas de las láminas que componen el composite fueron obtenidas mediante el software de análisis micromecánico Autodesk Simulation Composite Design 2015. El procedimiento micromecánico que utiliza el software se fundamenta en el estudio de las propiedades elásticas de la lámina mediante un modelo FEM basado en un vector hexagonal de fibras, distribuido en la matriz. La resistencia de la lámina se evalúa iterando los resultados mediante el criterio de fallo por deformación unitaria para los modos de deformación considerados [24].

El software sólo permite seleccionar un tipo de fibra para calcular la lámina. Por este motivo, se consideró como hipótesis una

fibra híbrida con características intermedias entre la fibra de carbono y kevlar, obtenidas mediante la aplicación de la regla de las mezclas a las fibras de refuerzo y considerando que ambas tienen un porcentaje en volumen similar [25]. En el caso del alargamiento de rotura se ha considerado el menor de ambas fibras, dado que el fallo del material se produce en dicho momento. Esto afecta, por tanto, a la resistencia a tracción, calculándola mediante la ley de Hooke. Se ha comprobado experimentalmente que esta hipótesis supone una buena aproximación, ya que, los resultados de los análisis previos de una única lámina de tejido híbrido así lo han confirmado.

Mediante dicho software y a partir de los datos que aparecen en la tabla III de los distintos componentes, se obtuvieron las propiedades de la lámina híbrida kevlar/carbono y la lámina de carbono unidireccional para las configuraciones de refuerzo descritas anteriormente en la tabla I. Se consideró además un porcentaje de vacío de un 2.5% [12,26]. Los valores resultantes aparecen resumidos en la tabla IV. Estas características mecánicas han sido utilizadas para definir ambos materiales en SolidWorks. Todo el proceso realizado y el flujo de información entre programas quedan resumidos en la Figura 2.

Estos resultados son comparables a los obtenidos mediante los modelos analíticos dados por diversos autores [3, 4, 6, 15]. Debido al gran número de variables, los modelos para refuerzos tejidos son más complejos y pueden llevar asociados un mayor error si se comparan con los modelos de refuerzos unidireccionales, ya que en estos últimos la regla de las mezclas permite calcular la mayoría de propiedades [25].

Otra de las características importantes a la hora de definir los laminados en SolidWorks es el espesor de cada una de las láminas que lo forman. Se ha utilizado un espesor de 0,4 mm para las láminas de tejido híbrido y de 0,7 mm para la lámina de fibra de carbono unidireccional, valores obtenidos mediante medida directa y cálculos teóricos de los laminados.

### 3.2. DEFINICIÓN DEL MODELO PARA SIMULACIÓN POR ELEMENTOS FINITOS

En la modelización por elementos finitos se definió una probeta de tracción igual a las utilizadas experimentalmente. Por tanto,

Parámetro	Lámina híbrida kevlar-carbono	Lámina carbono unidireccional
Módulo elástico en X	22172 (MPa)	81827 (MPa)
Módulo elástico en Y	22172 (MPa)	6640 (MPa)
Módulo elástico en Z	6313 (MPa)	6640 (MPa)
Coefficiente de Poisson en XY	0.082	0.29
Coefficiente de Poisson en YZ	0.47	0.29
Coefficiente de Poisson en XZ	0.47	0.45
Módulo cortante en XY	1910 (MPa)	2822 (MPa)
Módulo cortante en YZ	1718 (MPa)	2822 (MPa)
Módulo cortante en XZ	1718 (MPa)	2289 (MPa)
Densidad	1286 (kg/m <sup>3</sup> )	1434 (kg/m <sup>3</sup> )
Límite a tracción en X	352 (MPa)	855 (MPa)
Límite a compresión en X	176 (MPa)	528 (MPa)
Límite a tracción en Y	352 (MPa)	68 (MPa)
Límite a compresión en Y	176 (MPa)	102 (MPa)
Límite de cortadura	31 (MPa)	75 (MPa)

Tabla IV: Propiedades de las dos láminas utilizadas

se generó una modelo shell de 250 x 25 mm<sup>2</sup> al que se acoplaron solidarias cuatro piezas de unas dimensiones de 50 x 25 x 0.5 mm<sup>3</sup>, mediante unión rígida, a modo de talones (Figura 1a). En dicha superficie se definieron, posteriormente, los distintos laminados con las configuraciones ya descritas.

Al tratarse de una simulación de un ensayo de tracción, se consideró una sujeción fija en uno de los talones que impidiera cualquier movimiento de este extremo, y sujeción deslizante en el otro talón que permitiera únicamente el movimiento en la dirección longitudinal de la probeta, simulando de esta manera la mordaza de la máquina de tracción encargada de aplicar la fuerza. En lo que respecta a la fuerza del ensayo, ésta se simulará aplicada en el extremo inferior del talón deslizante, tal y como se puede observar en la figura 1c.

Para el mallado se escogió un elemento de geometría tetraédrica y tamaño uniforme, ya que, la sencillez y uniformidad del modelo no justifican el uso de mallados más específicos y complejos. Se comprobó, mediante diferentes mallados tetraédricos, comprendidos en un rango de 1 a 5 mm, que no influye el tamaño del elemento en los resultados obtenidos en las simulaciones. Así mismo, los tiempos de cálculo no experimentaron reducciones significativas al trabajar con geometrías mayores. Por ello, finalmente, se adoptó un tamaño de malla medio, es decir, un tamaño del elemento de 2.5 mm con una tolerancia de 0.125 mm, lo que se traduce en un total de 13469 nodos, 13678 elementos y 47904 grados de libertad.

### 3.3. CRITERIOS DE FALLO

Para calcular el punto de rotura de la probeta se ha utilizado como indicador el coeficiente de seguridad, considerando la rotura cuando este coeficiente es inferior a 1 en cualquiera de las láminas, ya que, el fallo de una de ellas, desencadena la rotura total del laminado de manera frágil. De esta forma, y tras comprobar los distintos modos de fallo, comparándolos con los resultados experimentales, se dedujo que el criterio de fallo de Tsai-Wu es el más adecuado para las láminas orientadas a 0 – 90 grados. Este criterio permite distinguir entre resistencia a tracción y compresión, siendo apropiado para este caso, ya que, ambas son muy diferentes. Por otro lado, en las láminas con orientación a 45°, el criterio de Tsai Hill resulta más apropiado. En estas últimas, el fallo de la lámina se produce principalmente por deformación y separación de las mechas. Por ello, los valores de resistencia a tracción y compresión son muy similares, lo que asegura una mejor aplicabilidad.

#### 3.3.1. Criterio de Tsai-Wu o cuadrático en el espacio de tensiones

Según este criterio [27, 28], el fallo en el espacio de tensiones puede ser descrito por una función que es suma de productos escalares lineales y cuadráticos, como se explica a continuación:

$$f(\sigma_k) = F_{ij}\sigma_i\sigma_j + F_i\sigma_i = 1, \quad i, j = 1 \dots 6 \quad (1)$$

En el caso de tensión plana (, este criterio se expresa como:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (2)$$

donde los coeficientes de la expresión [29] se indican en (3)

$$F_1 = \frac{1}{X_1^T} - \frac{1}{X_1^C}; \quad F_2 = \frac{1}{X_2^T} - \frac{1}{X_2^C}; \quad F_{11} = \frac{1}{X_1^T X_1^C}; \quad F_{22} = \frac{1}{X_2^T X_2^C}; \quad F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_1^T X_1^C} \cdot \frac{1}{X_2^T X_2^C}}; \quad F_{66} = \frac{1}{X_{12}^T X_{12}^C} \quad (3)$$

Siendo  $X_1^T$  y  $X_1^C$  los límites de tracción y compresión respectivamente en la dirección de la fibra,  $X_2^T$  y  $X_2^C$  los límites de tracción y compresión en la dirección transversal de la fibra, y  $X_{12}^T$  y  $X_{12}^C$  los límites de cortadura del laminado. En este caso  $X_1^T$ ,  $X_1^C$  y  $X_2^T$ ,  $X_2^C$  serán iguales respectivamente, para el caso del refuerzo híbrido tejido.

De acuerdo a este criterio, mediante una transformación de las ecuaciones anteriores, SolidWorks [29] define el factor de seguridad como:

$$f_d = \frac{-C_1 + R}{2C_2} \quad (4)$$

Teniendo en cuenta los parámetros definidos en las siguientes ecuaciones:

$$C_1 = F_1 \cdot \sigma_1 + F_2 \cdot \sigma_2 \quad (5)$$

$$C_2 = F_{11} \cdot \sigma_1^2 + F_{22} \cdot \sigma_2^2 + F_{66} \cdot \tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad (6)$$

$$R = \sqrt{|C_1^2 + 4C_2|} \quad (7)$$

De esta manera, un factor mayor de 1 indica que el laminado no fallará.

#### 3.3.2. Criterio de Tsai-Hill o de trabajo máximo

Este criterio se basa en una modificación del criterio de la energía de distorsión para metales dúctiles. Si se considera tensión plana ( $\sigma_3 = 0, \tau_{13} = 0, \tau_{23} = 0$ ), como puede ser en el caso de una lámina [27, 30], este criterio establece que el fallo ocurrirá bajo un estado de tensiones bidimensional según la siguiente expresión.

$$\frac{\sigma_1^2}{X_1^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{X_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (8)$$

Siendo  $\sigma_1$  el límite de tracción del laminado en la dirección 1 y 2, respectivamente (en el caso de esfuerzos de compresión serán los límites de compresión), y  $\tau_{12}$  el limite cortante del laminado. Para el caso del refuerzo híbrido tejido  $\sigma_1$  y  $\sigma_2$  serán iguales.

En este caso, el software SolidWorks [29] define el factor de seguridad de acuerdo a la ecuación 9.

$$f_d = \frac{1}{\sqrt{\frac{\sigma_1^2}{X_1^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{X_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2}}} \quad (9)$$

De esta manera, un factor mayor de 1 indica que el laminado no fallará.

## 4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Pese a tratarse de un análisis teóricamente lineal, la existencia de láminas orientadas a distintos ángulos, y el cálculo iterativo

Laminado	Tipo de análisis	Simulación	Experimental	Error
Laminado TKC [0°/+45°]s	Resistencia a la tracción	249.25 MPa	284 MPa	12.2 %
	Módulo elástico	15832 MPa	20688 MPa	23,5 %
	Alargamiento de rotura	1.57 %	1.48 %	9 %
Laminado TKC/CU [0°,0°C,0°]	Resistencia a la tracción	786 MPa	752 MPa	4.5%
	Módulo elástico	48711 MPa	59273 MPa	17.8 %
	Alargamiento de rotura	1.61 %	1.27 %	34%

Tabla V: Comparación de los resultados simulación y análisis experimental

que realiza el método de los elementos finitos, puede provocar pequeñas desviaciones con respecto a una perfecta linealidad. Por lo este motivo, se iteró entre distintas fuerzas cercanas a la teórica de rotura. Mediante un ajuste de los puntos obtenidos, Figuras 3a y 3b, se determinó la fuerza exacta en la que el peor coeficiente de seguridad del laminado era 1, y que, por lo tanto, suponía la rotura del laminado.

De esta manera, se determinó que la fuerza de rotura a tracción del laminado TKC/CU es de 29475 N y la del laminado TKC es de 9970 N, lo que implica una tensión de rotura a tracción del laminado de 786 MPa y 249.25 MPa, respectivamente.

Tras simular los dos laminados con estos valores de fuerza, se han obtenido resultados semejantes a los obtenidos experimentalmente como se puede ver en la Tabla VI.

En lo que respecta a la utilización de los dos tipos de solver disponibles en SolidWorks, FFEPlus que es un solver de tipo iterativo, y Direct Sparse que es de tipo directo, no se aprecian diferen-

cias en los resultados que se obtienen en este análisis y tampoco se requieren tiempos de computación muy diferentes.

En las Figuras 3c y 3d se muestran la comparativa entre las curvas fuerza-deformación para los ensayos experimentales y las simulaciones de cada laminado. Se puede ver que la mayor diferencia entre las curvas reside en los valores de alargamiento para una fuerza y por lo tanto en el módulo elástico. De esta manera el modulo elástico en la simulación es de entorno a un 20% menor que el que se obtiene mediante análisis experimental en ambos laminados.

La metodología expuesta está sujeta a diferentes contribuciones a la incertidumbre en la determinación de las propiedades debido fundamentalmente a que se trata de mezclas de materiales no homogéneas con difícil predicción de las propiedades de conjunto. Este hecho es especialmente relevante en materiales compuestos que utilizan refuerzo de tipo híbrido tejido. Por este motivo, los resultados obtenidos en la simulación presentan un mayor grado de acuerdo para la configuración TKC/CU que dispone de capas de refuerzo de carbono unidireccional con propiedades perfectamente definidas. Únicamente en el caso del alargamiento de rotura esto no se cumple, ya que la fibra de carbono es muy susceptible a la rotura por defectos, lo que propicia su rotura a una menor deformación. A esto se une los posibles defectos en la fabricación del laminado y los complejos fenómenos de deformación de los refuerzos tejidos, lo que justifica también las diferencias en el módulo elástico de ambos laminados. En la simulación estos fenómenos no se pueden representar de manera exacta, por lo que la deformación final es algo mayor.

Hay que destacar la importancia que tiene la caracterización de las propiedades mecánicas de la lámina base que constituirá el laminado compuesto. Propiedades como la resistencia a la compresión o el módulo de cizalladura, por ejemplo, influyen mucho en la resistencia final de un laminado con láminas orientadas en diferentes ángulos, debido a los esfuerzos de compresión y de cizalladura que producen unas láminas sobre las siguientes. La

naturaleza de las fibras es la que determina en gran medida estas características de la lámina, por lo que es importante su completa caracterización mecánica a pesar de su complejidad.

En cualquier caso, el grado de acuerdo en los resultados es bueno para los tipos de laminados experimentados y están de acuerdo con los obtenidos por diversos autores [31, 32].

A pesar de esto, un análisis mediante simulación de un material compuesto nunca puede sustituir completamente a un análisis experimental, ya que en sistemas tan complejos como el estudiado pueden producirse fenómenos de difícil consideración. Esto ocasiona que la elección del criterio de

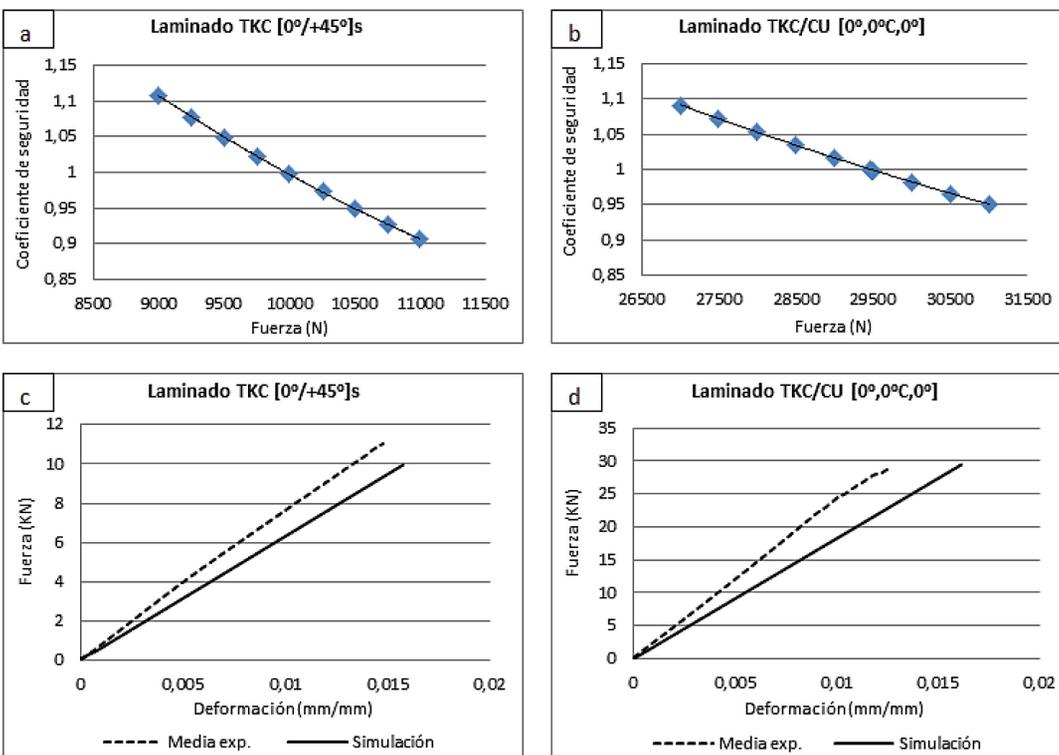


Fig. 3: a, b) Rectas de ajuste del coeficiente de seguridad de los dos laminados. c, d) Comparativa de la curvas de tracción experimentales y de simulación para cada laminado

fallo para el material constituya la mayor dificultad en el diseño mediante este tipo de software. Por tanto, es interesante conocer previamente el comportamiento real de dichos materiales mediante análisis experimentales, asegurando de esta manera una correcta elección de criterio de fallo.

## 5. CONCLUSIONES

Se ha desarrollado una metodología para la determinación de características mecánicas mediante simulación por elementos finitos de materiales compuestos laminados con refuerzos de tejidos híbridos kevlar-carbono y carbono unidireccional en matriz vinilester para estados de carga de tracción pura. La metodología propuesta ha sido contrastada con los resultados experimentales mediante el software "SolidWorks", pudiendo asegurar su aplicabilidad gracias a la razonable concordancia encontrada entre los resultados teóricos y experimentales.

El uso del software "Autodesk Composite Design" combinado con la simulación en "SolidWorks" permite el desarrollo de un método fiable para el diseño de laminados. Este método simplifica en gran medida el método tradicional de tratamiento de materiales compuestos, ya que, reduce al mínimo la necesidad de obtención de propiedades por métodos experimentales. De igual modo la metodología desarrollada, es extrapolable a laminados con otras configuraciones similares o definidos por una combinación de materiales diferentes, siempre y cuando se conozcan las propiedades de los mismos y sus comportamientos sean semejantes a los aquí considerados..

La resistencia a tracción del composite se ha establecido como parámetro experimental para corroborar la metodología. El grado de concordancia entre los resultados experimentales y los obtenidos por simulación es mayor en la configuración en la que intervienen láminas de carbono unidireccional, mejor definidas mecánicamente que las láminas de tejido híbrido. No obstante, los resultados son satisfactorios.

## BIBLIOGRAFÍA

[1] Liu Z, Lu J, Zhu P. "Lightweight design of automotive composite bumper system using modified particle swarm optimizer". *Composite Structures*. 2016. Vol.140 p.630-643. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.12.031>

[2] Singh P, Pramanik D, Singh R V. "Finite Element Analysis of Pilot's Helmet Design Using Composite Materials for Military Aircraft". *Journal of Aerospace Technology and Management*. Vol.8-1 p.33-39. DOI: <http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v8i1.559>

[3] Huang Z M. "The mechanical properties of composites reinforced with woven and braided fabrics". *Composites Science and Technology*. 2000. Vol.60 p.479-498. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(99\)00148-7](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(99)00148-7)

[4] Scida D, Aboura Z, Benzeggagh M L. et al. "A micromechanics model for 3D elasticity and failure of woven-fibre composite materials". *Composites Science and Technology*. 1999. Vol.59 p.505-517. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(98\)00096-7](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(98)00096-7)

[5] Scida D, Aboura Z, Benzeggagh M L. et al. "Prediction of the elastic behavior of hybrid and non-hybrid woven composites". *Composites Science and Technology*. 1997. Vol.57 p.1727-1740. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(97\)00105-X](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(97)00105-X)

[6] Byström J, Jakobsons N, Varna J. "An evaluation of different models for prediction of elastic properties of woven composites". *Composites: Part B: engineering*. 2000. Vol.31 p.7-20. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368\(99\)00061-X](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368(99)00061-X)

[7] Jweeg M J, Hammood A S, Al-Waily M. "Experimental and Theoretical Studies of Mechanical Properties for Reinforcement Fiber Types of Composite Materials". *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering. IJMME-IJENS*. No.04. Vol.12.

[8] El Hachemi M, Koutsawa Y, Nasser H, et al. "An intuitive computational multi-scale methodology and tool for the dynamic modelling of viscoelastic

composites and structures". *Composite Structures*. 2016. Vol.144 p.131-137. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.02.032>.

[9] Mitchell C J, Dangora L M, Sherwood J A. "Investigation into a robust finite element model for composite materials". *Finite Elements in Analysis and Design*. 2016. Vol.115 p.1-8. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.finel.2016.02.003>

[10] Lomov S V, Ivanov D S, Verpoest I, et al. "Meso-FE modelling of textile composites: Road map, data flow and algorithms". *Composites Science and Technology*. 2007. Vol.67 p.1870-1891. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compotech.2006.10.017>

[11] Myungsoo K, Jung-II S. "Geometry effect on mechanical properties of woven fabric composites". *Journal of Central South University of Technology*. 2011. Vol.18-6 p.1985-1993. DOI: <http://dx.doi.org/10.1007/s11771-011-0932-y>

[12] Yang Y, Zeng P, Pindera M J. "Capturing the multiscale effects in the response of coated woven fabrics". *Composite Structures*. 2016. Vol.136 p.566-581. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.10.027>

[13] Pollock P B. "Tensile failure in 2-d carbon-carbon composites". *Carbon*. 1990. Vol.28-5 p.717-732. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/0008-6223\(90\)90074-9](http://dx.doi.org/10.1016/0008-6223(90)90074-9)

[14] Duleba B, Greskovic F. "Simulation of Loading the Polymer/Carbon Fiber Composites and Prediction of Safety Factors". *International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT)*. February 2013. Vol.2. Issue 8.

[15] Morozov E V, Vasiliev V V. "Determination of the shear modulus of orthotropic materials from off-axis tension tests". *Composite Structures*. 2003. Vol.62 p.379-382. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2003.09.008>

[16] Oshkovr S A, Taher S T, Oshkour A A, et al. "Finite element modelling of axially crushed silk/epoxy composite square tubes". *Composite Structures*. 2013. Vol.95 p.411-418. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.07.032>

[17] Gómez L M, Miguel V, Martínez A, et al. "Simulation and validation of incremental forming to ASTM B-265 titanium alloy sheet". *DYNA Ingeniería e Industria*. 2015. Vol. 90 (4). p.393-399. DOI: <http://dx.doi.org/10.6036/7296>

[18] Grodzki W, Lukaszewicz A. "Design and manufacture of unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure using composite materials". *Mat.-wiss. u. Werkstofftech*. 2015. Vol.46 (3). p.269-278.

[19] Ognjen P, Simonovic A, Stupar S, et al. "Contemporary software tools in the design process of composite structures". 5th International scientific conference on defensive technologies (OTEH). Belgrado. Septiembre 2012.

[20] Ayllón J, Coello J, Martínez A, et al. "Influencia de la secuencia de apilamiento y orientación de tejidos híbridos kevlar-carbono sobre las propiedades mecánicas y térmicas de diferentes laminados fabricados mediante lay-up". *DYNA Ingeniería e Industria*. 2016. Vol. 91 (4). DOI: <http://dx.doi.org/10.6036/7821>

[21] UNE-EN ISO 1183-1: Plásticos. Métodos para determinar la densidad de plásticos no celulares. Parte 1: Método de inmersión, método del picnómetro líquido y método de valoración, Octubre 2013.

[22] UNE-EN ISO 527-1: Plásticos. Determinación de las propiedades a tracción. Parte1: Principios generales, Noviembre 2012.

[23] UNE-EN ISO 527-4: Plásticos. Parte 4: Condiciones de ensayo para plásticos compuestos isotrópicos y ortotrópicos reforzados con fibras, Noviembre 1997.

[24] Simulation Composite Design User's Guide. Part 4.2: calculating new lamina properties from micromechanics. 2014. p. 22-23.

[25] Derek H. *Materiales compuestos*. Barcelona: Ed.Reverté, 1987. pp.83-103. ISBN: 84-291-4839-6

[26] Avila A F, Morais D T S. "A multiscale investigation based on variance analysis for hand lay-up composite manufacturing". *Composites Science and Technology*. 2005. Vol.65 p.827-838. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compotech.2004.05.021>

[27] Mascia N T, Simoni R A. "Analysis of failure criteria applied to wood". *Engineering Failure Analysis*. 2013. Vol.35 p.703-712. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.engfailanal.2013.07.001>

[28] Tsai S W, Wu E M. "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials". *Journal of Composite Materials*. 1971. Vol.5 p.58-80. DOI: <http://dx.doi.org/10.1177/002199837100500106>

[29] 2014 SolidWorks Help. Composite Failure Criteria.

[30] Ye J, Qiu Y, Chen X, et al. "Initial and final failure strength analysis of composites based on a micromechanical method". *Composite Structures*. 2015. Vol.125 p.328-335. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.02.030>

[31] Floros I S, Tserpes K I, Löbel T. "Mode-I, mode-II and mixed-mode I+II fracture behavior of composite bonded joints: Experimental characterization and numerical Simulation". *Composites Part B*. 2015. Vol.78 p.459-468. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2015.04.006>

[32] Manalo A C, Karunasena W, Sirimanna C, et al. "Investigation into fibre composites jacket with an innovative joining system". *Construction and Building Materials*. 2014. Vol.65 p.270-281. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2014.04.125>