



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO NUMERICO PARA EL ANALISIS DE UNIONES ABULONADAS EN MATERIALES COMPUESTOS

Cristhian Rodríguez F.*¹ y Walter B. Castelló²

*¹ Área de Ciencias Aeronáuticas. Dpto. de Seguridad y Defensa. Universidad de las Fuerzas Armadas. Tel.: 593-9-84652372, Casilla de Correo 171-5-231B, Sangolquí, Ecuador
e-mail: cristhiandrf@gmail.com

² Dpto. de Estructuras. Facultad de C. E. F y N. Universidad Nacional de Córdoba
Tel.: 0351-4334145, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina.
e-mail: wcastello@efn.uncor.edu

RESUMEN

La combinación de bajo peso y alta resistencia que brindan los materiales compuestos, los posiciona conveniente en aplicaciones estructurales exigentes, sin embargo es conocido que la vinculación o unión entre elementos estructurales fabricados en compuestos es un punto crítico. En este trabajo se desarrolla un modelo numérico para estudiar una unión abulonada de solape simple de dos placas de material compuesto. El análisis del problema se hace empleando un código de elementos finitos, y el modelo desarrollado contempla el múltiple contacto entre las placas de compuesto, el cuerpo del bulón y las arandelas. Las placas se consideran fabricadas en fibra de carbono unidireccional en una matriz de epoxi, las arandelas son de acero, mientras que el bulón y la tuerca se consideran construidas en titanio. Los resultados de este análisis computacional concuerdan muy bien con los obtenidos a nivel experimental por otros autores, no solo en cuanto a nivel tensional sino también en las deformaciones y distorsiones mostradas por las placas. A partir de los resultados satisfactorios obtenidos en este trabajo, es posible proseguir con el estudio del comportamiento de otras configuraciones de abulonado.

Palabras Claves: *elementos finitos, materiales compuestos, unión abulonada*



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

1. INTRODUCCIÓN

La aplicación de materiales compuestos en las construcciones aeronáuticas se ha incrementado notablemente en los últimos años, representando actualmente más del 40% del peso total en las estructuras de algunas aeronaves. Según [1] el hecho de que estos materiales hayan ganado considerable importancia para el desarrollo de estructuras aeronáuticas, de bajo peso y alta resistencia, se debe a su versatilidad pues permiten adaptar sus propiedades para que reúna los requerimientos de un diseño específico.

Sin embargo, el análisis del comportamiento mecánico de estos materiales como componentes de estructuras es complejo. En particular la vinculación entre piezas estructurales de compuesto sigue siendo un ítem crítico dentro de este tipo de construcciones, algo en lo que coinciden los autores de [2] y [3]. En estos trabajos además ratifican que a pesar del carácter tridimensional de la distribución de esfuerzos, en juntas mecánicas de compuestos, la mayoría de estudios al respecto se realizan como análisis bidimensionales [4], debido a las dificultades para modelarlo y la alta necesidad de capacidad computacional para el análisis. Por otra parte, más cercano a los objetivos de este trabajo, en [5] se estudian experimental y numéricamente uniones con múltiples bulones para distintos materiales.

En la última década varias organizaciones científicas e industriales europeas se unieron en el proyecto *Bolted joints in composite aircraft structures (BOJCAS)*. El objetivo de este proyecto era analizar, experimental y numéricamente, el comportamiento de las juntas abulonadas de materiales compuestos. En otras cosas se estudió el comportamiento de uniones sometidas a carga de tracción, obteniéndose resultados experimentales y numéricos que fueron contrastados entre sí para validar los datos obtenidos.

En este trabajo, a partir de los resultados definidos por *BOJCAS*, se procedió al desarrollo y validación de un modelo numérico para una unión abulonada de dos placas de compuesto en una configuración de solape simple. El objetivo final es contar con un modelo eficaz y robusto para el análisis posterior de uniones con múltiples bulones y distintas configuraciones de vinculación.

El contenido de este trabajo es el siguiente: la Sección 2 presenta el problema a estudiar, describiéndose la configuración de la unión, los materiales involucrados y las condiciones de ensayo. La Sección 3 describe el modelo numérico empleado y las condiciones de borde adoptadas. La Sección 4 muestra un compendio de los resultados obtenidos y su comparación con los resultados numéricos y experimentales de otros autores. Por último la Sección 5 muestra las principales conclusiones obtenidas a partir de este trabajo.



2. DESCRIPCION DE LA UNION ABULONADA

En este estudio se ha seleccionado una configuración de solape simple cuyo esquema se presenta en la Figura 1. Este problema ha sido analizado en [6], y presenta una adecuada cantidad de resultados para validar el modelo empleado en este trabajo. La configuración de la unión muestra un solo bulón centrado en los extremos vinculados de las probetas. La geometría de las probetas está basada en las normas [7] y [8]. Estas normas proponen relaciones entre el diámetro del bulón 'd', y el ancho 'a', la distancia al extremo 'e' y el espesor 't' de las probetas, cuyo fin es inducir a la falla del orificio de abulonado por aplastamiento. Las relaciones empleadas en este caso se muestran en la Ecuación (1).

$$\frac{a}{d} = 6.0 \quad \frac{e}{d} = 3.0 \quad \frac{d}{t} = 1.6 \quad (1)$$

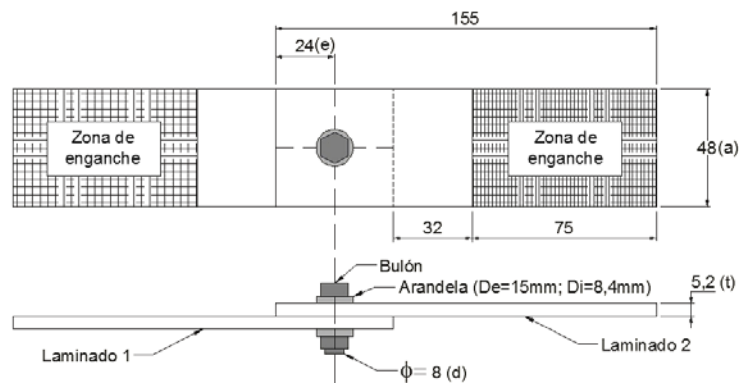


Figura 1 Geometría de la probeta y detalle de la unión abulonada

El material usado es un compuesto de fibra de carbono unidireccional en una matriz de resina epoxi, de amplia aplicación en la industria aeroespacial elaborado por Hexcel Corp. llamado HTA/6376. Las propiedades mecánicas del material compuesto se describen en la Tabla 1, el espesor nominal de cada capa es de 0.13 mm y la secuencia de apilamiento de capas responde a la disposición cuasi isotrópica [45,0,-45,90]_{5S}.

Tabla 1 Propiedades mecánicas de una lámina unidireccional de carbono/epoxy HTA/6376

E ₁₁ [GPa]	E ₂₂ [GPa]	E ₃₃ [GPa]	G ₁₂ [GPa]	G ₁₃ [GPa]	G ₂₃ [GPa]	ν ₁₂ [-]	ν ₁₃ [-]	ν ₂₃ [-]
140,0	10,0	10,0	5,2	5,2	3,9	0,3	0,3	0,5

El elemento de unión es un bulón de titanio, las dos arandelas y la tuerca por otra parte son de acero. El bulón es ajustado empleando un torque de 0.5 Nm, mientras que la carga de tracción sobre las probetas se limita a 5 kN lo cual mantiene el material dentro del rango elástico.



3. MODELO DE ANALISIS

En esta sección se detalla el modelo numérico desarrollado para el estudio de la unión, el mismo se realizó de manera de replicar el ensayo experimental y según lo propuesto en [6]. La orientación dada al conjunto prevé que el eje 'x' corresponda con el longitudinal de la probeta, y el eje 'y' sea el transversal de la misma. El eje 'z' en tanto se corresponde con la dirección de apilamiento de las capas de compuesto a largo del espesor de la probeta.

3.1. Modelo de elementos finitos de la unión

En el proyecto *BOJCAS* se monitoreó una probeta con galgas extensiométricas en puntos específicos de la zona de vinculación, tal como se observa en la Figura 2.b. A los fines de poder comparar resultados, el modelo numérico propuesto en este trabajo cuenta con secciones específicas de mayor densidad de discretización en el sector aledaño al orificio de abulonado (ver Figura 2.a). Cada placa se ha modelado con 8780 elementos hexaédricos cuadráticos.

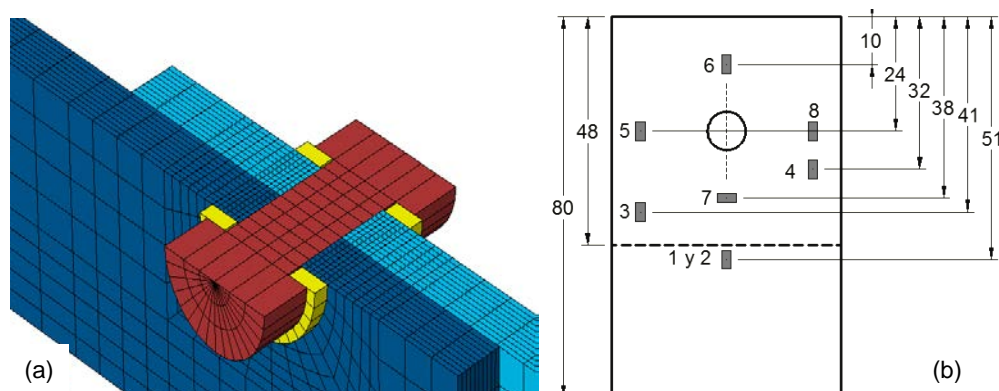


Figura 2 Detalle de la malla empleada en la unión analizada y disposición de las galgas extensiométricas en la probeta de compuesto

El conjunto de unión bulón-tuerca que se observa en la Figura 2.a, se ha modelado con una malla de elementos prismáticos triangulares en el núcleo cilíndrico central y elementos hexaédricos en el resto del mismo. Para este conjunto se han empleado un total de 448 elementos hexaédricos y 384 elementos prismáticos triangulares. Por último la arandela se ha mallado con 32 elementos hexaédricos.

3.2. Condiciones de borde y descripción del contacto entre piezas

El conjunto es ensamblado acorde a lo mostrado en el esquema de la Figura 1, y se imponen las condiciones de carga (5 kN) para simular el ensayo de tracción. Antes de la carga de tracción se impone el torque de 0.5 Nm al cuerpo bulón siguiendo la propuesta dada en [9].



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

Con el fin de simular la fijación de las probetas en las mordazas de la máquina de ensayos, se restringen los grados de libertad de desplazamiento en ambas caras de la zona de enganche de una de las probetas (ver Figura 1); mientras que para la otra probeta se restringen solamente los grados de libertad en las direcciones 'y' y 'z', dejando libre el movimiento en la dirección 'x' (dirección de carga).

Dada la cantidad de piezas involucradas en el análisis y las zonas de interacción entre las mismas, la calidad de los resultados es altamente dependiente del modelado del contacto. Las zonas de contacto en el conjunto ensamblado son: entre placas, entre placas y bulón, entre placas y arandelas, y entre bulón y arandelas. Según lo propuesto en [10], un correcto y eficiente modelado del contacto implica circunscribir detalladamente las zonas y definir adecuadamente la interacción en el contacto. La interacción entre dos superficies en contacto queda establecida principalmente por el rozamiento. En este trabajo se ha empleado un valor de 0.5 para el rozamiento entre las partes de acuerdo a los valores típicos descritos en [11].

3.3. Características mecánicas equivalentes del material ortótropo

El comportamiento del material puede ser modelado desde dos perspectivas: (a) como un sólido ortótropo con propiedades mecánicas equivalentes de acuerdo a la Tabla 2, y (b) como un sólido laminado constituido por capas o láminas con las propiedades mecánicas correspondientes al material base descrito en la Tabla 1.

Tabla 2 Propiedades mecánicas equivalentes para un laminado $[45,0,-45,90]_{5s}$ del compuesto HTA/6376

E_{xx} [GPa]	E_{yy} [GPa]	E_{zz} [GPa]	G_{xy} [GPa]	G_{xz} [GPa]	G_{yz} [GPa]	ν_{xy} [-]	ν_{xz} [-]	ν_{yz} [-]
54,25	54,25	12,59	20,72	4,55	4,55	0,309	0,332	0,332

4. RESULTADOS NUMERICOS

A partir de los resultados obtenidos en este trabajo se analizan algunos parámetros, de manera similar a [6], y se comparan con los resultados experimentales del proyecto BOJCAS. En lo que sigue, los resultados obtenidos con el modelo computacional propuesto en la Sección 3 se identifican como resultados numéricos o bien resultados de este trabajo.

4.1. Modelo de propiedades equivalentes

En esta subsección se analizan los resultados obtenidos cuando se considera las probetas como un sólido con comportamiento ortótropo cuyas propiedades se especifican en la Tabla 2.



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

4.1.1. Desplazamientos en la superficie

En los ensayos experimentales se midieron las deformaciones en puntos específicos de la superficie de las probetas, empleando para ello galgas extensiométricas. Las posiciones de las galgas en la probeta están definidas en la Figura 2.b. El modelo empleado en este trabajo, ha sido discretizado de manera de garantizar la existencia de nodos en las mismas posiciones que se aplicaron galgas extensiométricas para que la comparación de resultados sea directa.

Tabla 3 Deformaciones obtenidas bajo una sollicitación de tracción de 5 kN

Galga	Experimental [$\mu\epsilon$]	Numérico [$\mu\epsilon$]			
		McCarthy [3]	Dif. %	Este trabajo	Dif. %
1	-1,8	149	-	84,7	-
2	760	633	16,7	717,1	5,6
3	-349	-244	30,1	-315,5	9,6
4	-488	-438	10,2	-491,8	0,8
5	-400	-346	13,5	-363,0	9,3
6	-218	-182	16,5	-227,7	4,4
7	-367	-414	12,8	-410,4	11,8
8	-353	-346	2,0	-363,0	2,8

La Tabla 3 muestra las microdeformaciones obtenidas en este trabajo y se las compara con valores experimentales y numéricos obtenidos por otros autores. Se observa que los valores finales de deformación, resultan muy aproximados a los experimentales proporcionados en [3]. La mayor discrepancia está asociada con la galga N° 1, la cual sin embargo también muestra una diferencia frente a los resultados numéricos mostrados en [6].

La gráfica de la historia de evolución de la deformación en las posiciones de las galgas en función del aumento de carga de tracción se muestra en la Figura 3. En las curvas mostradas en la Figura 3 los resultados experimentales presentados en [3] se identifican con la sigla "Exp", mientras que los resultados numéricos obtenidos en este trabajo se identifican con la sigla "Num". La comparación de resultados muestra similitudes importantes con discrepancias menores. Las mayores diferencias se encuentran asociadas a la galga N° 1, como ya se había observado previamente.

4.1.2. Rigidez y deformaciones de la junta

Desde el punto de vista de la rigidez que presenta la unión abulonada, los resultados provistos en [3] y [6] se presentan en la Tabla 4 y se muestran contrastado con los obtenidos en el



presente trabajo. Se observa una buena aproximación a la rigidez, siendo el error relativo del orden de 6 %.

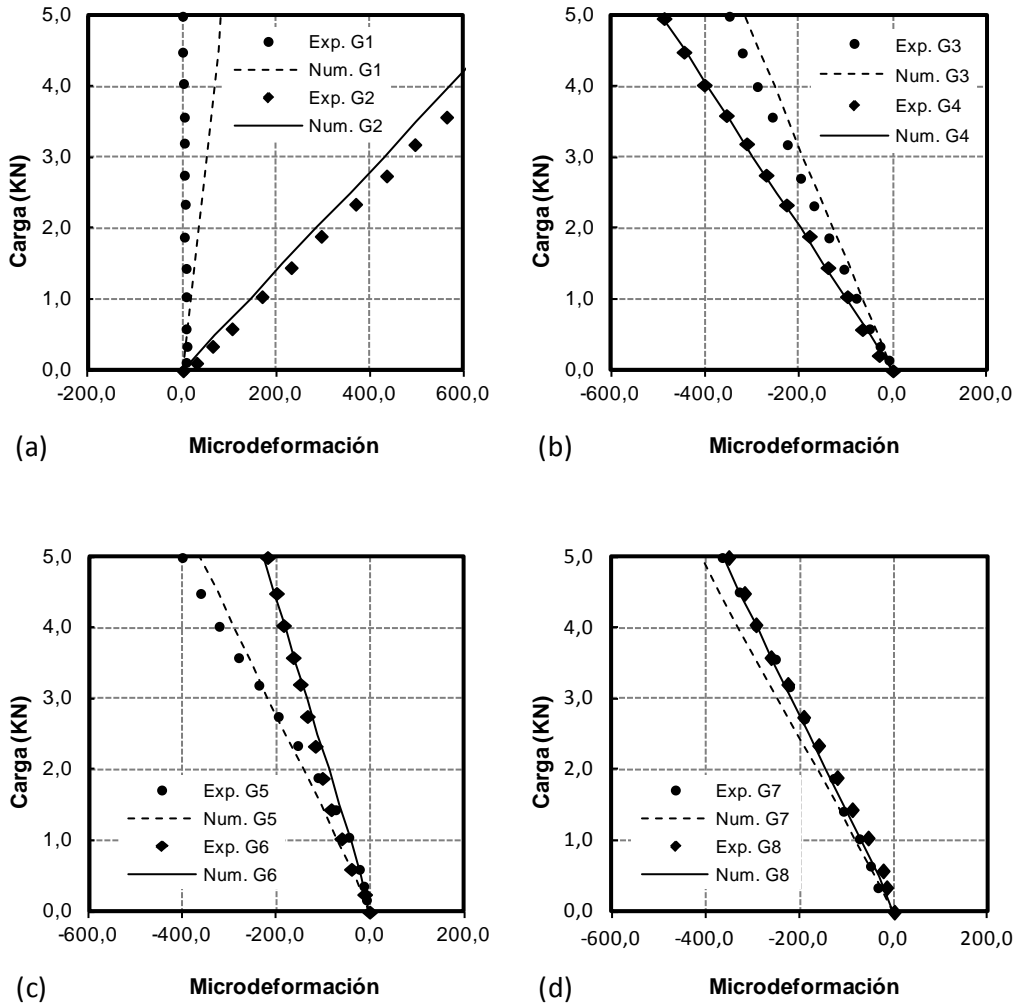


Figura 3 Deformaciones experimentales y numéricas bajo carga de tracción

Además en la Tabla 4 se observan las deformaciones axiales y flexionales evaluadas en [3] y [6], calculadas siguiendo las expresiones en la Ecuación (2), y se presentan junto a las obtenidas con el modelo computacional desarrollado en este trabajo.

$$\delta_{axial} = \frac{\delta_{G1} + \delta_{G2}}{2} \quad y \quad \delta_{flexión} = \frac{\delta_{G1} - \delta_{G2}}{t} \quad (2)$$

El análisis de los resultados de deformación (ver Tabla 4) permite observar que guardan una estrecha similitud con los del modelo propuesto en [6] y con el ensayo experimental [3]. Los errores relativos entre el modelo empleado en este trabajo y el modelo propuesto en [6], se encuentran en el orden del 6 % para deformación axial y 17 % para deformación en flexión.



Tabla 4 Rigidez de la unión abulonada y deformaciones de la probeta monitoreada

Parámetro	Experimental	Numérico			
		McCarthy [3]	Dif. %	Este trabajo	Dif. %
Rigidez [kN/mm]	28,0	31,5	12,5	29,6	5,7
Def. Axial [$\mu\epsilon$]	379,3	391,0	3,1	400,9	5,7
Def. Flexión [$\mu\epsilon$]	380,8	242,0	36,4	316,2	17,0

4.2. Modelo por capas

Se presentan a continuación los resultados obtenidos a partir de considerar el material como un sólido laminado. El apilamiento de 40 capas de 0.13 mm de espesor del compuesto HTA/6376 tiene la secuencia $[45,0,-45,90]_{5s}$ y las propiedades de cada capa son descritas en la Tabla 1.

4.2.1. Desplazamiento del plano medio

En este apartado se utilizan los resultados expuestos en [12] y [13], en donde los autores usaron mallas altamente refinadas y con elementos de alto orden de interpolación (dando lugar a problemas de más de 1×10^6 grados de libertad).

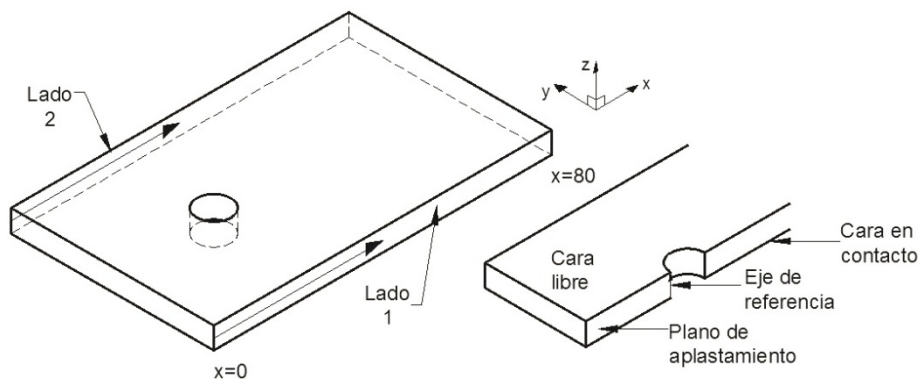


Figura 4 Líneas en los bordes y arista en el orificio donde se han evaluado tensiones

Se han observado los desplazamientos en la dirección 'z' que sufre el plano central de la placa, medidos en los lados de la misma. En los modelos numéricos presentados en [13] se realiza esta medición cuando la carga de tracción produce un desplazamiento axial de 0.5 mm en las probetas. La Figura 4.a presenta las líneas sobre las cuales se han medido las deflexiones laterales, los resultados de este trabajo se muestran en la Figura 5 y se los compara con las obtenidas en [13]. Se puede ver que las similitudes son importantes, las discrepancias son mínimas aun cuando la discretización empleada en este trabajo es mucho más pobre.

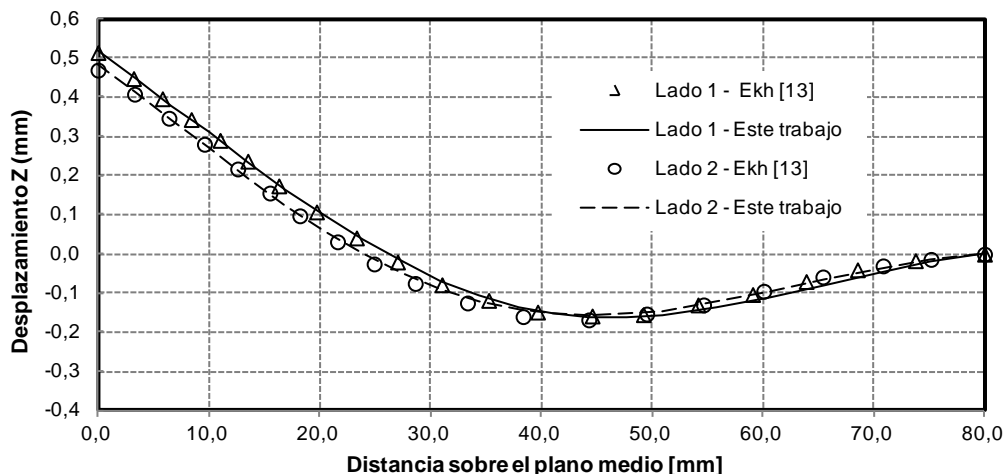


Figura 5 Desplazamiento en dirección 'z' del plano medio en los bordes de la probeta

4.2.2. Distribución de esfuerzos por capas

Las experiencias de otros autores [5] y [14] que han trabajado con uniones abulonadas y el trabajo experimental [15], muestran que en la zona de unión se produce un aumento excesivo de esfuerzos de aplastamiento. En este trabajo y con el fin de lograr capturar de una manera adecuada las tensiones locales, la zona del orificio en las probetas cuenta con una malla más fina que el resto de partes involucradas en el modelo (ver Figura 2.a).

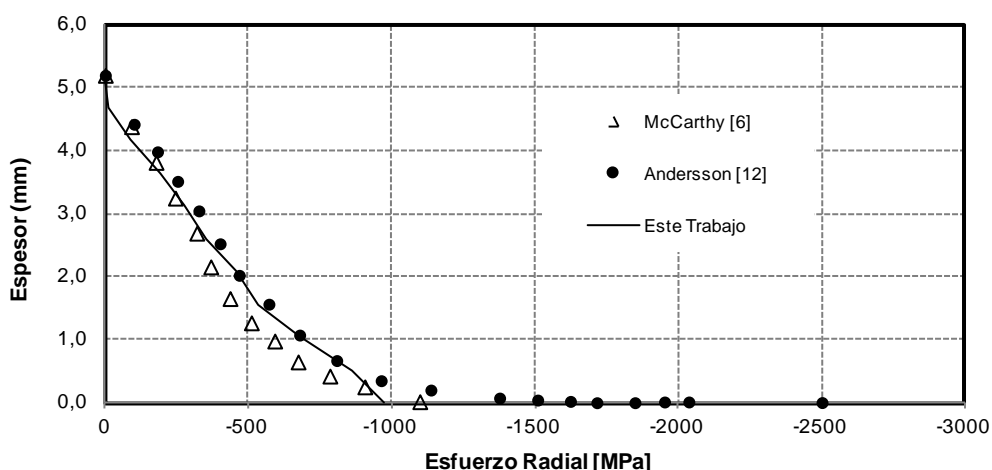


Figura 6 Distribución de tensiones de aplastamiento en el orificio de la probeta

En la Figura 4.b se observa la arista en la cual se ha medido la variación de las tensiones de cada capa del laminado. Esta arista es la zona de mayor incidencia del bulón sobre la probeta, y forma parte de un plano 'x-z' que suele denominarse plano de aplastamiento. Los resultados de tensiones en el espesor del laminado se observan en la Figura 6, resulta claro que el



modelo computacional empleado aquí presenta resultados similares a los de otros autores. Por otra parte la Figura 7 muestra las tensiones de capas con igual orientación a través del espesor del laminado, los resultados muestran concordancia con los obtenidos en [12] y en [6].

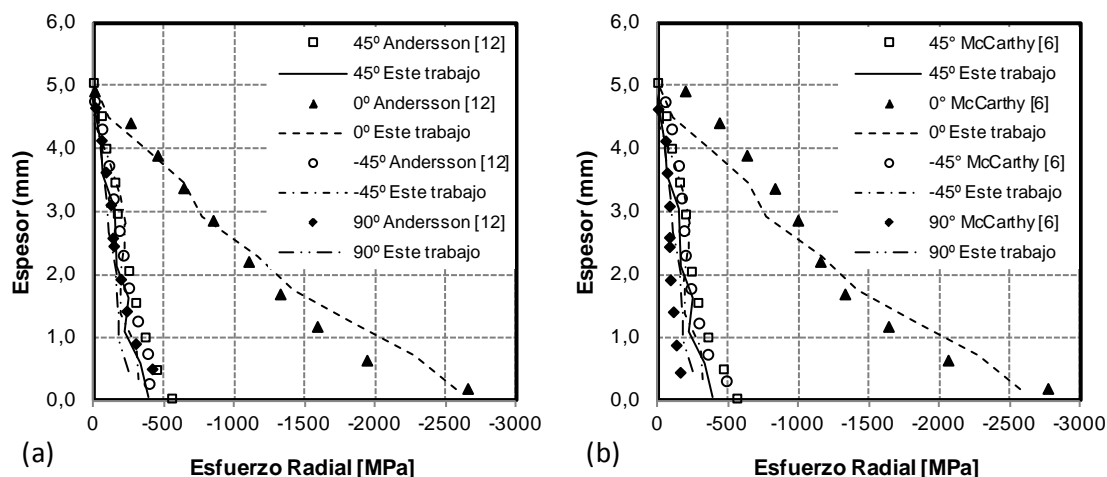


Figura 7 Distribución de tensiones a través de las capas de la probeta en el orificio

5. CONCLUSIONES

Se ha desarrollado un modelo computacional adecuado para el análisis de uniones abulonadas de materiales compuestos. El modelo que consta de dos placas de material compuesto unidas mediante un bulón, ha sido extensamente verificado a partir de resultados experimentales y numéricos disponibles en la literatura.

El modelo muestra resultados muy aproximados cuando se lo compara con los resultados experimentales obtenidos en el proyecto *BOJCAS*. La rigidez de la unión concuerda adecuadamente con la obtenida en un ensayo experimental de tracción de dos probetas fabricadas en HTA/6376 unidas por medio de un bulón de titanio. La distribución de tensiones en la zona interferencia bulón-placas muestra concordancia con los obtenidos numéricamente, lo cual es un punto muy importante dado que la falla de la unión se debe principalmente al aplastamiento del material en esa zona. Por último las deformaciones mostradas por el modelo computacional resultan muy cercanas a las obtenidas por medio de galgas extensiométricas en el ensayo experimental.

A partir de los resultados obtenidos en este trabajo, se pretende adaptar el modelo de modo que se pueda predecir con el mismo nivel de confianza el comportamiento de uniones con más de un bulón y diferentes patrones geométricos de vinculación.



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

6. REFERENCIAS

- [1] L. P. Kóllar, G. S. Springer, *Mechanics of Composite Structures*, Primera Edición, Cambridge University Press, Cambridge, Reino Unido, 2003.
- [2] T. Ireman, Three-dimensional Stress Analysis of Bolted Composite Single Lap Joints. *Composite Structures*, **43**, pp.195-216, 1998.
- [3] M. A. McCarthy, BOJCAS: Bolted Joints in Composite Aircraft Structures. *Air and Space Europe*, **3**, 3/4, pp.139-142, 2001.
- [4] R. L., Ramkumar, E. Tossavainen, *Bolted Joints in Composite Structures: Design, Analysis and Verification*. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Hawthorne, Estados Unidos. 1985.
- [5] R. E. Rowlands, T. L. Rahman, T. L. Wilkinson, & Y. I. Chiang, Single and Multiple Bolted Joints in Orthotropic Materials. *Composites*, **13**, pp. 273-279, 1982.
- [6] M. A. McCarthy, C. T. McCarthy, V. P. Lawlor W. F. Stanley, Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints, *Composite Structures*, **71**, pp.140-158, 2005.
- [7] ASTM Standard. D5961/D5961M-13 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates, 2013.
- [8] ASTM Standard. D3039/D3039M-08 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, 2008.
- [9] D. Milligan. Abaqus Composite Tutorial: Creating a Bolt Preload in 3 Easy Steps, Converging on Composites - The Autodesk Composites Blog: <http://info.firehole.com>, 2012.
- [10] D. Milligan, Abaqus Composite Tutorial – Bolted Joint Contact Definition, Converging on Composites - The Autodesk Composites Blog: <http://info.firehole.com/>, 2012.
- [11] F. Dominique, P. André, Z. André, *Mechanical Behaviour of Materials: Volume II: Fracture Mechanics and Damage*. Springer, París, Francia, 2012.
- [12] B. Andersson, A Splitting Method for Fast Solution of 3D Contact Problems in Bolted Joints. BOJCAS interim report, 2001
- [13] J. Ekh, Three-dimensional Stress Analysis. BOJCAS Interim Report, 2001.
- [14] J. Ekh, Multi-Fastener Single-lap Joints in Composite Structures, Tesis Doctoral del Royal Institute of Technology, Estocolmo, Suecia, 2006.
- [15] M. Morales, T. Quadri, *Caracterización de Uniones Mecánicas en Materiales Compuestos*. Universidad Nacional de Córdoba, 2011