

CONCENTRACIÓN DE TENSIONES EN PIEZAS DE MATERIALES COMPUESTOS

Patricia N. Dominguez; Roberto D. Santos; Sandra I. Robles; Néstor F. Ortega

*Departamento de Ingeniería, Universidad Nacional del Sur
Avda. Alem 1253, 8000 Bahía Blanca, Argentina
Tel. (0291) 459 5100 - Interno 3226
E-mail: nfortega@criba.edu.ar*

Palabras Clave: Concentración de tensiones, materiales compuestos, laminados.

Resumen. En los últimos años, a nivel internacional, se está extendiendo el uso de materiales compuestos (o Composites). Estos materiales están formados por la combinación de un material base, llamado matriz, con otro compuesto por fibras de alta resistencia, que pueden estar distribuidas en una o varias direcciones. La matriz puede ser metálica, cerámica o una resina y las fibras más comunes de carbono, vidrio o aramida. Desde el punto de vista de la durabilidad, se puede asegurar que, en ambientes agresivos, estos materiales tienen un mejor desempeño que los materiales tradicionales. Estas ventajas, entre otras tales como ductilidad, alta resistencia en la dirección de la fibra, buen comportamiento frente al fuego y peso reducido, han favorecido la difusión de su uso.

Por estos motivos, resulta necesario realizar estudios sobre elementos estructurales realizados con estos materiales. En este trabajo se analiza el caso de la concentración de tensiones, que es un tema bastante estudiado en piezas de materiales homogéneos, como el acero, pero no de materiales anisótropos, como lo son los materiales compuestos.

En esta publicación se presentan los resultados obtenidos en un estudio computacional del comportamiento mecánico de una pieza realizada con materiales compuestos y sometida a esfuerzos axiales. Se analiza la concentración de tensiones producida por la presencia de una entalla, en función del tamaño de la misma, de la dirección de las fibras resistentes, de la cantidad de láminas y la disposición de éstas, determinándose los respectivos Factores de Concentración de Tensiones .

1 INTRODUCCIÓN

La presencia de irregularidades en la geometría de una pieza estructural, tales como orificios, entallas o cualquier cambio brusco de sección produce una localización de tensiones, conocida como concentración de tensiones y evaluada a través del Factor de Concentración de Tensiones, también conocido como SCF, por sus siglas en inglés.

Este tema, en placas de materiales isotrópicos, ha sido estudiado por muchos autores desde el año 1898, en que Kirsch resuelve el problema para el caso de placas infinitas, hasta llegar a la publicación de manuales con numerosas geometrías y solicitaciones (Peterson, 1974).

En el caso de materiales anisótropos, Lekhnitskii (1968) resuelve analíticamente el caso de placa infinita con un orificio circular existiendo asimismo una variedad de publicaciones que analizan, por ejemplo, el problema en placas ortótropas para distintas relaciones de Módulos de Elasticidad y tamaños de orificio (Maíz et. al., 2004), o la influencia del largo de la pieza en el Factor de Concentración de Tensiones (Sánchez and Troyani, 2003).

En el presente trabajo se analizan, placas realizadas en una sola lámina de distintos materiales compuestos y empleando distintos laminados de un mismo material.

La geometría del modelo estudiado es la que se presenta en la Figura 1. Para la resolución de los problemas propuestos se utilizó el software FlexPDE (2001). Este software, permite al usuario describir la geometría de la pieza, plantear matemáticamente el sistema de ecuaciones diferenciales, las condiciones de borde que rigen al problema y todas las ecuaciones auxiliares necesarias. Posteriormente, en forma automática se realiza el mallado del modelo para ser resuelto con el Método de los Elementos Finitos y presenta los resultados en forma gráfica. En las mallas se utilizaron elementos triangulares. El software genera una primera malla y luego la va refinando hasta conseguir que el error sea menor que el propuesto por el usuario. Para este trabajo se fijó como error límite el valor 10^{-6} ya que con el mismo se obtienen resultados estables, en tiempos de cálculo adecuados. La validación de resultados en las láminas simples se realizó con el software ALGOR (2002) y se usó el programa CADEC (Barbero, 1999) para trabajar con laminados.

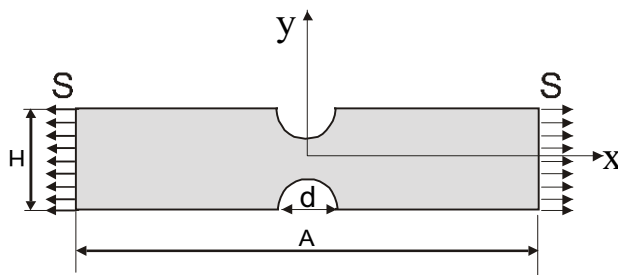


Figura 1: Esquema del modelo estructural analizado

2 LAMINA SIMPLE DE MATERIAL COMPUESTO

Una lámina de material compuesto está formada por una matriz, generalmente una resina epoxi y un refuerzo de fibras de carbono, de vidrio u otras, dispuestas en una dirección. Se considera el comportamiento del material de la lámina como linealmente elástico, originalmente libre de tensiones y macroscópicamente homogéneo y ortótropo. Las propiedades elásticas de estas láminas dependen de las propiedades de los materiales constituyentes y de las proporciones de los mismos en la formación del compuesto y pueden ser obtenidas a partir de expresiones clásicas de la mecánica de materiales, datos experimentales y otros métodos analíticos y/o semiempíricos (Barbero, 1999; Jones, 1999).

Conocidas las propiedades elásticas E_1 , E_2 , G_{12} , ν_{12} , teniendo en cuenta las relaciones entre Módulos de Elasticidad y Coeficientes de Poisson $\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}$ en las dos direcciones, que cada una de estas láminas es ortotrópica en su propio sistema de coordenadas (material) y que el comportamiento mecánico puede ser considerado como un Estado Plano de Tensiones, se obtienen las ecuaciones necesarias para resolver el problema de elasticidad bidimensional.

Las Relaciones Constitutivas entre tensiones y deformaciones en el sistema de coordenadas material, vienen expresadas por (Barbero, 1999; Jones, 1999):

$$\{\sigma\} = [Q]\{\varepsilon\} \quad (1.a)$$

donde $[Q]$ es la matriz de rigidez constitutiva:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (1.b)$$

siendo $Q_{11} = \frac{E_1}{m}$; $Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{m}$; $Q_{22} = \frac{E_2}{m}$; $Q_{66} = G_{12}$; $m = 1 - \nu_{21}\nu_{12}$

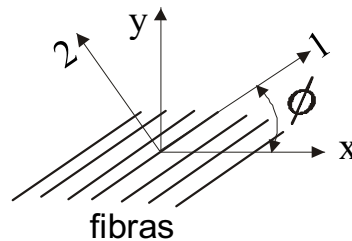


Figura 2: relación entre ejes globales y materiales

Si las fibras no están orientadas en la dirección del esfuerzo, los ejes locales estarán girados con respecto a los ejes globales un ángulo ϕ (Figura 2) y, en ese caso, las relaciones anteriores se transforman en:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

donde:

$$\begin{aligned}
\overline{Q_{11}} &= Q_{11} \cos^4 \phi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \phi \cos^2 \phi + Q_{22} \sin^4 \phi \\
\overline{Q_{12}} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \phi \cos^2 \phi + Q_{12} (\cos^4 \phi + \sin^4 \phi) \\
\overline{Q_{16}} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \phi \cos^3 \phi + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \phi \cos \phi \\
\overline{Q_{22}} &= Q_{11} \sin^4 \phi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \phi \cos^2 \phi + Q_{22} \cos^4 \phi \\
\overline{Q_{26}} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \phi \cos \phi + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \phi \cos^3 \phi \\
\overline{Q_{66}} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \phi \cos^2 \phi + Q_{66} (\cos^4 \phi + \sin^4 \phi)
\end{aligned} \tag{3}$$

Con las Relaciones Constitutivas (3), las Relaciones Cinemáticas siguientes:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}; \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}; \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \tag{4}$$

y las Ecuaciones Diferenciales de Equilibrio:

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} = 0 \quad \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} = 0 \tag{5}$$

se obtienen los estados de tensiones y deformaciones del modelo, para los casos estudiados.

Se trabajó con una placa con relación de lados $A/H=5$ y con relaciones de tamaño de la entalla, diámetro $d/H=0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ y $0,6$.

El Factor de Concentración de Tensiones se obtuvo en cada caso utilizando:

$$K = \frac{\sigma_0}{\sigma_n} \tag{6}$$

donde σ_0 corresponde a la tensión en un punto del borde de la entalla y σ_n a la tensión en el mismo punto para la placa sin entalla (Paul and Rao, 1995).

La Figura 3 muestra el Factor de Concentración de Tensiones para distintos materiales compuestos en una lámina con las fibras orientadas en la misma dirección del esfuerzo. En este caso, la tensión σ_0 corresponde a la tensión máxima de tracción que se produce en los bordes de la entalla sobre el diámetro normal a la dirección de la carga. Las propiedades elásticas de los materiales usados en este trabajo se muestran en la Tabla 1.

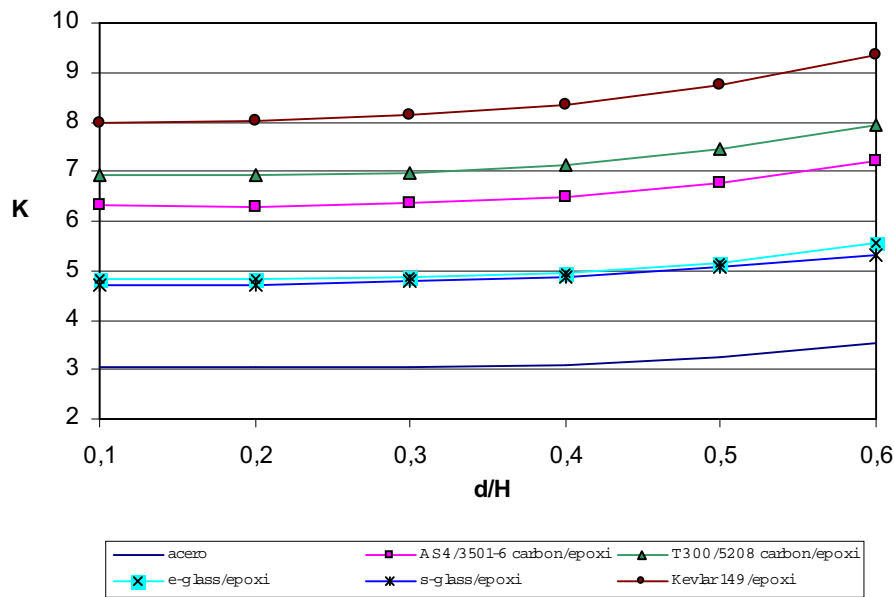


Figura 3: Factor de Concentración de Tensiones, para $\phi = 0^\circ$, en distintos materiales

Materiales Fibra/Matriz	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}
T300/5208 Carbón/Epoxi	181	10,3	7,17	0,28
AS4/3501-6 Carbón/Epoxi	142	10,3	7,2	0,27
E-glass/Epoxi	39	8,6	3,8	0,28
S-glass/Epoxi	43	8,9	4,5	0,27
Acero	210	210	80,76	0,30
Kevlar 149/Epoxi	87	5,5	2,2	0,34

Tabla 1: Propiedades de los materiales compuestos utilizados

La Figura 4a muestra la variación del Factor de Concentración de Tensiones para una lámina de S-glass/Epoxi, con fibras orientadas en ángulos de 0° , 30° , 45° , 60° y 90° , con respecto a la dirección de la tensión aplicada. Por su parte, en la Figura 4b se presenta esta misma variación para una lámina T300/5208 de Carbón/Epoxi.

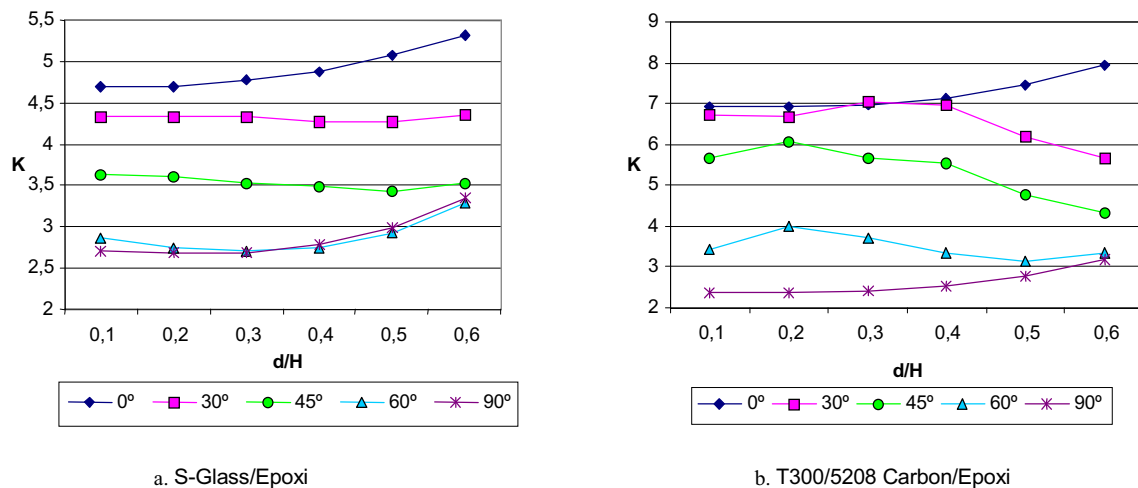


Figura 4: Factor de Concentración de Tensiones para distintas orientaciones de las fibras, respecto a ejes globales

Con la finalidad de validar la metodología propuesta en este trabajo se calcularon los Factores de Concentración de Tensiones correspondientes a una placa con un orificio central, que es una geometría clásica utilizada para la obtención del mismo, logrando resultados coincidentes con los de otros autores (Maíz et. al., 2004), tal como se muestra en la Figura 5. En este caso se usó un material ortótropo ficticio con $\nu_{12}=0,3$; $E_1/E_2=5$; $G_{12}/E_2=0.75$ y ángulo de orientación de las fibras $\phi = 30^\circ$. En la misma figura se incluyó la curva que corresponde a la geometría de interés en nuestro trabajo. Como se puede apreciar, la diferencia existente entre estas curvas, denota la fuerte influencia que tiene la geometría sobre el SCF.

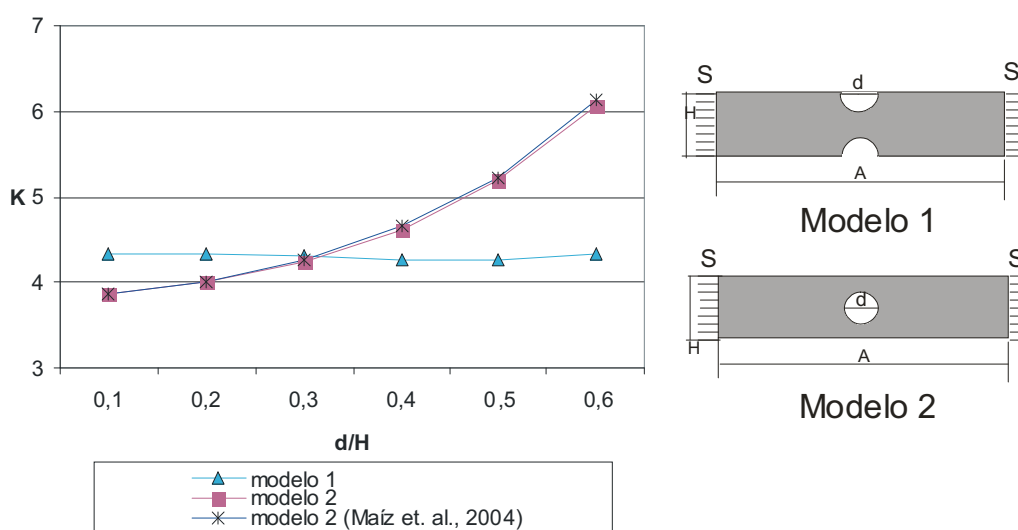


Figura 5: Influencia de la geometría en el Factor de Concentración de Tensiones

3 LAMINADOS

Los materiales compuestos están formados por varias láminas pegadas entre sí y cuyas fibras son orientadas en distintas direcciones, existiendo tantos tipos como se pueda imaginar.

En la teoría clásica de placas construidas con Materiales Compuestos (Barbero, 1999; Jones, 1999), se definen las resultantes de tensión (Figura 6) en el espesor de cada lámina como:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad \begin{Bmatrix} V_y \\ V_x \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} dz \quad (7)$$

donde N_x, N_y, N_{xy} son fuerzas, por unidad de longitud, normales y tangenciales, en el plano, V_x, V_y son fuerzas de corte por unidad de longitud y M_x, M_y, M_{xy} los momentos de la placa por unidad de longitud.

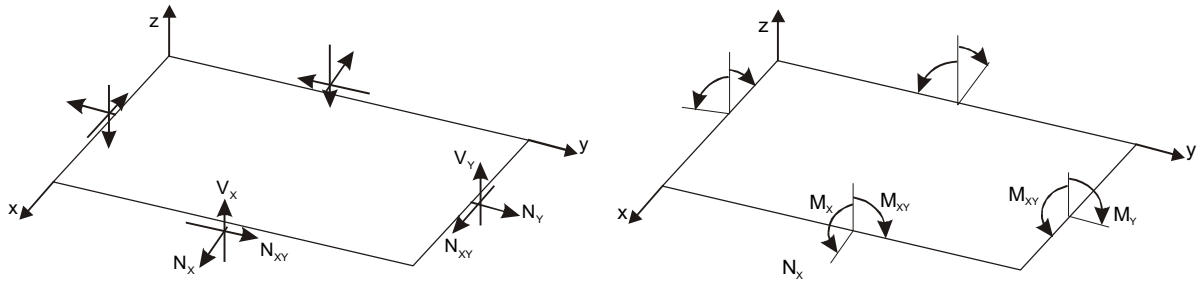


Figura 6: Esfuerzos en la placa

Por otra parte, las tensiones varían en cada una de las láminas, de tal manera que los esfuerzos se obtienen como la suma de las integrales de dichas tensiones, sobre cada una de ellas.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad \begin{Bmatrix} V_y \\ V_x \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} dz \quad (8)$$

En la Figura 7 se aprecia el corte transversal de una placa de material compuesto que posee N capas y cuyo espesor total es t.

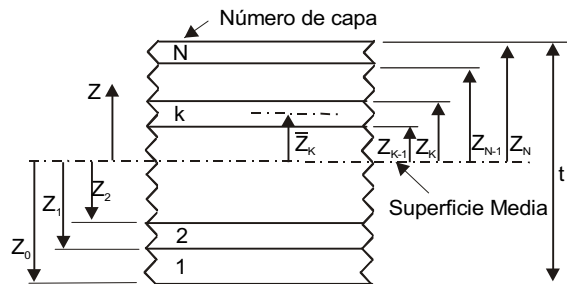


Figura 7: Esquema de la distribución de las capas en un material compuesto

Las deformaciones en la placa se expresan como:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

donde $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$ son las deformaciones de la superficie media de la placa y k_x, k_y, k_{xy} las curvaturas. Teniendo en cuenta esta expresión y las relaciones (2) y (8) se obtienen los esfuerzos en la placa:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} V_y \\ V_x \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{44}^* & A_{45}^* \\ A_{45}^* & A_{55}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (10)$$

Con:

$$\begin{aligned}
 A_{ij} &= \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij}) dz = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (n_k - n_{k-1}) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k t_k \quad i, j = 1, 2, 6 \\
 B_{ij} &= \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij}) z dz = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (n_k^2 - n_{k-1}^2) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k t_k \bar{z}_k \quad i, j = 1, 2, 6 \\
 D_{ij} &= \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij}) z^2 dz = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (n_k^3 - n_{k-1}^3) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (t_k \bar{z}_k^2 + \frac{t_k^3}{12}) \quad i, j = 1, 2, 6 \\
 A_{ij}^* &= \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij}^*) dz = \frac{5}{4} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij}^*)_k [t_k - \frac{4}{t^2} (t_k \bar{z}_k^2 + \frac{t_k^3}{12})] \quad i, j = 4, 5
 \end{aligned} \tag{11}$$

Cabe acotar que entre los laminados más usados se encuentran los laminados simétricos, que son aquellos que presentan una simetría, tanto geométrica como material, con respecto al plano medio del laminado. Son particularmente utilizados, ya que no presentan acoplamiento extensional-flexional ($B_{ij} = 0$) y por lo tanto no se curvan durante el proceso de curado, cuando se originan esfuerzos de retracción.

Todos los laminados analizados en el presente trabajo son del tipo S-glass/Epoxi, cuyas propiedades se detallan en la Tabla 1, son simétricos y algunos de ellos son además balanceados. Estos laminados balanceados poseen por cada capa con un ángulo $+\phi$ otra capa con un ángulo $-\phi$, y por cada capa con un ángulo de 0° otra de 90° , con el mismo espesor y material, de tal manera que $A_{16} = A_{26} = 0$.

3.1 Laminados Cross-Ply

Los laminados Cross-Ply son aquellos donde las fibras están a orientadas a 90° y 0° , con respecto a los ejes generales, por lo que $\bar{Q}_{16} = \bar{Q}_{26} = A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = A_{45}^* = 0$ y si además, el laminado es simétrico, se tiene que $B_{ij} = 0$. Si existen solamente esfuerzos axiales en el plano, como en el caso que analizamos, el sistema de ecuaciones diferenciales a utilizar es:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} &= 0 \\
 \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} &= 0
 \end{aligned} \tag{12}$$

donde:

$$\begin{aligned}
 N_x &= A_{11} \varepsilon_x^0 + A_{12} \varepsilon_y^0 \\
 N_y &= A_{12} \varepsilon_x^0 + A_{22} \varepsilon_y^0 \\
 N_{xy} &= A_{66} \gamma_{xy}^0
 \end{aligned} \tag{13}$$

Una vez obtenidas las deformaciones del plano medio, se pueden calcular las tensiones en cada lámina mediante las Ecuaciones (2) teniendo en cuenta las Ecuaciones (9).

Para el cálculo del Factor de Concentración de Tensiones la tensión σ_0 de la expresión (6) corresponde a la Tensión de Tracción en el punto del borde de la entalla sobre el diámetro normal a la dirección del esfuerzo. La variación de dicho Factor de Concentración de Tensiones con respecto a la relación d/H se muestra en la Figura 8.

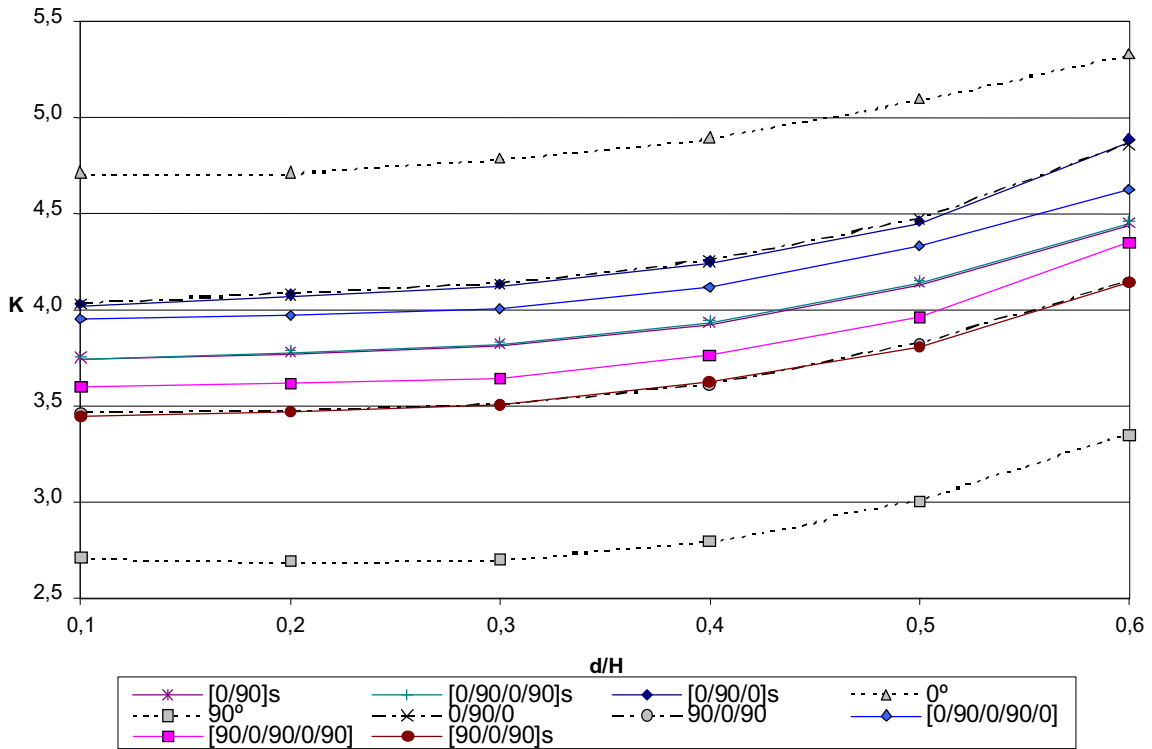


Figura 8: Factor de Concentración de Tensiones en Laminados Cross-Ply simétricos

3.2 Laminados Angle-Ply

Los laminados Angle-Ply están formados por pares de capas, con fibras orientadas a $\pm\phi$, con respecto a los ejes generales. Son laminados balanceados por lo que $A_{16} = A_{26} = 0$ y si además son simétricos $B_{ij} = 0$, por lo que, para esfuerzos en el plano, las ecuaciones son las mismas que para laminados Cross-Ply Simétricos.

El cálculo del Factor de Concentración de Tensiones se realizó con las Tensiones Máximas de Tracción. Los resultados obtenidos para estos laminados se muestran en la Figura 9.

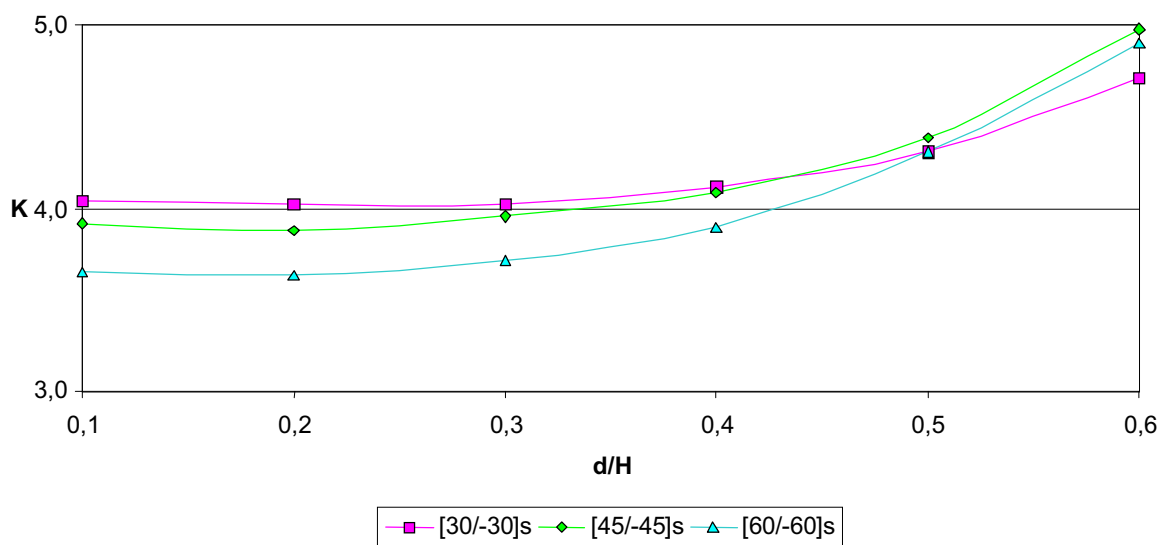


Figura 9: Laminados Angle-Ply simétricos

4 ANÁLISIS DE RESULTADOS

Como puede apreciarse en la Figura 3, el Factor de Concentración de Tensiones en las láminas simples de Materiales Compuestos, con fibras orientadas en la dirección del esfuerzo es, en todos los casos, más elevado que en los materiales isotropos. Para el caso de Resinas Epoxi con Fibras de Vidrio este aumento es del orden del 57%, para Resinas Epoxi con Fibras de Carbono varía entre el 100% y el 120% y para el caso de Resinas Epoxi con Fibras de Aramida el aumento llega al 160%. En esta misma figura puede verse que el SCF aumenta a medida que se incrementa la relación diámetro de la entalla/ancho de la placa (d/H), manteniéndose los porcentajes antes mencionados. En todos los casos la tensión máxima se produce en el borde de la entalla, a 90° con respecto a la dirección del esfuerzo aplicado.

Analizando la variación del Factor de Concentración de Tensiones, para láminas con fibras orientadas un ángulo $+\phi$ con respecto a la dirección del esfuerzo, puede verse, en la Figura 4, que esta relación es máxima para una orientación de 0° y mínima para 90° , manteniéndose para las orientaciones de 30° , 45° y 60° entre las curvas antes mencionadas. Como puede observarse, el Material Compuesto con Fibras de Carbono presenta en general, concentraciones más elevadas, que el compuesto con Fibras de Vidrio. Por otra parte, al variar el ángulo de la fibra, con respecto a la dirección del esfuerzo, también se corren, sobre el borde, las tensiones más altas, que ya no se encuentran a 90° . En esta figura puede verse también que si bien para las orientaciones de 0° y 90° , el SCF aumenta con la relación d/H , no sucede lo mismo para otras orientaciones donde tiende incluso a disminuir. Este fenómeno no ocurre para la geometría clásica, con el orificio central (modelo 2), tal como puede observarse en la Figura 5.

En los laminados Cross-Ply estudiados, puede verse que el Factor de Concentración de Tensiones aumenta con la relación d/H y que, todas las configuraciones se mantienen en el intervalo comprendido entre las curvas correspondientes a la lámina simple de 0° y la de 90° .

Los laminados balanceados tales como $[0/90]_s$, $[0/90/0/90]_s$, presentan todos la misma curva, situada exactamente entre las mencionadas anteriormente, mientras que los laminados simétricos no balanceados se acercan más a una u otra, de acuerdo a la cantidad de láminas de

cada tipo que poseen. Por ejemplo [0/90/0] se acerca a la curva de 0° y [90/0/90] se acerca a la de 90°.

Asimismo, puede verse que todos los laminados que repiten una secuencia como, por ejemplo, [90/0/90] y [90/0/90]s comparten la misma curva. Todas las curvas de la Figura 8 corresponden al Factor de Concentración de Tensiones de Tracción, que es prácticamente el mismo para las distintas capas aunque las tensiones, evidentemente no lo son.

En la Figura 9, se muestran las curvas correspondientes a Laminados Angle-Ply Simétricos [30/-30]s, [45/-45]s y [60/-60]s. Se comprobó en el trabajo que, al igual que en el caso de Laminados Cross-Ply, los Laminados Angle-Ply que repiten estas secuencias comparten las mismas curvas, por lo que no se incorporaron sus gráficas. Asimismo, si bien las tensiones son diferentes en cada capa, el Factor de Concentración de Tensiones es el mismo.

En cuanto al Factor de Concentración de Tensiones de Compresión, cuyas gráficas no fueron incorporadas en el presente trabajo, hemos observado que, en Laminados Angle-Ply [45/-45]s es semejante al de Tracción, en laminados [30/-30]s es un 20% menor y en laminados [60/-60]s es bastante más elevado, mientras que en los laminados Cross-Ply alcanza órdenes de valores ligeramente superiores a los de tracción, por lo cual consideramos que es necesario tenerlo en cuenta, ya que, si bien las tensiones suelen ser menores, también lo es la resistencia del material.

5 CONCLUSIONES

La metodología de análisis aquí presentada, es una herramienta útil para el análisis de la concentración de tensiones en piezas realizadas con materiales compuestos.

En esta investigación se ha observado que la problemática de la concentración de tensiones, es muy compleja y que los resultados dependen mucho del tipo de materiales empleados, por ello los resultados obtenidos para un tipo de material no conviene extrapolarlos para otros.

Analizando lo aquí obtenido y la bibliografía consultada, se puede decir que el Factor de Concentración de Tensiones en Materiales Compuestos depende estrechamente de la geometría de la pieza.

El valor del SCF no es un valor suficiente, por sí solo, para la predicción de falla en laminados.

AGRADECIMIENTOS

Los autores desean expresar su agradecimiento al Departamento de Ingeniería y a la Secretaría General de Ciencia y Tecnología de la Universidad Nacional del Sur, por el apoyo brindado para el desarrollo de estas investigaciones.

REFERENCIAS

- R. E. Peterson. *Stress Concentration Factors*. John Wiley, 1974.
- S. G. Lekhnitskii. *Anisotropic Plates*. Gordon and Breach Science Publishers, 1968
- S. Maiz, R. Rossi, P. Laura, D. Bambill. Efectos de la Ortotropía sobre el Factor de Concentración de Tensiones, *ENIEF 2004, Mecánica Computacional*, 23, 673-692, 2004
- M. Sánchez, N. Troyani. Factor teórico de concentración de esfuerzos en piezas cortas de materiales anisótropos, *ENIEF 2003, Mecánica Computacional*, 22, 2135-2144, 2003.
- FlexPDE v.2.20. *A Flexible Solution System for Partial Differential Equations* PDE Solutions Inc., 2001
- ALGOR v.15 Professional Mech/VE, *Docutech Linear Stress and Dynamics*. Reference Division, Pittsburg, Pennsylvania, 2002.

- E. J. Barbero. CADEC. *Computer Aided Design Environment for Composites*, 1999
- E. J. Barbero. *Introduction to Composite Materials Design*. Taylor and Francis, Inc, 1999.
- R. M. Jones. *Mechanics of Composite Materials*. Taylor and Francis, Inc, 1999.
- T. K. Paul, K. M. Rao. Finite Element Stress Analysis of Laminated Composite Plates Containing Two Circular Holes Under Transverse Loading. *Computers & Structures*, 54(4), 1995.