



**Centro de Investigación Científica de  
Yucatán, A.C**

**Posgrado en Materiales Poliméricos**

**“PREPARACIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE  
MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS  
FIBROREFORZADOS MULTICAPA”**

**TESIS QUE PRESENTA**

**GENARO ANTONIO SOBERANIS MONFORTE**

**En opción al título de**

**MAESTRO EN MATERIALES POLIMERICOS**

**Mérida, Yucatán, Mayo 2006**



## **DECLARACIÓN**

Declaro que la información contenida en la sección de materiales y métodos experimentales, resultados y discusión de este documento, proviene de las actividades de investigación realizadas durante el período que se me asignó para desarrollar mi trabajo, en las Unidades y Laboratorios del Centro de Investigación Científica de Yucatán A.C., y que dicha información le pertenece en los términos de la Ley de la Propiedad Industrial, por lo que no me reservo ningún derecho sobre ellos.

Mérida Yucatán a 12 de Mayo de 2006.



---

Genaro Antonio Soberanis Monforte

## **AGRADECIMIENTOS**

### **A Dios:**

Por permitirme alcanzar una meta más en mi vida profesional.

### **Al Centro de Investigación Científica de Yucatán AC:**

Por haberme permitido realizar este trabajo en los laboratorios de la Unidad de Materiales.

### **A mi director de tesis, Dr. Pedro Iván González Chi:**

A quien le agradezco haber compartido conmigo parte de su conocimiento en la materia, por su confianza, y sobre todo por su paciencia.

### **A mi codirector de tesis, Dr. Rolando Ríos Soberanis:**

Por los comentarios y el apoyo brindado durante la realización de este trabajo.

### **Al Concejo Nacional de Ciencia y tecnología (CONACYT):**

Por el apoyo económico recibido durante el transcurso de mis estudios.

Al proyecto CONACYT número 47335-Y, al cual pertenece este trabajo.

### **A todos los miembros de la Unidad de Materiales:**

Por compartir conmigo sus conocimientos, experiencias y amistad.

**DEDICO ESTE TRABAJO A:**

El amor de mi vida, que me dió la fuerza y la  
paciencia para poder concluir este trabajo.

**A mi esposa  
Rossana**

Los seres que me dieron la oportunidad de estar  
en este mundo.

**A mis padres  
Gilberto y Hernilda**

Y a los que junto con ellos me han brindado su  
apoyo en todos los momentos de mi vida.

**A mis hermanos,  
familiares y amigos**

---

**INDICE**

	Pág.
<b>INDICE</b>	i
<b>LISTA DE FIGURAS</b>	iv
<b>LISTA DE TABLAS</b>	viii
<b>RESUMEN</b>	1
<b>ABSTRACT</b>	2
<b>INTRODUCCIÓN</b>	3
<b>OBJETIVOS</b>	6
<b>CAPÍTULO 1</b>	7
<b>ASPECTOS TEÓRICOS</b>	7
1.1. Materiales compuestos.	7
1.1.1. Clasificación de los materiales compuestos.	7
1.1.2. Materiales compuestos laminados.	8
1.1.3. Factores que influyen en el desempeño de un material compuesto.	9
1.2. Códigos de laminados.	12
1.3. Comportamiento mecánico de un material compuesto.	18
1.3.1. Isotropía.	18
1.3.2. Anisotropía.	18
1.3.3. Ortotropía.	18
1.3.4. Homogeneidad.	19
1.3.5. Heterogeneidad.	19
1.4. Propiedades mecánicas de los materiales compuestos.	20
1.4.1. Fracción en masa o en volumen del refuerzo.	20
1.4.2. Densidad de una capa.	21
1.4.3. Módulo longitudinal.	21
1.4.4. Módulo transversal.	23
1.4.5. Módulo de corte.	26
1.4.6. Relación de Poisson.	29
1.5. Comportamiento mecánico en laminados tradicionales.	33
<b>CAPÍTULO 2</b>	40
<b>MATERIALES Y METODOS</b>	40

	Pág.
2.1. Materiales.	40
2.2. Rediseño de un sistema de impregnación por el método de polvos.	40
2.2.1. Condiciones iniciales de la máquina.	40
2.3. Molienda y tamizado de la matriz (PP).	41
2.3.1. Molienda.	41
2.3.2. Tamizado.	42
2.4. Medición del tamaño de partícula.	42
2.5. Impregnación de las fibras de Twaron con la matriz (PP) por el método de polvos.	42
2.6. Moldeo de placas: laminados monocapa y celdas base.	44
2.6.1. Las muestras y el molde.	46
2.6.1.1. Modificaciones del molde para el proceso de laminación.	47
2.6.1.1.1. Laminados a 0°.	47
2.6.1.1.2. Laminados a 90°.	47
2.6.1.1.3. Laminados a 45°.	49
2.6.1.1.4. Celdas base.	49
2.6.2. Moldeo y laminación.	50
2.6.3. Obtención de las probetas.	52
2.7. Microscopía.	53
2.7.1. Microscopía óptica.	53
2.7.2. Microscopía estereoscópica.	54
2.8. Caracterización mecánica.	54
2.8.1. Caracterización de las probetas a tensión.	54
2.8.2. Uso del extensómetro.	54
2.9. Extracción soxhlet.	55
<b>CAPÍTULO 3</b>	<b>58</b>
<b>RESULTADOS</b>	<b>58</b>
3.1. Rediseño de un sistema de impregnación por el método de polvos.	58
3.1.1. Modificaciones al sistema original.	58
3.1.2. Sistema de impregnación actual.	59
3.2. Molienda y tamizado de la matriz (PP).	61
3.3. Análisis del tamaño de partículas.	62

	Pág.
3.4. Impregnación de las fibras de Twaron con la matriz (PP) por el método de polvos.	63
3.5. Preparación de laminados monocapa y las celdas base.	64
3.5.1. Moldeo de laminados.	64
3.5.2. El molde de acero inoxidable.	64
3.5.3. El molde de aluminio y de acero al carbón.	64
3.6. Microscopía.	66
3.6.1. Microscopía Óptica.	66
3.6.2. Microscopía Estereoscópica.	67
3.7. Extracción soxhlet.	69
3.8. Caracterización mecánica.	72
3.8.1. Laminados monocapa.	72
3.8.2. Celdas base A, B y C.	75
3.8.3. Celdas base D y E.	79
3.8.4. Celdas base F y G.	81
3.8.5. Relación entre los laminados monocapa y las celdas base.	82
3.9. Modelado matemático de las propiedades mecánicas en los materiales compuestos.	85
3.9.1. Análisis y comparación de resultados.	88
<b>CONCLUSIONES</b>	90
<b>RECOMENDACIONES.</b>	91
<b>BIBLIOGRAFÍA</b>	92
<b>ANEXO A</b>	95
<b>ANEXO B</b>	97
<b>ANEXO C</b>	99

## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
<b>Figura 1.1.</b> Tipos de materiales compuestos basados en la forma del refuerzo. a) Partículas, b) Hojuelas, c) Fibras.	8
<b>Figura 1.2.</b> Micrografía electrónica de barrido de: a) un tejido de mechas libre de resina, b) de un laminado reforzado con mechas tejidas, corte en dirección paralela a un sistema de fibras, c) esquema de los componentes de un tejido de mechas.	9
<b>Figura 1.3.</b> Diagrama esquemático de un laminado multicapa. a) Láminas o capas sin unir, b) láminas unidas mediante compresión o adhesión térmica o química: Laminado.	12
<b>Figura 1.4.</b> a) Laminado plano con capas unidireccionales orientadas a $90^\circ$ una respecto a la otra. b) Laminado cilíndrico con una capa de fibras cortas orientadas aleatoriamente y dos laminas unidireccionales a $\pm 55^\circ$ respecto al eje axial del cilindro.	13
<b>Figura 1.5.</b> Arreglo de capas. a) Laminado simétrico y b) laminado simétrico balanceado.	16
<b>Figura 1.6.</b> Escalamiento de una celda base. a) Celda base, b) escalamiento en bloques, c) escalamiento distribuido o en capas.	17
<b>Figura 1.7.</b> Escalas de observación para láminas unidireccionales. (A, B) Macroscópica, homogéneo y anisotrópico y (a, b) microscópica, heterogéneo e isotrópico.	19
<b>Figura 1.8.</b> Esquema de (a) material compuesto conteniendo una fracción de volumen ( $V_f$ ) de fibras continuas alineadas. (b) Modelo de capas, representación de la unión entre la fibra y la matriz. (c) Aplicación de un esfuerzo paralelo al eje de la fibra, las dos capas experimentan la misma deformación axial $\epsilon_1$ .	22
<b>Figura 1.9.</b> Esquema de (a) Modelo de capas. (b) Esfuerzos equivalentes durante la aplicación de esfuerzos transversales.	24

	Pág.
<b>Figura 1.10.</b> Módulos cortantes para un material compuesto real fibrorreforzado y según el modelo de capas, en el que se muestra la distribución del esfuerzo y la deformación entre los dos componentes.	26
<b>Figura 1.11.</b> Esquema que define las tres relaciones de Poisson para un material compuesto fibroreforzado. a) Cuando la carga es aplicada en la dirección 1, b) cuando la carga es aplicada en la dirección 2 y c) cuando la carga es aplicada en la dirección 3.	30
<b>Figura 1.12.</b> Concepto de preforma híbrida.	35
<b>Figura 1.13.</b> Esquema de preparación de laminados unidireccionales (CURFC) y laminados híbridos (CURFC y TCNT) tipo A y B.	36
<b>Figura 1.14.</b> Esquema de apilamiento en una dimensión para laminados multicapa con capas de fibras orientadas a $\pm 45^\circ$ .	37
<b>Figura 2.1.</b> Primer sistema de impregnación por el método de polvos, alimentado con aire comprimido. (A) Rodillos Tractores y (B) Boquillas de aire comprimido.	41
<b>Figura 2.2.</b> Bobina de fibras.	43
<b>Figura 2.3.</b> Rodillos Tractores. a) Rodillo tractor encargado de desenredar las mechas de fibra de la bobina. b) Rodillos tractores que dirigen las mechas en toda la longitud de la máquina.	43
<b>Figura 2.4.</b> Zona de separación de fibras.	44
<b>Figura 2.5.</b> Celdas base laminadas y caracterizadas mecánicamente a tensión.	45
<b>Figura 2.6.</b> Molde para laminar materiales compuestos mono y multicapa con <i>tabs</i> .	46
<b>Figura 2.7.</b> Laminado de 250 x 250 mm con <i>tabs</i> . Probetas de 25 mm de ancho son obtenidas a partir de este laminado.	47
<b>Figura 2.8.</b> Molde para preparar placas con fibras orientadas a $0^\circ$ . Las partes oscuras marcadas con el número 1 representan los retenes laterales usados para restringir el flujo de la matriz.	48
<b>Figura 2.9.</b> Molde para preparar placas con fibras orientadas a $90^\circ$ . Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.	48

	Pág.
<b>Figura 2.10.</b> Molde para preparar placas con fibras orientadas a 45°. Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.	49
<b>Figura 2.11.</b> Molde para preparar celdas base. Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.	50
<b>Figura 2.12.</b> Geometría y dimensiones de una probeta para pruebas a tensión de un material compuesto laminado de matriz polimérica.	53
<b>Figura 2.13.</b> Equipo de extracción soxhlet.	55
<b>Figura 2.14.</b> Probeta caracterizada mecánicamente: zonas de donde se cortaron las muestras para la extracción soxhlet.	56
<b>Figura 3.1.</b> Sistema de impregnación por el método de polvos, alimentado por un soplador. (A) Boquillas de aire del soplador.	59
<b>Figura 3.2.</b> Sistema actual de impregnación por el método de polvos, alimentado por dos sopladores.	61
<b>Figura 3.3.</b> Distribución de los tamaños de partículas para el PP.	63
<b>Figura 3.4.</b> Molde de aluminio y acero al carbón para preparar placas de	65
<b>Figura 3.5.</b> Micrografía del borde de celdas base F y B.	66
<b>Figura 3.6.</b> Micrografía de los bordes de las celdas base C y E. Se observan las capas de fibras de refuerzo en el laminado.	67
<b>Figura 3.7.</b> Fotografías estereoscópicas de celdas base con capas solo a 45°. La forma de la fractura no mantiene una línea recta, sino que es desviada hacia la orientación de la fibra ( $\pm 45^\circ$ ).	68
<b>Figura 3.8.</b> Fotografías estereoscópicas de celdas base con capas a 0° y $\pm 45^\circ$ (D y E) y 0°, $\pm 45^\circ$ y 90° (F y G). La forma de la fractura es casi una línea recta.	69
<b>Figura 3.9.</b> Contenido de fibra en los laminados monocapa y multicapa (Celdas Base). La barra indicada como "prom" es el promedio de todos los laminados.	70
<b>Figura 3.10.</b> Representación de una placa laminada de 250 x 250 mm, de donde son cortadas las probetas para la prueba de tensión.	71

	Pág.
<b>Figura 3.11.</b> Representación de una placa laminada con fibras orientadas a $90^\circ$ , y probeta a tensión que muestra una distribución no uniforme de las fibras debido al flujo de la matriz durante el proceso de laminación.	72
<b>Figura 3.12.</b> Propiedades mecánicas a tensión de los especímenes monocapa a $0^\circ$ , $45^\circ$ y $90^\circ$ . a) Módulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.	73
<b>Figura 3.13.</b> Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de laminados monocapa reforzados a $0^\circ$ , $45^\circ$ y $90^\circ$ ; y la forma de la falla correspondiente, b) $0^\circ$ , c) $45^\circ$ y d) $90^\circ$ .	74
<b>Figura 3.14.</b> Propiedades mecánicas a tensión de las celdas base A, B, y C. a) Módulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.	77
<b>Figura 3.15.</b> Curvas esfuerzo-deformación a tensión de las celdas base A, B, y C.	78
<b>Figura 3.16.</b> Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de las celdas base D y E, y sus propiedades mecánicas: b) Módulo elástico, c) esfuerzo máximo, d) deformación máxima.	80
<b>Figura 3.17.</b> Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de las celdas base F y G, y sus propiedades mecánicas: b) Módulo elástico, c) esfuerzo máximo y d) deformación máxima.	82
<b>Figura 3.18.</b> Propiedades mecánicas a tensión de los especímenes monocapa y las celdas base. a) Módulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.	83
<b>Figura 3.19.</b> Curvas esfuerzo-deformación a tensión de laminados monocapa a $0^\circ$ , $45^\circ$ , $90^\circ$ y celdas base A, B, C, D, E, F y G.	85

## LISTA DE TABLAS

	Pág.
<b>Tabla 3.1.</b> Fracciones de polvo de PP recuperados después de tamizar.	62
<b>Tabla 3.2.</b> Tamaños promedio de partícula para el PP.	62
<b>Tabla 3.3.</b> Cantidad de mechas de fibra impregnadas con el sistema continuo de impregnación por el método de polvos.	64
<b>Tabla 3.4.</b> Tiempo de reflujo de las muestras en el equipo soxhlet.	69
<b>Tabla 3.5.</b> Comparación de valores teóricos y experimentales de las propiedades mecánicas de un material compuesto.	89

## RESUMEN

Laminados monocapa unidireccionales y multicapa fueron preparados con diferentes orientaciones usando como refuerzo fibras de aramida (Twaron) y como matriz un polímero termoplástico (Polipropileno). La matriz fue molida y tamizada, y su tamaño de partícula fue determinado. Las fibras fueron impregnadas con la matriz por el método de polvos. Para ello se rediseñó y modificó un sistema continuo de impregnación. Después de obtener las preformas en la línea de impregnación se laminaron por compresión en una prensa. Para ello se diseñó y construyó un molde para obtener placas de 250 x 250 mm de donde fueron cortadas probetas de 250 x 25 mm para pruebas de tensión. Laminados monocapa unidireccionales (0°, 45° y 90°) fueron preparados, así como celdas base con una sucesión de capas a diferentes orientaciones. Se usaron extensómetros para medir la elongación de las probetas durante las pruebas de tensión.

Los resultados de las pruebas mecánicas de las celdas base mostraron una mejora respecto a las monocapa. Además, sus propiedades fueron influenciadas por la orientación y el contenido de las fibras. Se observó que las fibras a 0° proporcionaron el mayor nivel de refuerzo, pero la rigidez de la celda base aumentó con el número de capas con esta orientación. Las capas orientadas a  $\pm 45^\circ$  proporcionaron un balanceo de las cargas aplicadas al material, retardando la falla ya que desvían la trayectoria de la grieta y contrarrestan los esfuerzos cortantes en el plano. Las fibras a 90° actuaron como relleno y no contribuyeron notablemente al refuerzo. Sin embargo, no se presentó un desprendimiento total entre la fibra y la matriz por lo que incrementaron la deformación de los laminados. Los especímenes ensayados a tensión, fueron analizados por medio de microscopía óptica y estereoscópica para observar la forma de falla, misma que fue influenciada por la orientación de las capas de fibras. Finalmente se usó extracción soxhlet para determinar el porcentaje real de fibra contenida en los laminados.

## ABSTRACT

Monolayered and multilayered laminates were prepared with fibers oriented in different directions, using aramid fibers (Twaron) as reinforcement and a thermoplastic polymer as matrix (Polypropylene). The matrix was ground and sieved, and its particle size was determined. The fibers were impregnated with the matrix by the powder method. The continuous system of impregnation was redesigned and modified. The preforms obtained in the impregnation line were laminated by compression in a press. For this, a mold to obtain plates of 250 x 250 mm was designed and built, specimen 25 x 250 mm from which were cut for tension tests. Monolayer unidirectional laminates ( $0^\circ$ ,  $45^\circ$  and  $90^\circ$ ) and multilayer laminates reinforced at different directions (base cells) were tested in tensión. Extensometers were used.

The mechanical test results of the base cells showed an improvement compared with the monolayer ones. Their mechanical properties were influenced by the direction and content of the fiber reinforcement. The fibers oriented at  $0^\circ$  provided the highest level of reinforcement, but the toughness of the base cells increased with the number of these layers present in the laminate. The layers with  $\pm 45^\circ$  oriented fibers balanced the applied load retarding the failure of the material by changing the direction of the crack and resisting the in-plane shear stress. The fibers at  $90^\circ$  acted as filler and they did not contribute to the reinforcement. However, a total detachment between the fiber and the matrix was not present so that the deformation of the laminates was increased.

Specimens tested in tension, were analyzed by optical and stereoscopic microscopy to observe the type of failure in the materials, and how it was influenced by the direction of the fiber layers. Finally, soxhlet extraction was used to measure the real fiber content in the laminates.

## **INTRODUCCIÓN**

Los materiales compuestos han tenido una extensa variedad de usos, y aunque no se conoce exactamente donde se usaron por primera vez, toda la historia registrada contiene referencias de sus aplicaciones. Por ejemplo, la paja fue utilizada por los israelitas para consolidar ladrillos de fango (barro). La madera terciada (contrachapado) fue utilizada por los antiguos Egipcios, cuando observaron que al arreglarla de esta forma podía alcanzar una resistencia superior, debido a la expansión térmica y al hinchamiento causado por la absorción de la humedad. Las espadas o sables japoneses tenían cuchillas hechas de acero y hierro suave: la parte de acero era semejante a una lámina, con los defectos e impurezas orientados a lo largo de la pieza, que se moldeaba en forma curva y sobre ella el hierro suave era aplicado. Esta configuración le daba a la espada una buena resistencia al impacto y a la flexión [1, 2].

Actualmente, los materiales compuestos se han convertido en una parte importante de la industria del diseño y la construcción, ya que son ideales para usos estructurales donde se requiere una alta razón de resistencia a peso y de módulo a peso. Además, ofrecen ventajas tales como alta resistencia a la corrosión y a la fatiga, así como una producción rápida. Estos materiales se utilizan en la fabricación de estructuras de avión, vehículos espaciales, equipo médico, palos de golf, estructuras de casas, etc. Debido a esto, se ha generado un gran interés a nivel internacional sobre los materiales compuestos, ya que, el uso y demanda de estos es cada día mayor [2, 3].

Los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras continuas ofrecen ventajas respecto a los materiales convencionales tales como mejor resistencia mecánica, alto módulo elástico y bajo peso. Las fibras de ingeniería tales como las de aramida (Kevlar y Twaron), de vidrio, y de carbón, han sido comúnmente empleadas en la fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica. La gran mayoría de los materiales compuestos modernos de uso comercial están basados en polímeros termofijos, lo que genera un problema en el

aspecto ambiental, ya que estos materiales por la naturaleza de sus cadenas reticuladas no pueden ser reprocesados. En consecuencia, se ha generado la tendencia a diseñar nuevos materiales que puedan ser reciclados una vez que su vida útil haya concluido. Una opción viable para este fin son los polímeros termoplásticos, ya que, cuando se usan en la obtención de materiales compuestos conservan las propiedades de la fibra de refuerzo, son más resistentes, pueden ser sometidos a un proceso de post-formado, tienen una vida útil larga y son reciclables [4].

La técnica usada en la fabricación de materiales compuestos tiene un efecto significativo sobre las propiedades finales del material. Uno de los procesos empleados para la fabricación de materiales compuestos de matriz termoplástica es el de impregnación por el método de polvos. La mayor dificultad que presenta este método es la poca uniformidad en el contenido de la matriz impregnada en las fibras. Este problema disminuye con el uso de sistemas que controlen el porcentaje de impregnación para la obtención de preformas, las cuales se usan para la preparación de laminados compuestos con contenidos uniformes de matriz polimérica.

El proceso de fabricación de laminados de matriz polimérica, requiere el control de tres variables principalmente, las cuales son la temperatura, la presión y el material del molde usado para este proceso, ya que estas juegan un papel muy importante en la formación de espacios vacíos (burbujas) en el interior del laminado.

Para este trabajo se rediseño y modifiqué un sistema continuo de impregnación por el método de polvos, en el cual se pudo controlar el porcentaje de impregnación de la matriz en las mechas de fibras (preformas). De igual manera se fabricó un molde, en el cual se usaron las preformas del sistema de impregnación, para obtener placas laminadas de 250 x 250 mm con lengüetas de sujeción (*tabs*) incluidas, que posteriormente fueron cortadas a 25 x 250 mm y pulidas en los bordes para obtener las probetas que fueron caracterizadas mecánicamente a tensión.

Las probetas ensayadas fueron observadas por microscopía óptica y estereoscópica respectivamente, para analizar el daño y la forma de falla.

La importancia de construir y caracterizar mecánicamente este tipo de materiales compuestos radica principalmente en observar el comportamiento que presentan cuando es modificada la orientación de las fibras de refuerzo, ya que a diferencia de los materiales convencionales estos presentan propiedades mecánicas diferentes dependiendo de la dirección de la carga aplicada.

## OBJETIVOS

### Objetivos generales:

- Optimizar un sistema de impregnación por el método de polvos.
- Preparar y caracterizar mecánicamente materiales compuestos laminados fibroreforzados multicapa.

### Objetivos específicos:

- Preparar laminados monocapa con fibras orientadas a  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$ .
- Preparar laminados multicapa (celdas base) con diferentes orientaciones de fibra.
- Caracterizar mecánicamente laminados monocapa y multicapa con fibras orientadas en diferentes direcciones.
- Determinar la influencia de la orientación de la fibra en los laminados monocapa y multicapa sobre el comportamiento mecánico.
- Observar el daño y la forma de falla de los laminados monocapa y multicapa por medio de microscopía óptica y estereoscópica.
- Determinar el porcentaje real de impregnación por la técnica de extracción exhaustiva (Soxhlet).

# CAPÍTULO 1

## ASPECTOS TEÓRICOS

### 1.1. Materiales compuestos.

Un material compuesto es un sistema que consiste de dos o más fases en una escala microscópica, cuyo desempeño y propiedades mecánicas son diseñados para ser superiores al de los materiales constitutivos cuando actúan independientemente. Una de las fases es usualmente discontinua, rígida y fuerte, y es conocida como el refuerzo (para el caso de aplicaciones estructurales). Por otro lado, la otra fase, menos rígida y débil, es continua y es conocida como la matriz. Existe una fase adicional entre el refuerzo y la matriz, llamada interfase generada por interacciones químicas, físicas o mecánicas. Las propiedades de un material compuesto son diferentes a las de sus constituyentes dependiendo de las propiedades, la geometría y la distribución de las fases. Las propiedades que pueden ser mejoradas son resistencia mecánica, rigidez, peso, resistencia a la corrosión, resistencia a la fatiga, estética, asilamiento térmico y acústico, etc. [1, 5, 6].

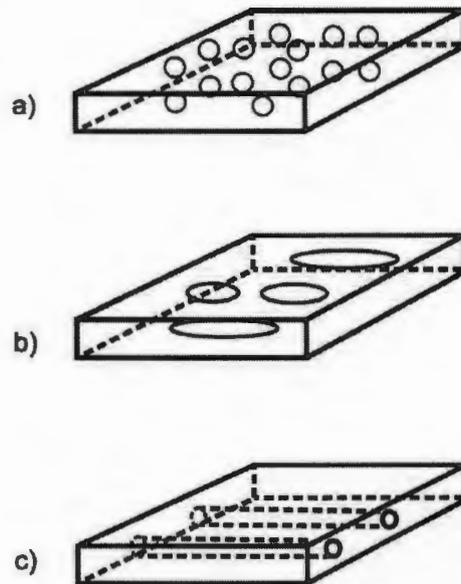
#### 1.1.1. Clasificación de los materiales compuestos.

Los materiales compuestos son clasificados en base a la geometría del refuerzo, que puede tener la forma de hojuelas, partículas o fibras (Figura 1.1) o bien, por el tipo de matriz, ya sea polimérica, metálica o cerámica [3].

Los materiales compuestos particulados contienen hojuelas o partículas distribuidas en matrices tales como aleaciones o cerámicos. Son generalmente isotrópicos ya que las partículas están distribuidas al azar y proporcionan ventajas como mejor resistencia mecánica, mayor temperatura de operación, resistencia a la oxidación, etc.

Las hojuelas son refuerzos con geometrías planas, que proveen de un alto módulo flexionante fuera del plano, alta resistencia mecánica y bajo costo. Sin embargo,

las hojuelas no pueden ser orientadas fácilmente y sólo un número limitado de ellas está disponible para su uso.



**Figura 1.1.** Tipos de materiales compuestos basados en la forma del refuerzo.  
 a) Partículas, b) Hojuelas, c) Fibras.

Los materiales compuestos fibrorreforzados tienen fibras largas (continuas) o cortas (discontinuas) que actúan como refuerzo de la matriz. Las fibras son generalmente anisotrópicas y algunos ejemplos son las fibras de carbón y las de aramida. Las matrices pueden ser metálicas como el aluminio, cerámicas como el silicato de calcio-aluminio o poliméricas, ya sea resinas termofijas como la epóxica o termoplásticas como el polipropileno [1].

### 1.1.2. Materiales compuestos laminados.

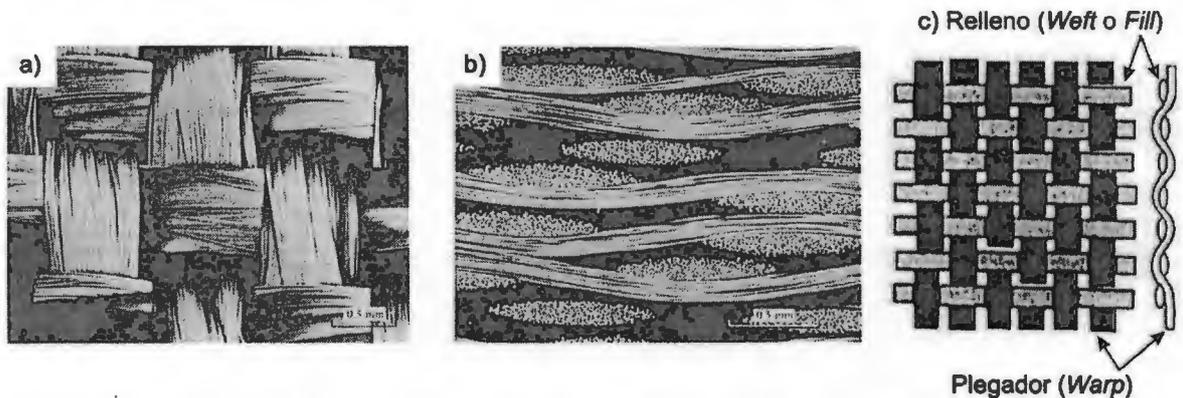
Los materiales compuestos pueden estar formados por capas hechas de dos o más materiales diferentes unidos mediante adhesión o calor. Éstos materiales reciben el nombre de materiales compuestos laminados [1, 4].

Un laminado fibrorreforzado es la unión de varias láminas, que pueden contener fibras en diferentes orientaciones y apiladas unas sobre otras. Las capas del laminado generalmente están unidas entre sí por el mismo material que se usa como matriz en una lámina. Las fibras son el principal refuerzo o soporte de carga

y son generalmente resistentes y rígidas. La matriz puede ser orgánica, metálica o cerámica [7].

Las fibras pueden ser de diferente geometría, longitud y arreglo. En el caso de las fibras cortas (discontinuas) los arreglos son generalmente al azar y son usadas comúnmente para materiales compuestos de matriz termoplástica o metálica. Las fibras largas (continuas) son incorporadas como fibras unidireccionales o como tejidos [5, 8].

En telas tejidas (Figura 1.2), el ángulo entre la dirección del plegador (*warp*) y el relleno (*weft* o *fill*) es de  $90^\circ$ . La flexibilidad de la tela permite el plegamiento (*draping*) y moldeo (*shaping*), facilitando su aplicación en estructuras no planas. La caracterización de este tipo de tejidos determina el espaciamiento del entrelazado (*weave spacing*), el número de fibras, el ángulo entre ellas, la dirección y la relación del número de fibras en las diferentes direcciones [5, 2].



**Figura 1.2.** Micrografía electrónica de barrido de: a) un tejido de mechas libre de resina, b) un laminado reforzado con mechas tejidas (corte en dirección paralela a un sistema de fibras). c) esquema de los componentes de un tejido de mechas.

### 1.1.3. Factores que influyen en el desempeño de un material compuesto.

Las características de la fibra que influyen en el desempeño mecánico de un material compuesto son cuatro [3, 9]:

- Longitud: Las fibras pueden ser largas o cortas. Las fibras largas continuas son fáciles de orientar y procesar, mientras que las fibras cortas no pueden ser controladas adecuadamente en una orientación específica. Las fibras largas proveen más beneficios que las fibras cortas, tales como resistencia al impacto,

baja contracción, mejor superficie de acabado y estabilidad dimensional. Por el contrario, las fibras cortas proveen un bajo costo y conducen a un ciclo rápido en el proceso de fabricación de un material compuesto. Además es menor la posibilidad de que contengan imperfecciones y por lo tanto tienen una alta resistencia. Sin embargo, sus extremos actúan en el material compuesto como zonas de concentración de esfuerzos.

- Orientación: Las fibras orientadas en una dirección proporcionan rigidez y resistencia mecánica muy altas en dicha dirección. Si las fibras son orientadas en más de una dirección, tal como los tejidos, el material compuesto resultante tendrá alta rigidez y resistencia en las direcciones de orientación de las fibras. Sin embargo, no se puede igualar la rigidez y la resistencia mecánica de los materiales compuestos unidireccionales para un mismo volumen de fibras [3, 10].

- Forma: La forma de la sección transversal más común de las fibras es circular, ya que esto permite un fácil manejo y manufactura. Sin embargo, es posible obtener fibras con sección transversal cuadrada y hexagonal, pero sus ventajas de resistencia y alto factor de empaquetamiento no justifican la dificultad en su manejo y procesamiento.

- Material: El material de las fibras influye directamente en el desempeño mecánico de un material compuesto. Se espera que las fibras tengan un alto módulo elástico y resistencia mecánica. El costo, aunado a lo anterior han sido factores clave para que las fibras de carbono, aramida y de vidrio dominen en el mercado de los materiales compuestos.

El uso de fibras como tal es limitado, con la excepción de cordeles y cables. Por lo tanto, las fibras se usan generalmente como refuerzo en matrices para materiales compuestos. La función de la matriz consiste en mantener las fibras juntas, protegerlas del medio ambiente, recubrirlas para evitar daño durante su manejo y transferir la carga externa a las fibras. Aunque las matrices por si mismas generalmente tienen propiedades mecánicas bajas en comparación con las fibras, la matriz influye en muchas de las propiedades mecánicas del material compuesto. Estas propiedades incluyen resistencia y módulo trasversal, resistencia y módulo

cortante, resistencia a la compresión, resistencia interlaminar al corte, coeficiente de expansión térmica, resistencia térmica y resistencia a la fatiga [3, 7].

La interfase fibra-matriz normalmente tiene propiedades diferentes a las de la fibra o la matriz, y determina que tan bien se transfiere la carga de la matriz a las fibras. La interfase puede ser formada por adhesión química o mecánica, y en muchos casos es una combinación de ambas.

Las interfases débiles o agrietadas pueden causar una falla prematura en el material compuesto y reducir las propiedades mecánicas de la matriz. Esto además permite que factores en el medio ambiente tales como gases calientes y humedad ataquen las fibras.

Aunque se requiere de una unión fuerte para la transferencia de carga de la matriz a las fibras, un desprendimiento en la interfase es una ventaja en los materiales compuestos de matriz cerámica. Las interfases débiles desvían las grietas a lo largo de la interfase, siendo este el modo principal para mejorar la tenacidad de tales materiales compuestos hasta cinco veces más que en los materiales cerámicos monolíticos. Por otra parte, si la interfase es buena, la resistencia del material compuesto estará en función de la resistencia de las fibras dando como resultado un material rígido con poca deformación y por lo tanto con menor tenacidad que aquel con interfaces débiles.

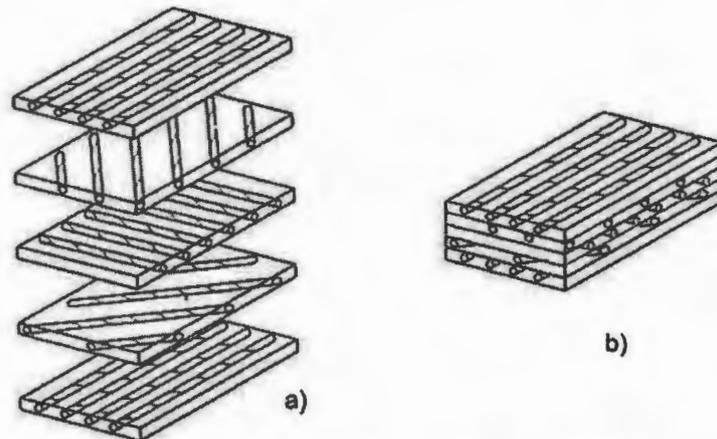
La adhesión química se forma mediante una reacción química entre grupos químicos presentes en la superficie de la fibra y otros grupos químicos compatibles presentes en la matriz. Sin embargo, algunas fibras no poseen afinidad química con la matriz, por lo que comúnmente se añaden agentes de acoplamiento a la superficie de la fibra para mejorar la unión entre la fibra y la matriz. Por ejemplo, a las fibras de vidrio se les aplica silanos para incrementar la adhesión con una matriz epóxica [1, 5].

La naturaleza áspera de la superficie de las fibras causa anclajes que generan adhesión mecánica entre la fibra y la matriz. Además, si el coeficiente de expansión térmica de la matriz es más alto que el de la fibra y la temperatura de manufactura es más alta que la de operación, la matriz se contraerá de manera radial más que la fibra. Esto causa que la matriz ejerza presión alrededor de la

fibra [1, 3, 9].

## 1.2. Códigos de laminados.

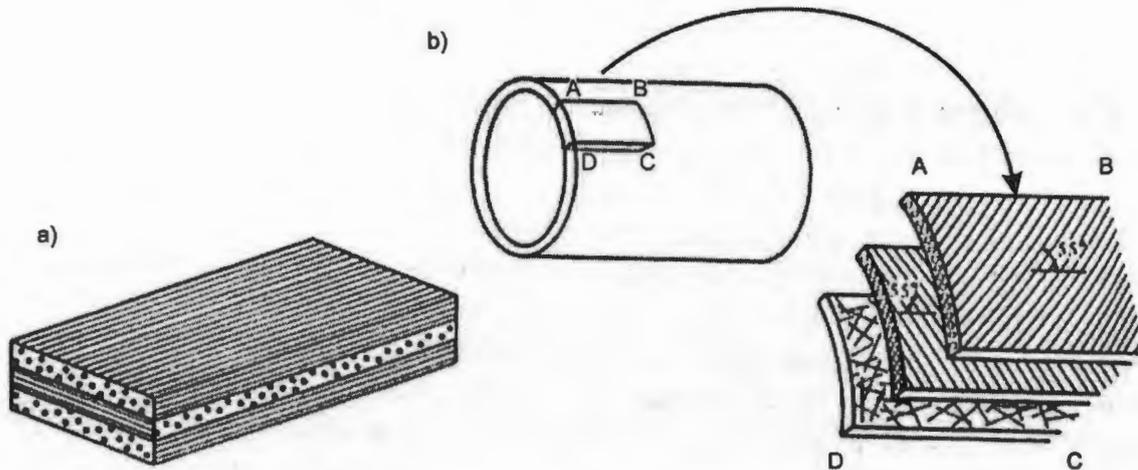
Una lámina unidireccional es a menudo llamada capa o placa y un apilado de láminas es conocido como laminado. Cada lámina puede ser identificada dentro de un laminado por su material y/o el ángulo de orientación de sus fibras con referencia a un eje axial, como se puede ver en la Figura 1.3 [3]. Cada lámina es representada por el ángulo de orientación del refuerzo en la placa y separada por una línea diagonal. La primera placa es la de arriba del laminado. Para laminados simétricos, asimétricos, balanceados e híbridos se usan notaciones especiales.



**Figura 1.3.** Diagrama esquemático de un laminado multicapa. a) Láminas o capas sin unir, b) láminas unidas mediante compresión o adhesión térmica o química: Laminado.

Para la predicción de las propiedades elásticas de un laminado, cada lámina puede ser vista como homogénea en el sentido de que el arreglo y la fracción en volumen de la fibra son uniformes en ella. Las fibras en el laminado pueden ser largas (continuas) o cortas (discontinuas) y pueden estar alineadas en una o más direcciones o distribuidas aleatoriamente en dos o tres dimensiones. La Figura 1.4 presenta dos arreglos simples de láminas. El laminado plano de la Figura 1.4a consiste de placas unidireccionales idénticas apiladas de tal forma que las fibras en capas adyacentes forman  $90^\circ$  una respecto a la otra. Esta configuración aunque simple es la más típica de los materiales usados para paneles de alta

rigidez. El laminado curvo en la Figura 1.4b es parte de la pared de un recipiente cilíndrico. Esta configuración es comúnmente usada en aplicaciones tales como tuberías sometidas a presión y tubos sometidos a torsión. En este ejemplo, la lámina interna es una capa de fibras cortas orientadas aleatoriamente y las láminas unidireccionales externas tienen fibras orientadas a  $\pm 55^\circ$  respecto al eje del cilindro [5, 11].



**Figura 1.4.** a) Laminado plano con capas unidireccionales orientadas a  $90^\circ$  una respecto a la otra. b) Laminado cilíndrico con una capa de fibras cortas orientadas aleatoriamente y dos láminas unidireccionales a  $\pm 55^\circ$  respecto al eje axial del cilindro.

Para describir las secuencias de apilamiento se siguen ciertos acuerdos. En los siguientes ejemplos se representan casos típicos de códigos utilizados para la construcción de materiales compuestos.

0
-45
90
60
30

Este laminado consiste de cinco láminas, cada una con un ángulo de orientación diferente respecto a la carga axial, y se representa como [0/-45/90/60/30]. Además, este código indica que cada lámina esta hecha del mismo material y del mismo espesor.

0	Este laminado consiste de seis láminas, dos de las cuales son del mismo ángulo y están adyacentes. La secuencia de apilamiento, en relación a la dirección de la carga es escrita como $[0^\circ/-45^\circ/90^\circ/90^\circ/60^\circ/0^\circ]$ , y puede ser simplificada como $[0/-45/90_2/60/0]$ , donde el subíndice 2 indica que son dos placas juntas orientadas al mismo ángulo ( $90^\circ$ ).
-45	
90	
90	
60	
0	

0	Este laminado consiste de seis láminas, donde las que se encuentran por encima del centro son de la misma orientación, material y espesor que las que se encuentran por debajo del centro del laminado. Este es un laminado simétrico con respecto al plano intermedio existente entre las dos capas centrales a $60^\circ$ y se denota como $[0/-45/60/60/-45/0]$ . Esta notación puede ser simplificada como $[0/-45/60]_S$ , donde el subíndice S indica que la secuencia del apilamiento se repite simétricamente como un espejo, respecto al eje central.
-45	
60	
60	
-45	
0	

0	Este laminado consiste de cinco placas. El número de placas es impar y tiene simetría respecto a la mitad del laminado central. Este laminado se representa como $[0/-45/60]_S$ . La placa de $60^\circ$ es la placa en común hacia ambos lados del laminado a partir de su centro y se indica subrayándola.
-45	
60	
-45	
0	

C/Epox 0	Este laminado consiste de seis placas $[0^C/\pm 45^B]_S$ . Las placas a $0^\circ$ son de fibra de carbón/epóxica, mientras que las de $\pm 45^\circ$ son de boro/epóxica. Además el laminado es simétrico y balanceado debido a que por cada placa de $+45^\circ$ se tiene adyacente a ella una placa de $-45^\circ$ . La notación $\pm 45^\circ$ indica que la placa de $0^\circ$ es seguida por una de $+45^\circ$ y esta por una de $-45^\circ$ . Una notación de $\mp 45$ indicaría que la placa con un ángulo de $-45^\circ$ es seguida por otra de $+45^\circ$ .
B/Epox 45	
B/Epox -45	
B/Epox -45	
B/Epox 45	
C/Epox 0	

Un laminado es simétrico cuando en ambas mitades existe una capa que corresponde a otra de igual espesor, propiedades y orientación a la misma distancia del centro pero en la otra mitad del laminado (Figura 1.5a). Es decir, si una mitad del laminado contiene tres capas, una capa a  $0^\circ$  seguida por otra a  $90^\circ$  y esta a su vez por una a  $60^\circ$  (la de  $0^\circ$  es la más externa y la de  $60^\circ$  la más interna), la otra mitad del laminado contendrá de igual manera una capa a  $60^\circ$ , una a  $90^\circ$  y otra a  $0^\circ$  (de nuevo, la de  $0^\circ$  es la más externa y la de  $60^\circ$  la más interna)  $[0^\circ/90^\circ/60^\circ/60^\circ/90^\circ/0^\circ]$ . Existe también la posibilidad de que el laminado sea simétrico con respecto a una sola capa en el centro  $[0^\circ/45^\circ/60^\circ/45^\circ/0^\circ]$  siendo de esta manera la capa a  $60^\circ$  común para ambas mitades del laminado.

La Figura 1.5a muestra una secuencia de apilamiento, en relación a la dirección x, representada como  $[0^\circ/90^\circ/60^\circ/60^\circ/90^\circ/0^\circ]$ , que puede ser simplificada como  $[0/90/60_2/90/0]$ , donde el subíndice 2 indica que son dos placas juntas orientadas a  $60^\circ$ . En este caso, el apilamiento es simétrico respecto al plano intermedio existente entre las dos capas centrales a  $60^\circ$ . Esta misma notación puede ser simplificada como  $[0/90/60]_S$ , donde el subíndice S indica que la secuencia del apilamiento se repite simétricamente como un espejo, respecto al eje central.

Un laminado es balanceado cuando consiste de un par de capas con idéntico espesor y propiedades pero los ejes principales están orientados a  $+\theta$  y  $-\theta$  con respecto a los ejes de referencia del laminado (Figura 1.5b). Esto ocurre por

ejemplo en el caso en que se tengan dos capas consecutivas con igual ángulo de orientación pero con distinto signo  $[+45^\circ/-45^\circ]$ ,  $[+60^\circ/-60^\circ]$ , etc.

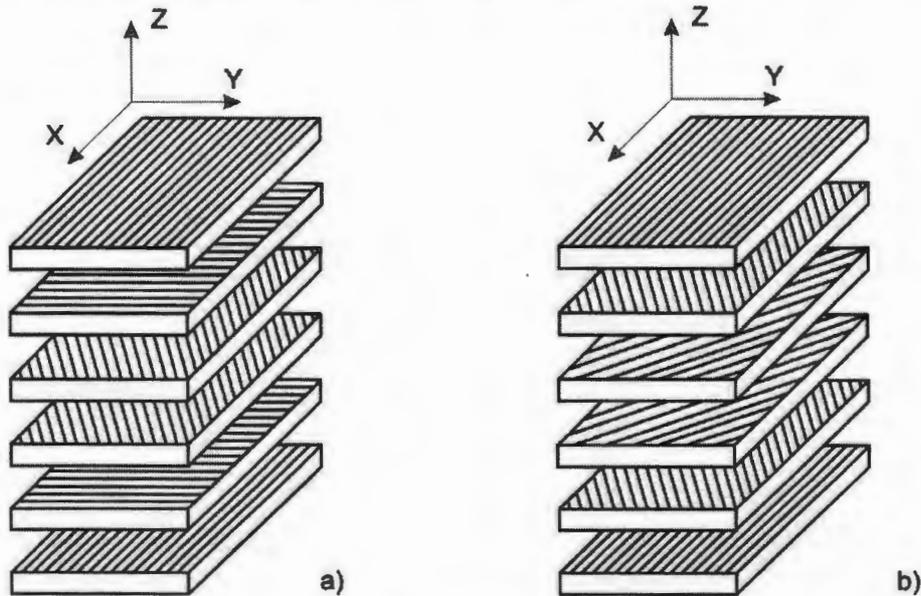


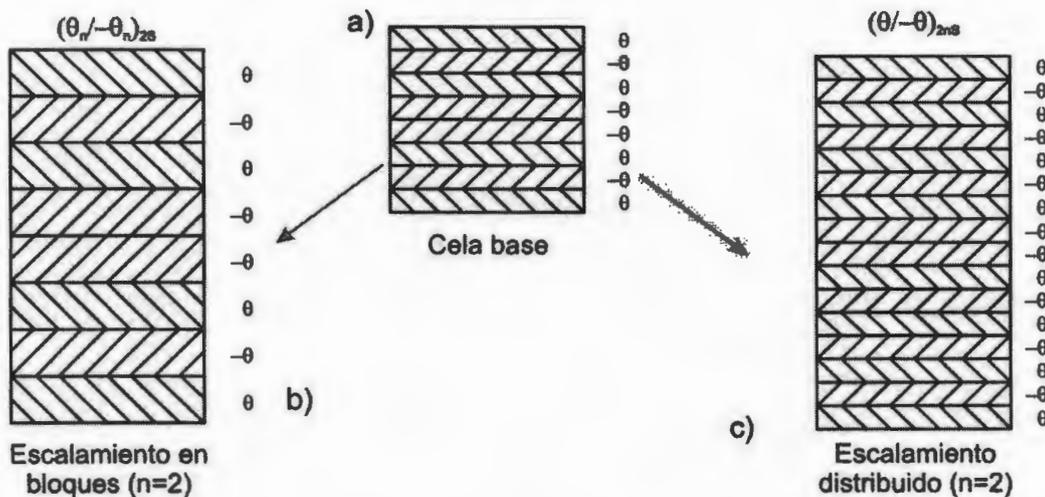
Figura 1.5. Arreglo de capas. a) Laminado simétrico y b) laminado simétrico balanceado.

La Figura 1.5b muestra un laminado con capas orientadas en diferentes direcciones representado como  $[0^\circ/+60^\circ/-60^\circ/-60^\circ/+60^\circ/0^\circ]$ , y que puede ser simplificado como  $[0/+60/-60_2/+60/0]$ , y abreviado como  $[0/+60/-60]_s$  o  $[0/\pm 60]_s$ . En este último caso las capas orientadas a  $+60^\circ$  y a  $-60^\circ$  hacen que el laminado sea balanceado, contrarrestando el efecto de los esfuerzos cortantes en el plano, lo que provoca que el Modo II de falla (fractura a cortante) se reduzca, por lo tanto el material falla principalmente en Modo I (fractura a tensión) [12, 13].

Cuando las capas del laminado no son del mismo espesor, o están hechas de diferentes materiales, es necesario especificar ambos materiales y el espesor de cada una de las capas, así como también la orientación de las fibras. La notación  $[(90/0/2R_c)/(2R_c/0/90)/R_{c0.75}]$  se refiere a un laminado con fibras en las direcciones  $0^\circ$  y  $90^\circ$ , combinado con capas de fibras orientadas al azar ( $R_c$ ) las cuales tienen dos diferentes espesores,  $R_c$  y  $0.75 R_c$ . De igual manera, la notación Kevlar 49/T300 carbón/Kevlar 49,  $[0_3/\pm 45/90]_s$  se refiere a un laminado simétrico con tres capas de fibras de Kevlar 49 orientadas a  $0^\circ$ , una capa de fibras de carbón T300 orientadas a  $+45$  y otra a  $-45$  y una capa de fibras de Kevlar 49 orientadas a  $90^\circ$

en el centro del laminado. Además de especificar la orientación de las fibras en una capa en relación a una dirección de referencia, también es necesario, para laminados no simétricos, relacionar la secuencia de apilamiento con la forma de la pieza. Por ejemplo, en la Figura 1.4, las fibras al azar se encuentran en el interior de la tubería, así que la secuencia es: exterior $[+55/-55/R_C]$ interior, o bien exterior $[\pm 55/R_C]$ interior [3, 5, 11].

Una celda base (Figura 1.6a) es un bloque constituido por varias láminas monocapa unidireccionales que corresponde al espesor mínimo de un laminado multicapa [14]. Este concepto es útil cuando un multilaminado es escalado para obtener una pieza específica con fibras orientadas en varias direcciones. Por ejemplo, para escalar un laminado en una dimensión (aumentar el espesor), se emplean dos métodos. Uno que se conoce como apilamiento o escalamiento en bloques  $[\theta_n/-\theta_n]_{2s}$  (Figura 1.6b) y otro que se conoce como apilamiento en capas distribuidas  $[\theta/-\theta]_{2ns}$  (Figura 1.6c) donde  $n$  puede ser igual a 1, 2, 3, 4, etc. Para el primer método se aumenta el espesor de cada capa constituyente de la celda base  $n$  veces (bloques). La segunda se realiza repitiendo la celda base  $n$  veces (capas distribuidas).



**Figura 1.6.** Escalamiento de una celda base. a) Celda base, b) escalamiento en bloques, c) escalamiento distribuido o en capas.

### **1.3. Comportamiento mecánico de un material compuesto.**

Los materiales compuestos tienen un comportamiento mecánico característico que los hace diferentes a los materiales convencionales usados en ingeniería. Algunas de sus características son meramente modificaciones del comportamiento convencional, otras son totalmente nuevas y requieren de nuevos procedimientos analíticos y experimentales para su caracterización [1, 15].

#### **1.3.1. Isotropía.**

Muchas de las propiedades de los materiales, tales como rigidez, resistencia mecánica, expansión térmica y conductividad térmica, son asociadas a una dirección o eje. Un material es isotrópico cuando sus propiedades son las mismas en todas direcciones o son independientes de la orientación de sus ejes [11].

#### **1.3.2. Anisotropía.**

Un material es anisotrópico cuando sus propiedades en un punto varían con la dirección o dependen de la orientación de los ejes de referencia. Si las propiedades del material a lo largo de cualquier dirección son iguales que aquellas a lo largo de una dirección simétrica respecto a un plano, entonces este define un plano de simetría del material. Un material puede tener cero, uno, dos, tres o un número infinito de planos de simetría a través de un punto. Un material sin planos de simetría es anisotrópico. Por el contrario, un material isotrópico tiene un número infinito de planos de simetría [7, 11].

#### **1.3.3. Ortotropía.**

Los materiales ortotrópicos son de especial relevancia para los materiales compuestos, ya que tienen por lo menos tres planos de simetría mutuamente perpendiculares. Las intersecciones de estos planos definen tres ejes mutuamente perpendiculares, llamados ejes principales de simetría del material o simplemente ejes principales del material. En este caso los materiales reportarán las mismas propiedades en dos planos y el tercero tendrá valores diferentes [8, 11].

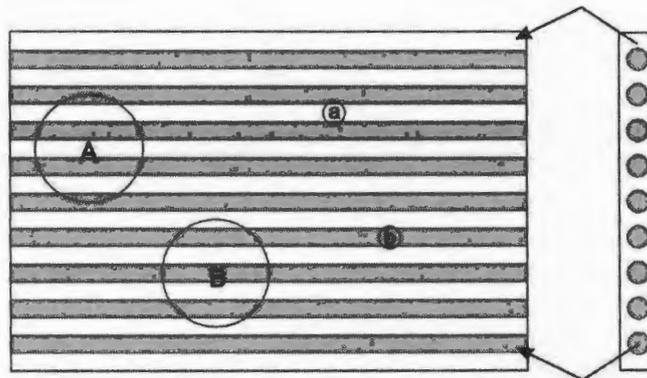
### 1.3.4. Homogeneidad.

Un material es homogéneo si sus propiedades son las mismas en cualquier punto o son independientes de su localización. El concepto de homogeneidad esta asociado con una escala o volumen característico y con la definición de las propiedades involucradas. Dependiendo de la escala o volumen observado, el material puede ser más homogéneo o menos homogéneo. Si existe baja variabilidad de punto a punto en una escala microscópica, el material es referido como *cuasi* homogéneo [8, 11].

### 1.3.5. Heterogeneidad.

Un material es heterogéneo o no homogéneo si sus propiedades varían de un punto a otro o dependen de su localización. El concepto de heterogeneidad esta asociado con una escala o volumen característico. Con la disminución de la escala, un mismo material puede ser visto como homogéneo, *cuasi* homogéneo, o heterogéneo.

Por ejemplo, el material de la Figura 1.7 es considerado homogéneo y anisotrópico en una escala macroscópica, debido a que tiene una composición similar en las diferentes zonas (A y B) pero sus propiedades son diferentes respecto a la orientación (o dirección de medición). A escala microscópica, el material es heterogéneo e isotrópico, ya que tiene propiedades diferentes que a su vez son independientes de la orientación (o dirección de medición)



**Figura 1.7.** Escalas de observación para láminas unidireccionales. (A, B) Macroscópica, homogéneo y anisotrópico y (a, b) microscópica, heterogéneo e isotrópico.

## 1.4. Propiedades mecánicas de los materiales compuestos.

### 1.4.1. Fracción en masa o en volumen del refuerzo.

Uno de los parámetros más importantes para la construcción de materiales compuestos es la fracción en volumen (o en masa) del refuerzo. La distribución del refuerzo determina la homogeneidad o uniformidad del material compuesto. A menor uniformidad en la distribución del refuerzo, mayor heterogeneidad en el material y mayor es la probabilidad de falla en las zonas más débiles [2, 16].

La fracción en masa de la fibra de refuerzo ( $M_f$ ) es definida como:

$$M_f = \frac{\text{Masa de las Fibras}}{\text{Masa del Material Compuesto}} \quad 1.1$$

consecuentemente la fracción en masa de la matriz ( $M_m$ ) es:

$$M_m = 1 - M_f \quad 1.2$$

La fracción en volumen de las fibras ( $V_f$ ) se define como:

$$V_f = \frac{\text{Volumen de las Fibras}}{\text{Volumen del Material Compuesto}} \quad 1.3$$

Como resultado, la fracción en volumen de la matriz ( $V_m$ ) es dada por:

$$V_m = 1 - V_f \quad 1.4$$

La fracción en masa puede convertirse a fracción en volumen y viceversa [17, 18].

Si  $\rho_f$  y  $\rho_m$ , la masa específica de las fibras y la matriz, respectivamente, se conocen:

$$V_f = \frac{M_f \rho_f^{-1}}{M_f \rho_f^{-1} + M_m \rho_m^{-1}} \quad M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m} \quad 1.5$$

### 1.4.2. Densidad de una capa.

La densidad en una capa ( $\rho$ ) puede ser calculada como:

$$\rho = \frac{\text{Masa Total}}{\text{Volumen Total}} = \frac{\text{Masa de las Fibras}}{\text{Vol. del Material Compuesto}} + \frac{\text{Masa de la Matriz}}{\text{Vol. del Material Compuesto}}$$

despejando  $\rho = \frac{M}{V}$  se obtiene que  $M = V\rho$ , y sustituyendo en la ecuación anterior para la masa de la matriz y de la fibra, tenemos:

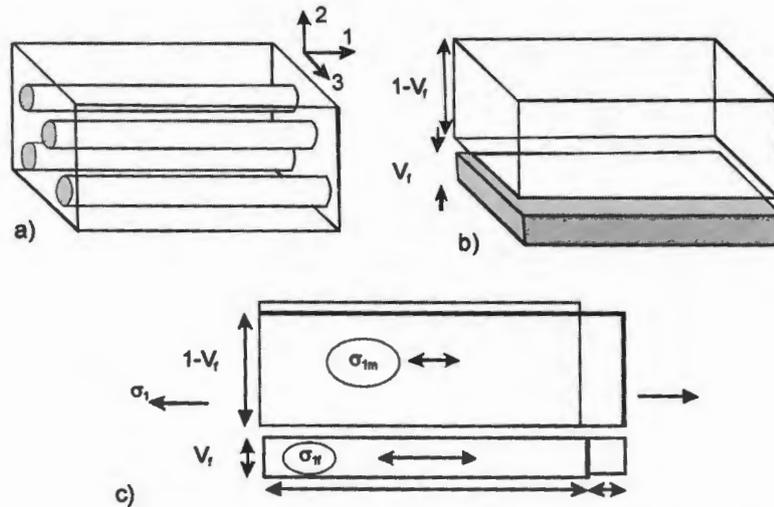
$$\rho = \frac{\text{Volumen de las Fibras}}{\text{Volumen del Material Compuesto}} \rho_f + \frac{\text{Volumen de la Matriz}}{\text{Volumen del Material Compuesto}} \rho_m$$

entonces:

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad 1.6$$

### 1.4.3. Módulo longitudinal.

El comportamiento mecánico del material compuesto reforzado con fibras unidireccionales puede ser modelado como si estuviera constituido por dos capas paralelas unidas, con un espesor en proporción a la fracción en volumen de la matriz y la fibra, tal y como se ilustra en la Figura 1.8. Este modelo es conocido como de capas (*Slab*). Las dos capas son de la misma longitud y paralelas a la interfase. Si el esfuerzo es aplicado en la dirección en la que la fibra esta alineada (la dirección 1), ambas capas exhiben la misma deformación en esa dirección,  $\epsilon_1$ . Esta condición de deformación equivalente es válida para cargas a lo largo del eje axial de la fibra, suponiendo que no existan deslizamientos interfaciales [5].



**Figura 1.8.** Esquema de (a) material compuesto conteniendo una fracción de volumen ( $V_f$ ) de fibras continuas alineadas. (b) Modelo de capas, representación de la unión entre la fibra y la matriz. (c) Aplicación de un esfuerzo paralelo al eje de la fibra, las dos capas experimentan la misma deformación axial  $\epsilon_1$ .

La deformación axial de la fibra y la matriz ( $\epsilon_1$ ) corresponde a la relación entre el esfuerzo y el módulo de Young para cada uno de los dos componentes.

$$\epsilon_1 = \epsilon_{1f} = \frac{\sigma_{1f}}{E_f} = \epsilon_{1m} = \frac{\sigma_{1m}}{E_m} \quad 1.7$$

donde:

$\epsilon_1$ ,  $\epsilon_{1f}$  y  $\epsilon_{1m}$  son la deformación unitaria longitudinal del material compuesto, la fibra y la matriz, respectivamente.

$\sigma_{1f}$  y  $\sigma_{1m}$ , son el esfuerzo longitudinal a tensión de la fibra y la matriz, respectivamente.

$E_f$  y  $E_m$ , son el módulo elástico de la fibra y la matriz, respectivamente.

Puesto que en un material compuesto, las fibras son mucho más rígidas que la matriz ( $E_f \gg E_m$ ), el refuerzo es sometido a esfuerzos de tensión mucho más altos que la matriz ( $\sigma_{1f} \gg \sigma_{1m}$ ). Los esfuerzos a tensión aplicados en la dirección 1 ( $\sigma_1$ ) pueden ser expresados en términos de los dos constituyentes del material:

$$\sigma_1 = (1 - V_f)\sigma_{1m} + V_f\sigma_{1f} \quad 1.8$$

donde:

$\sigma_1$ ,  $\sigma_{1f}$ ,  $\sigma_{1m}$  son el esfuerzo longitudinal a tensión del material compuesto, la fibra y la matriz, respectivamente.

$V_f$  es la fracción en volumen de fibra.

El módulo de Young longitudinal puede ser escrito como:

$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} = \frac{[(1-V_f)\sigma_{1m} + V_f\sigma_{1f}]}{\left(\frac{\sigma_{1f}}{E_f}\right)} = \left[ \frac{(1-V_f)\sigma_{1m}}{\sigma_{1f}} + V_f \right] \quad 1.9$$

De la ecuación (1.7) sabemos que  $\sigma_{1m} = \frac{\sigma_{1f}}{E_f} E_m$ , entonces, sustituyendo en (1.9):

$$E_1 = (1-V_f)E_m + V_fE_f \quad 1.10$$

Esta relación se conoce también como la regla de las mezclas e indica que el módulo de Young longitudinal de un material compuesto es simplemente el promedio pesado del módulo de los dos componentes, dependiendo únicamente de la fracción en volumen de las fibras.

#### 1.4.4. Módulo transversal.

La predicción del módulo transversal de un material compuesto a partir de las propiedades elásticas de sus componentes es más difícil de calcular que el módulo longitudinal. La aproximación convencional asume que el sistema puede ser representado como en la Figura 1.8a, en la cual se observa que las direcciones 2 y 3 son transversales a la fibra. Sin embargo, en el modelo de capas (Figura 1.8b), estas dos direcciones transversales no son idénticas, la dirección 3 es equivalente a la dirección axial 1. Es decir, en el modelo los esfuerzos en la dirección 3 provocaran una deformación similar a la mostrada en la Figura 1.8c y cuyo valor puede calcularse con la ecuación (1.7). Esto es ilustrado esquemáticamente en la Figura 1.9. Cuando un esfuerzo es aplicado en la dirección 2 se tiene que [5]:

$$\sigma_2 = \sigma_{2f} = \varepsilon_{2f} E_f = \sigma_{2m} = \varepsilon_{2m} E_m \quad 1.11$$

donde:

$\varepsilon_{2f}$  y  $\varepsilon_{2m}$  son la deformación unitaria transversal de la fibra y la matriz, respectivamente.

$\sigma_2$ ,  $\sigma_{2f}$  y  $\sigma_{2m}$ , son el esfuerzo transversal a tensión del material compuesto, la fibra y la matriz, respectivamente.

$E_f$  y  $E_m$ , son el módulo elástico de la fibra y la matriz, respectivamente.

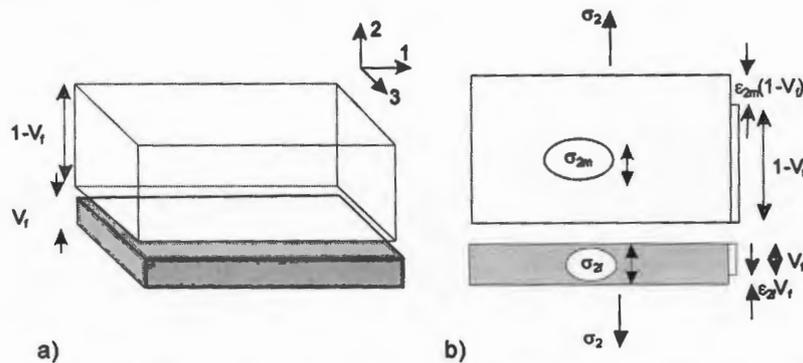


Figura 1.9. Esquema de (a) Modelo de capas. (b) Esfuerzos equivalentes durante la aplicación de esfuerzos transversales.

Por lo tanto, para expresar las componentes de la deformación en términos del esfuerzo transversal aplicado. La deformación unitaria transversal total ( $\varepsilon_2$ ) del material compuesto se puede escribir como:

$$\varepsilon_2 = V_f \varepsilon_{2f} + (1 - V_f) \varepsilon_{2m} \quad 1.12$$

por lo tanto, el módulo transversal del material compuesto ( $E_2$ ) es:

$$E_2 = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2} = \frac{\sigma_{2f}}{[V_f \varepsilon_{2f} + (1 - V_f) \varepsilon_{2m}]} = \left\{ \frac{[V_f \varepsilon_{2f} + (1 - V_f) \varepsilon_{2m}]}{\sigma_{2f}} \right\}^{-1} \quad 1.13$$

Sustituyendo la ecuación (1.11) en la ecuación (1.13) obtenemos:

$$\varepsilon_{2f} = \frac{\sigma_{2f}}{E_f} \quad \text{y} \quad \varepsilon_{2m} = \frac{\sigma_{2m}}{E_m} = \frac{\sigma_{2f}}{E_m} \quad \Rightarrow \quad E_2 = \left[ \frac{V_f \left( \frac{\sigma_{2f}}{E_f} \right) + (1-V_f) \left( \frac{\sigma_{2f}}{E_m} \right)}{\sigma_{2f}} \right]^{-1}$$

$$E_2 = \left[ \frac{V_f}{E_f} + \frac{(1-V_f)}{E_m} \right]^{-1} \quad 1.14$$

La distribución no uniforme del esfuerzo y la deformación durante la aplicación de una carga transversal indica que el modelo de capas no es adecuado, ya que proporciona un módulo de Young subestimado que puede ser tomado como un límite inferior.

Varias expresiones empíricas o semiempíricas han sido propuestas para obtener valores más exactos. La mejor de todas las expresiones es la desarrollada por Halpin y Tsai en 1967 [5, 19], para el módulo transversal:

$$E_2 = \frac{E_m (1 + \xi \eta V_f)}{(1 - \eta V_f)} \quad 1.15$$

donde:

$\xi$  es el parámetro geométrico que depende de la forma y disposición de la fibra.

$\eta$  es el factor de corrección dado por:

$$\eta = \frac{\left( \frac{E_f}{E_m} - 1 \right)}{\left( \frac{E_f}{E_m} + \xi \right)} \quad 1.16$$

El valor de  $\xi$  puede ser tomado como un parámetro de ajuste, pero su magnitud es generalmente del orden de la unidad. La expresión conduce a un valor correcto de módulo transversal en los límites de  $V_f = 0$  y  $V_f = 1$ , y en general proporciona una buena concordancia con los valores experimentales para cualquier contenido de fibra.

1.4.5. Módulo de corte.

El módulo a cortante de los materiales compuestos puede ser calculado de la misma manera que los módulos elásticos longitudinal y transversal, usando el modelo de capas. La deformación cortante inducida cuando un esfuerzo cortante es aplicado al material compuesto se evalúa en términos de la contribución al desplazamiento individual de las dos capas constituyentes (Figura 1.10). Un esfuerzo cortante designado  $\tau_{ij}$  ( $i \neq j$ ) se refiere a un esfuerzo actuando en la dirección  $i$ , normal al plano en la dirección  $j$ . Similarmente, una deformación cortante  $\gamma_{ij}$  es una rotación alrededor del eje  $j$  en la dirección  $i$ . El módulo cortante  $G_{ij}$  es la relación entre  $\tau_{ij}$  y  $\gamma_{ij}$ . El cuerpo del material compuesto no rota por lo que, la condición,  $\tau_{ij} = \tau_{ji}$  debe mantenerse, además,  $G_{ij} = G_{ji}$  así que  $\gamma_{ij} = \gamma_{ji}$ . En una fibra alineada unidireccionalmente en un material compuesto real, las direcciones 2 y 3 son equivalentes, por lo que en este existen dos módulos cortantes,  $G_{12} = G_{21} = G_{13} = G_{31} \neq G_{23} = G_{32}$  (Figura 1.10a).

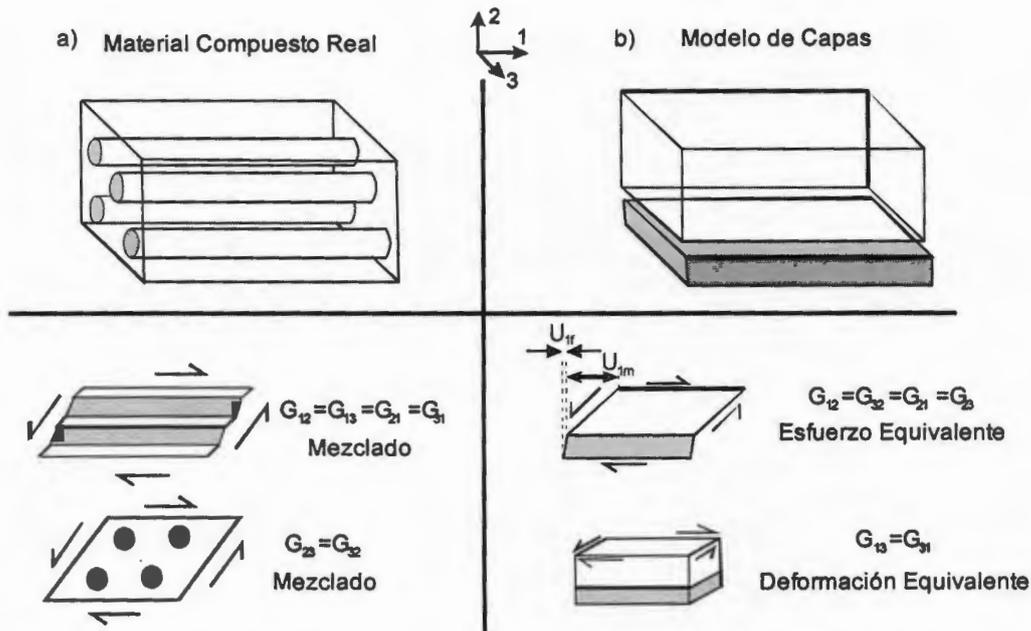


Figura 1.10. Módulos cortantes para un material compuesto real fibrorreforzado y según el modelo de capas, en el que se muestra la distribución del esfuerzo y la deformación entre los dos componentes.

El modelo de capas tiene también dos módulos cortantes (Figura 1.10b), pero es poco probable que los valores de éstos correspondan a los del material compuesto fibrorreforzado real. Los esfuerzos  $\tau_{12}$  y  $\tau_{21}$  son asumidos iguales en ambos constituyentes. La derivación de la ecuación para hallar el módulo cortante es similar al procedimiento usado en esfuerzo equivalente para hallar el módulo transversal (ecuación 1.14) [14, 20].

$$\tau_{12} = \tau_{12f} = \gamma_{12f} G_f = \tau_{12m} = \gamma_{12m} G_m \quad 1.17$$

donde:

$\tau_{12}$ ,  $\tau_{12f}$  y  $\tau_{12m}$  son los esfuerzos cortantes del material compuesto, la fibra y la matriz, respectivamente.

$\gamma_{12f}$  y  $\gamma_{12m}$  son las deformaciones cortantes individuales de la fibra y la matriz, respectivamente.

$G_f$  y  $G_m$  son los módulos cortantes de la fibra y la matriz, respectivamente.

La deformación cortante total en la dirección 1 es la suma del desplazamiento cortante total de las dos capas constituyentes en esta dirección.

$$\gamma_{12} = \frac{(u_{1f} + u_{1m})}{V_f + (1 - V_f)} = V_f \gamma_{12f} + (1 - V_f) \gamma_{12m} \quad 1.18$$

donde:

$u_{1f}$  y  $u_{1m}$  son los desplazamientos de la fibra y la matriz en la dirección 1.

$$\therefore G_{12} = \frac{\tau_{12}}{\gamma_{12}} = \frac{\tau_{12f}}{V_f \gamma_{12f} + (1 - V_f) \gamma_{12m}} = \left[ \frac{V_f}{G_f} + \frac{(1 - V_f) \gamma_{12m}}{\tau_{12f}} \right]^{-1} \quad 1.19$$

$$G_{12} = \left[ \frac{V_f}{G_f} + \frac{(1 - V_f)}{G_m} \right]^{-1} \quad 1.20$$

donde:

$G_{12}$  es el primer módulo cortante del modelo de capas.

$G_f$  y  $G_m$  son el módulo cortante de la fibra y la matriz, respectivamente.

$V_f$  es la fracción en volumen de fibra.

El segundo módulo cortante del modelo de capas mostrado en la Figura 1.10 es  $G_{13} = G_{31}$ , y corresponde a una condición de deformación cortante igual a la del primer módulo cortante ( $G_{12}$ ) y es análoga al caso del módulo de tensión axial de la ecuación 1.10 (sección 1.4.3):

$$G_{13} = V_f G_f + (1 - V_f) G_m \quad 1.21$$

donde:

$G_{13}$  es el segundo módulo cortante del modelo de capas.

Las condiciones de esfuerzos equivalentes, y deformaciones equivalentes no se acercan a la realidad durante el corte del material compuesto fibrorreforzado, en el cual la distribución de la deformación es irregular dentro de la matriz. Por lo tanto, se espera que ninguna de las ecuaciones 1.10 y 1.21 sean confiables.

Existen otros métodos más rigurosos para predecir los valores de  $G_{12}$  y  $G_{23}$  los cuales son similares entre si ( $G_{12}$  es ligeramente mayor en magnitud). La ecuación 1.20 subestima significativamente ambos módulos, mientras que la ecuación 1.21 los sobrestima. En vista de esto, la expresión semiempírica de Halpin y Tsai [5, 18] se emplea frecuentemente. En este caso, la ecuación apropiada es:

$$G_{12} = \frac{1}{V_f + \frac{1}{2}(1 - V_f)} \left[ V_f \frac{1}{G_f} + \frac{1}{2}(1 - V_f) \frac{1}{G_m} \right] \quad 1.22$$

Para calcular el módulo de rigidez en la dirección transversal ( $G_{23}$ ) se presenta la relación obtenida mediante el modelo de parámetro de partición de esfuerzos, dando la expresión:

$$G_{23} = G_m \frac{V_f + \eta_{23}(1 - V_f)}{\eta_{23}(1 - V_f) + V_f \frac{G_m}{G_f}} \quad 1.23$$

$$\eta_{23} = \frac{3 - 4\nu_m + G_m/G_f}{4(1 - \nu_m)} \quad 1.24$$

donde:

$\nu_m$  es la relación de Poisson de la matriz.

Una característica importante de los módulos cortante y transversal para materiales compuestos de matriz polimérica con una fracción en volumen de fibra relativamente alta, es que sus magnitudes son similares a los de la matriz, aunque en ambos casos los valores reales no son tan bajos como los de la predicción del modelo de esfuerzos equivalentes.

#### 1.4.6. Relación de Poisson.

La relación de Poisson  $\nu_{ij}$  describe la contracción en la dirección  $j$  cuando un esfuerzo es aplicado en la dirección  $i$ , y es definida como:

$$\nu_{ij} = -\frac{\varepsilon_j}{\varepsilon_i} \quad 1.25$$

donde:

$\varepsilon_i$  es la deformación unitaria en la dirección  $i$ .

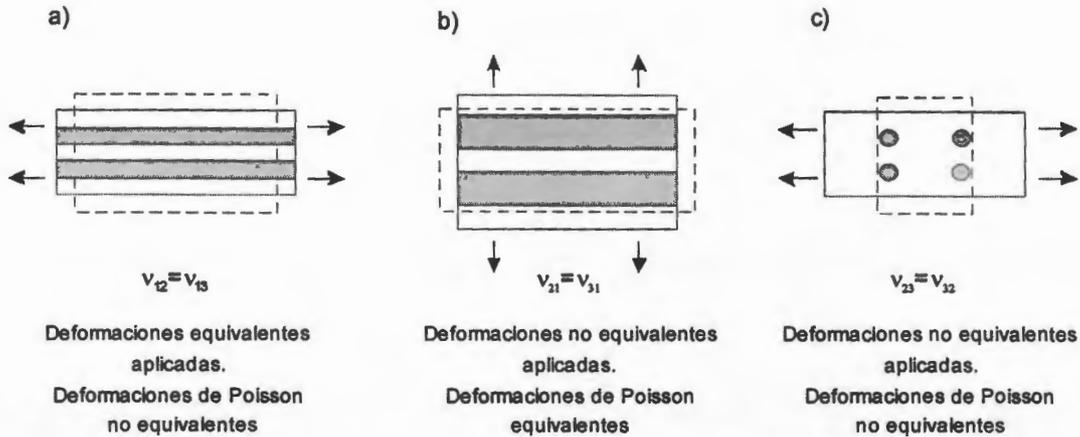
$\varepsilon_j$  es la deformación unitaria en la dirección  $j$ .

Para un material compuesto con fibras alineadas unidireccionalmente, existen tres diferentes relaciones de Poisson, ilustradas en la Figura 1.11, lo que conduce a un total de siete constantes elásticas para el material [21]. Sin embargo, debido a que algunas de estas constantes están interrelacionadas, solamente cinco son independientes y necesarias para describir el comportamiento de un material transversalmente isotrópico. Las ecuaciones 1.25 y 1.26 muestran esta interrelación entre los diferentes parámetros:

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad 1.26$$

y

$$G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})} \quad 1.27$$



**Figura 1.11.** Esquema que define las tres relaciones de Poisson para un material compuesto fibroreforzado. a) Cuando la carga es aplicada en la dirección 1, b) cuando la carga es aplicada en la dirección 2 y c) cuando la carga es aplicada en la dirección 3.

Estimar el valor de  $\nu_{ij}$  en base al modelo de capas presenta dificultades ya que un material compuesto real presenta un alto nivel de contracciones en sus constituyentes. Aunque el modelo de capas permite identificar tres relaciones de Poisson, solamente se obtiene un cálculo significativo para el caso de la deformación equivalente, que conduce a  $\nu_{12}$  (ver la Figura 1.11). En este caso, las deformaciones de Poisson para los dos constituyentes pueden ser evaluadas independientemente y posteriormente sumadas de la siguiente manera:

$$\varepsilon_{2f} = -\nu_f \varepsilon_{1f} = -\nu_f \frac{\sigma_{1f}}{E_f} \quad 1.28$$

$$\varepsilon_{2m} = -\nu_m \varepsilon_{1m} = -\nu_m \frac{\sigma_{1m}}{E_m} \quad 1.29$$

donde:

$\nu_f$  es la relación de Poisson de la fibra.

$\nu_m$  es la relación de Poisson de la matriz.

ya que:

$$\varepsilon_2 = -\left[ \frac{V_f \nu_f \sigma_{1f}}{E_f} + \frac{(1-V_f) \nu_m \sigma_{1m}}{E_m} \right] = -[V_f \nu_f \varepsilon_1 + (1-V_f) \nu_m \varepsilon_1] \quad 1.30$$

y

$$\nu_{12} = \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = V_f \nu_f + (1-V_f) \nu_m \quad 1.31$$

donde:

$\nu_{12}$  es la relación de Poisson en el plano, cuando la carga es aplicada longitudinalmente a un material compuesto.

Expresiones simples pueden derivarse para predicciones realistas de las otras dos relaciones. La relación entre la contracción axial y la tensión transversal del esfuerzo, aplicado en la dirección transversal ( $\nu_{21}$ ), es obtenida de la relación recíproca dada en la ecuación (1.25), por lo tanto:

$$\nu_{21} = [V_f \nu_f + (1-V_f) \nu_m] \frac{E_2}{E_1} \quad 1.32$$

donde:

$\nu_{21}$  es la relación de Poisson en el plano, cuando la carga es aplicada transversalmente a un material compuesto.

La relación de Poisson  $\nu_{21}$ , será menor que  $\nu_{12}$ , ya que, al deformar transversalmente, las fibras ofrecerán una fuerte resistencia a la contracción axial. Esto lleva a una contracción pronunciada en la otra dirección transversal. Por lo tanto,  $\nu_{23}$  se espera que sea alta.

Una expresión para  $\nu_{23}$  puede ser obtenida considerando todo el cambio experimentado por el material.

$$\Delta = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3 = \frac{\sigma_H}{K} \quad 1.33$$

donde:

$\Delta$  es la deformación total del material compuesto.

$\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  y  $\varepsilon_3$  son las deformaciones unitarias del material compuesto en las direcciones 1, 2 y 3, respectivamente.

$\sigma_H$  es el esfuerzo hidrostático aplicado.

$K$  es el módulo general del material compuesto.

Para un simple esfuerzo transversal ( $\sigma_2$ ), el esfuerzo hidrostático aplicado es:

$$\sigma_H = \left( \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3} \right) = \frac{\sigma_2}{3} \quad 1.34$$

donde:

$\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  y  $\sigma_3$  son los esfuerzos a tensión aplicados en las direcciones 1, 2 y 3.

así:

$$\varepsilon_3 = \frac{\sigma_2}{3K} = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 \quad 1.35$$

donde:

$K$  es el módulo general del material compuesto.

que lleva a:

$$\nu_{23} = -\frac{\varepsilon_3}{\varepsilon_2} = -\frac{\sigma_2}{3K\varepsilon_2} + \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2} + 1 \quad 1.36$$

$$\nu_{23} = 1 - \nu_{21} - \frac{E_2}{3K} \quad 1.37$$

El módulo general del material compuesto puede ser hallado suponiendo esfuerzos equivalentes en la fibra y en la matriz. Por lo tanto:

$$\sigma_H = \Delta_f K_f = \Delta_m K_m \quad 1.38$$

donde:

$K_f$  y  $K_m$  son el modulo general de la fibra y la matriz, respectivamente.

$\Delta_f$  y  $\Delta_m$  son las deformaciones totales de la fibra y la matriz, respectivamente.

y

$$\Delta = V_f \Delta_f + (1 - V_f) \Delta_m \quad 1.39$$

por lo tanto:

$$K = \frac{\sigma_H}{\Delta} = \left[ \frac{V_f}{K_f} + \frac{(1 - V_f)}{K_m} \right]^{-1} \quad 1.40$$

El módulo general de los constituyentes son relacionados a otras constantes por expresiones como:

$$K_f = \frac{E_f}{3(1 - 2\nu_f)} \quad 1.41$$

### 1.5. Comportamiento mecánico en laminados tradicionales.

La información disponible sobre el comportamiento mecánico de materiales compuestos está generalmente basada en sistemas con matrices frágiles como los cerámicos y los polímeros termofijos, ya que son los más comúnmente usados para fabricar materiales compuestos. Los estudios en matrices termofijas han dado propuestas para entender los modos de falla, las propiedades en materiales híbridos y el efecto del escalamiento de laminados compuestos multicapa.

L.W. Byrd y V. Birman [22] prepararon materiales compuestos laminados, con capas en ángulos cruzados (*angle-ply*)  $[-\theta_m/0_n/\theta_m]$  y  $[-\theta_m/\theta_m]$  sujetos a carga de tensión axial para analizar el modo del daño inicial en materiales de matriz cerámica. El daño se presentó en forma de una grieta en la matriz, tanto en las capas inclinadas (ángulo de laminación  $-\theta$  y  $\theta$ ), como en las longitudinales. Se observó que si el ángulo de laminación de las capas inclinadas es pequeño

respecto a la carga axial, el daño inicial ocurre como grietas puenteadas por filones (*crack bridging*), ya sea en las capas a  $0^\circ$  del material compuesto  $[-\theta_m/0_n/\theta_m]$ , o en las capas orientadas a un ángulo  $\theta$  de los materiales compuestos balanceados  $[-\theta_m/\theta_m]$ . Sin embargo, si las capas inclinadas forman un ángulo grande respecto a la dirección de la carga aplicada, los materiales fallan debido a grietas en forma de túnel (*tunneling cracks*).

La fractura en las capas longitudinales (capas a  $0^\circ$ ) corresponde al Modo I de falla. Por otro lado, las capas orientadas a un ángulo diferente de  $0^\circ$  (capas a  $\theta^\circ$ ) experimentan una combinación de esfuerzos que actúan en dirección perpendicular y paralela a las fibras y a un esfuerzo cortante. Esto demostró que el límite entre los dos diferentes modos de falla (puente y túnel) en un material compuesto representativo de matriz cerámica, corresponde a un ángulo de laminación igual a  $35^\circ$  en los materiales compuestos  $[-\theta_m/0_n/\theta_m]$ . En el caso de laminados balanceados  $[-\theta_m/\theta_m]$ , el valor límite del ángulo de laminación fue de  $45^\circ$ , es decir, ocurre una grieta en forma de puente cuando  $\theta < 45^\circ$  y una grieta en forma de túnel cuando  $\theta > 45^\circ$ .

El comportamiento mecánico de los materiales compuestos laminados difiere considerablemente de aquellos materiales homogéneos e isotrópicos. Debido a esto, el uso de materiales híbridos en estructuras esta ganando popularidad [16]. Varias técnicas, como el uso de adhesivos, secuencia de apilamiento y control en la orientación de fibras cortas pueden emplearse para incrementar las propiedades mecánicas de materiales compuestos fibrorreforzados [23, 24, 25]. Recientemente, muchos estudios han sido realizados usando el concepto de "método híbrido" para obtener propiedades mecánicas que no pueden ser alcanzadas por un solo tipo de material compuesto. El objetivo del método híbrido es mejorar las propiedades mecánicas de materiales compuestos costosos con el uso de materiales más económicos, manteniendo la simplicidad en los procesos de manufactura. La técnica de reforzamiento usando colchonetas de fibras orientadas al azar (telas no tejidas-TNT) es uno de esos métodos. Las TNT han sido usadas en el exterior de materiales compuestos para protegerlos de ralladuras superficiales. Además, las TNT son usadas para incrementar la resistencia a la corrosión en plantas químicas

y en tarjetas de circuitos electrónicos [26, 27]. Existen TNT de varios materiales tales como fibra de poliéster, fibra de vidrio, fibra de carbono y fibra de aramida. Estos materiales pueden contener fibras cortas discretamente distribuidas con una orientación al azar en el plano. El módulo y la resistencia de las colchonetas de fibras de carbono con fibras cortas orientadas al azar (telas de carbono no tejidas-TCNT) son más bajos que los de materiales compuestos con fibras continuas. La resistencia interlaminar a la fractura de materiales compuestos híbridos con TCNT es comúnmente investigada con pruebas mecánicas de flexión en tres puntos. Los resultados obtenidos demuestran que el Modo I de falla no presenta cambio alguno mientras que el Modo II de falla es más frecuente al intercalar capas de TCNT entre capas de materiales unidireccionales [12, 13].

El trabajo de S.H. Lee, H. Noguchi y S.K. Cheong [28], analizó el comportamiento mecánico característico de materiales compuestos híbridos bajo cargas de tensión estáticas. Estos materiales eran laminados de capas unidireccionales reforzadas con fibras de carbón (CURFC) y colchoneta de carbón, (TCNT), como se muestra en la Figura 1.12.



**Figura 1.12.** Concepto de preforma híbrida.

Trece tipos de laminados fueron estudiados (Figura 1.13). El símbolo **"/"** significa que la capa de TCNT esta localizada entre las capas de CURFC y el símbolo **"I"** significa que es la mitad del espesor de la capa de TCNT.

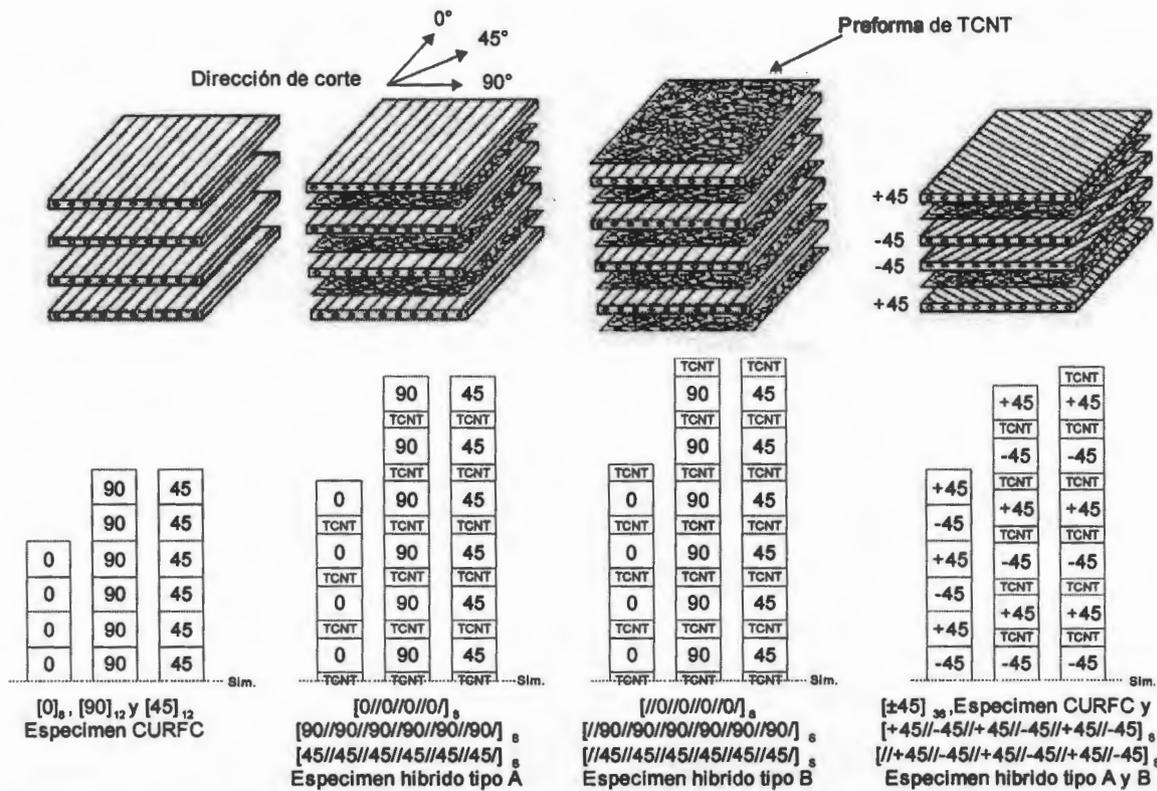


Figura 1.13. Esquema de preparación de laminados unidireccionales (CURFC) y laminados híbridos (CURFC y TCNT) tipo A y B.

Los especímenes híbridos tipo A son aquellos que tienen las capas de TCNT solamente en el interior del laminado, en tanto que los tipo B son aquellos que contienen una capa de TCNT en el exterior y capas intercaladas de TCNT en el interior del laminado

De acuerdo al trabajo de S.H. Lee, H. Noguchi y S.K. Cheong [28], la presencia de TCNT en los materiales compuestos híbridos aumentó la deformación a la fractura respecto a las preformas de CURFC. Sin embargo, la capa de TCNT por si sola mostró el valor más débil de resistencia. El módulo y la resistencia de los materiales compuestos que contenían capas de TCNT fueron más altos que los del espécimen de CURFC debido al efecto híbrido.

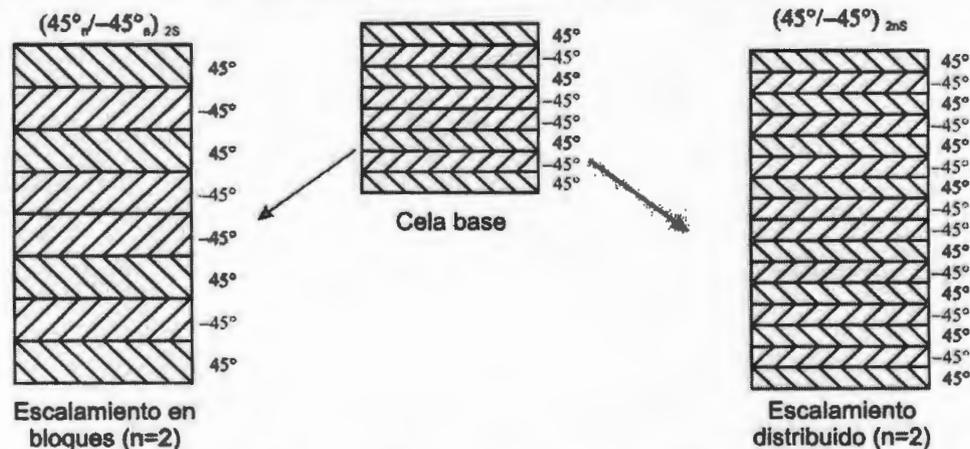
La resistencia a la propagación de una fisura fue incrementada por las capas de TCNT, localizadas en el interior del laminado, debido a que estas desviaban la trayectoria de las grietas.

Con base a lo observado por S.H. Lee, H. Noguchi y S.K. Cheong [28], el proceso

de falla fue: (i) fractura de la fibra débil de CURFC en la etapa inicial, (ii) desviación de la fractura por las capas de TCNT evitando la propagación de la falla en el grupo de fibras restante del CURFC, (iii) propagación de grietas transversales y falla del material.

S. Kellas y J. Morton [6] en su trabajo realizado sobre el efecto del escalamiento en laminados de ángulos cruzados (*angle-ply*) estudiaron dos sistemas. En un caso se usó resina epóxica (matriz termofija) y en el otro PEEK (matriz termoplástica). En ambos casos se usaron fibras de carbón como refuerzo. Para el sistema termofijo se construyeron dos tipos de apilamiento, uno en bloques  $(+45^\circ_n/-45^\circ_n)_{2S}$  y otro distribuido  $(+45^\circ/-45^\circ)_{2nS}$ , donde  $n = 1, 2, 3$  y  $4$ . El sistema termoplástico se construyó solamente con un tipo de apilamiento, distribuido  $(+45^\circ/-45^\circ)_{2nS}$  para  $n = 1$  y  $2$ . Estos laminados fueron construidos en base a una celda base y a partir de ella se realizaron los escalamientos en las dos formas antes mencionadas (Figura 1.14).

La respuesta esfuerzo-deformación de los laminados  $\pm 45^\circ$  dependió del espesor y la secuencia de apilamiento. Los especímenes con capas en bloques exhibieron un comportamiento frágil, mientras que los especímenes con placas distribuidas exhibieron un comportamiento dúctil. Además, los especímenes con capas en bloques mostraron una reducción de la resistencia con el incremento del espesor. Por lo contrario, se observó un incremento en la resistencia con el aumento del espesor para especímenes con apilamiento en capas distribuidas.



**Figura 1.14.** Esquema de apilamiento en una dimensión para laminados multicapa con capas de fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$ .

En general, los especímenes de matriz epóxica escalados con 24 o más capas distribuidas exhibieron dos inflexiones en sus curvas esfuerzo-deformación. La inflexión corresponde al incremento en la rigidez, o reducción de la deformación, que es resultado del alineamiento de las fibras con la dirección de la carga [6]. Este comportamiento es referido como fenómeno de tijeras (*scissoring*).

De igual manera, las curvas esfuerzo-deformación de los especímenes de matriz termoplástica (distribuidas), mostraron que la resistencia y la deformación a la falla aumentaron conforme se incrementó el espesor del espécimen. Sin embargo, cuando los especímenes de matriz termoplástica y los de matriz termofija fueron comparados, se observó una diferencia básica entre la respuesta esfuerzo-deformación de los dos sistemas (matriz diferente). A diferencia del sistema termofijo, el termoplástico no exhibió un gradiente negativo, debido a la mayor ductilidad de estos especímenes (su deformación es aproximadamente 15 % mayor que la termofija).

El escalamiento en el plano no influyó en la resistencia y la deformación a la falla en los especímenes de matriz termofija. En el caso de matriz termoplástica se observó que no existe dependencia entre la resistencia y el espesor del espécimen.

Un factor adicional importante para materiales compuestos es el inicio del daño o la aparición de la primera falla en una capa. Este daño fue documentado por radiografía de rayos X de la sección de trabajo y por microfotografías de los bordes pulidos de los especímenes. El primer daño en los laminados fue observado claramente con una correlación entre el inicio del daño y el cambio en el módulo aparente de la curva esfuerzo-deformación de los laminados. Para los de matriz termofija escalados en bloques, se observó daño interno en los especímenes sin cargar (vírgenes). En el caso del apilamiento con capas distribuidas de matriz termofija no se observó daño alguno en los especímenes vírgenes. La desviación del módulo aparente en los especímenes distribuidos ocurrió aproximadamente a 150 MPa. El segundo daño ocurrió en las placas del centro del laminado a un esfuerzo de 158 MPa, que correspondió aproximadamente a la posición de la segunda inflexión en su curva esfuerzo-

deformación. La primera falla en los especímenes de matriz PEEK ocurrió aproximadamente a 85 MPa [6, 14].

La iniciación de la falla es el parámetro que en la mayoría de los casos controla la resistencia y la respuesta esfuerzo-deformación de los materiales compuestos laminados.

La primera falla en estos laminados ocurre en las capas externas y posteriormente en el centro del laminado [16], debido al desbalanceo de cargas presente en estas secciones (Figura 1.14). Todos los especímenes presentaron este comportamiento, por lo tanto, estos laminados tienen dos acoplamientos débiles.

Los laminados escalados en capas distribuidas presentaron un mayor nivel de reforzamiento debido a que conforme aumenta su espesor también aumenta el número de capas, y con ello el número de entrecaras balanceadas. Es decir, el tamaño de las grietas en el escalamiento es igual al de la celda base pero están separadas por un número mayor de capas balanceadas.

Lo contrario pasa cuando la celda base es escalada en bloques. Por ejemplo, con  $n = 2$ , el número de capas es el mismo pero el espesor de cada capa aumenta al doble, y las zonas débiles son las mismas. Sin embargo, en este caso las grietas formadas son más grandes que en la celda base. Además, el número de capas balanceadas que separa las zonas débiles es el mismo pero con grietas de mayor tamaño por lo que son más propensas a sufrir falla prematura. Por lo tanto, conforme se aumentó el espesor del laminado en bloques, disminuyó la resistencia del laminado [6].

## CAPÍTULO 2

### MATERIALES Y METODOS

#### **2.1. Materiales.**

La matriz utilizada para preparar los materiales compuestos fue un polímero termoplástico, Polipropileno, de PEMEX PP30 y como refuerzo una fibra de aramida, Twaron 2200 de Akzo Nobel.

Los métodos usados para lograr los objetivos y las metas establecidas en este trabajo se describen a continuación.

#### **2.2. Rediseño de un sistema de impregnación por el método de polvos.**

##### **2.2.1. Condiciones iniciales de la máquina.**

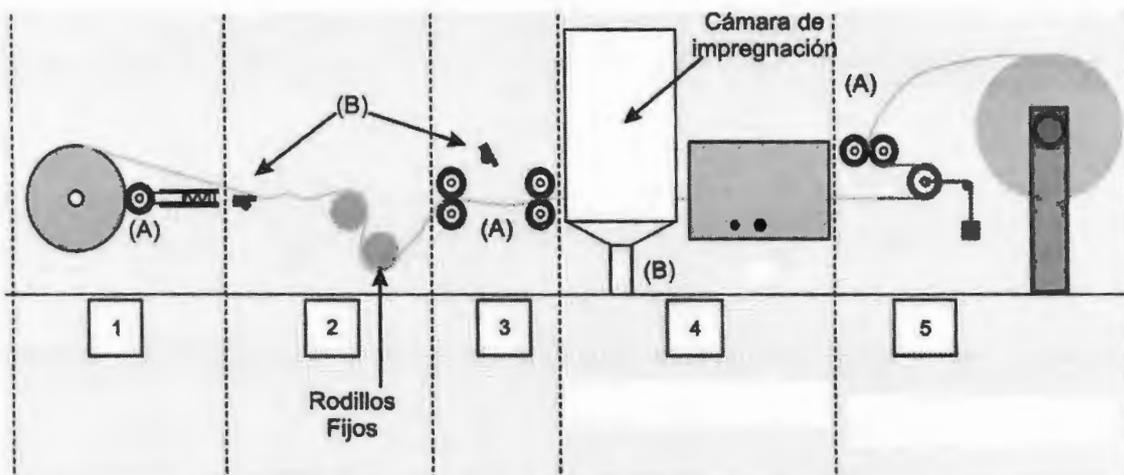
La línea continua de impregnación inicialmente no funcionaba correctamente, ya que el sistema se usaba con aire comprimido.

Las boquillas de aire comprimido se localizaban en las dos zonas de despeinado de fibras y en la cámara nebulizadora de polvos de la máquina (Figura 2.1). Las boquillas ocasionaban principalmente dos problemas. Primero, la presión del tanque de almacenamiento del aire comprimido bajaba muy rápidamente, lo que ocasionaba que la abertura de las mechas de fibras fuera pobre y por consiguiente la impregnación con la matriz molida no era eficiente. La impregnación se lograba en pequeños intervalos de tiempo (entre 7 y 10 minutos aproximadamente).

El segundo problema del equipo era la condensación de agua en el tanque de aire comprimido, por consiguiente el aire en la zona de despeinado y en la zona de fluidización tenía una gran cantidad de humedad y en ocasiones pequeñas cantidades de aceite. Estos dos agentes afectaban la fluidización y generaban poca adherencia entre el polvo y la fibra.

Debido a esto, el paso inicial en el presente proyecto fue rediseñar diversas partes de la línea de producción y generar un protocolo de funcionamiento para lograr

reproducibilidad en el proceso de impregnación.



1. Contenedor de fibras.	Bobina de fibras enrolladas en un carrete y rodillo para desenrolladoras.
2. Primera etapa de separación.	Primera boquilla de aire comprimido y sistema de rodillos fijos para mantener abiertas las fibras.
3. Segunda etapa de separación.	Segunda boquilla de aire comprimido para separación de fibras y sistema de rodillos móviles para transportarlas.
4. Cámara de Impregnación y Horno	Cámara nebulizadora para impregnar las fibras con la matriz. Horno para consolidar la matriz a las fibras.
5. Sistema de alineación y recolección de las preformas.	Sistema de rodillos móviles para proporcionar tensión a las fibras y mantenerlas en la misma posición. Rodillo para recolectar las preformas.

**Figura 2.1.** Primer sistema de impregnación por el método de polvos, alimentado con aire comprimido. (A) Rodillos Tractores y (B) Boquillas de aire comprimido.

## 2.3. Molienda y tamizado de la matriz (PP).

### 2.3.1. Molienda.

El polipropileno comercial en forma de "pellets" fue muy grande para impregnar las fibras (diámetro aproximado de 3 mm). Por tal motivo, el material fue molido. Este proceso se llevó a cabo en un molino de cuchillas BRABENDER Dusburg LS100L1. Primero se molió 2330 g de polipropileno usando un retén con orificios de 1.5 mm de diámetro y posteriormente se aplicó una segunda molienda utilizando un retén más fino con orificios de 0.78 mm de diámetro.

### **2.3.2. Tamizado.**

Este proceso fue llevado a cabo en una columna de tamices marca W. S. Tyler con mallas de 60, 150 y colector en el orden mencionado. Aproximadamente 350 g de material molido fue colocado por lote en el tamizador y este se puso en operación por 30 minutos.

Los tamices son clasificados de acuerdo al número de orificios contenidos en un área determinada. En este caso el tamiz número 60 tiene orificios de mayor tamaño que el 150 ya que en una misma área tiene menos orificios.

### **2.4. Medición del tamaño de partícula.**

El polvo obtenido del proceso de tamizado fue dividido en tres fracciones: Fracción A (malla 60), Fracción B (malla 150) y Fracción C (colector). La distribución de los tamaños de partículas presentes en cada fracción fue determinada utilizando un analizador de partículas marca Coulter LS100Q. Tres pequeñas porciones de aproximadamente 1 g, fueron extraídas a cada fracción de polvos para realizar el análisis por triplicado. Los polvos de cada fracción fueron dispersados homogéneamente por centrifugación en agua destilada en el analizador. El análisis de partículas fue realizado por difracción de rayos láser.

### **2.5. Impregnación de las fibras de Twaron con la matriz (PP) por el método de polvos.**

El proceso utilizado para impregnar las fibras de Twaron con la matriz de polipropileno molida fue el siguiente:

- Las fibras originalmente se encuentran en una bobina en forma de una mecha de multifilamentos (Figura 2.2).

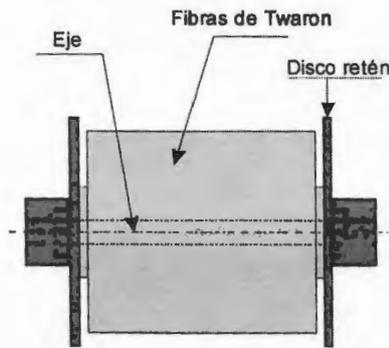


Figura 2.2. Bobina de fibras.

- La mecha es desenredada por medio de un rodillo tractor movido por un motor a pasos que controla la velocidad de flujo de las fibras (Figura 2.3).

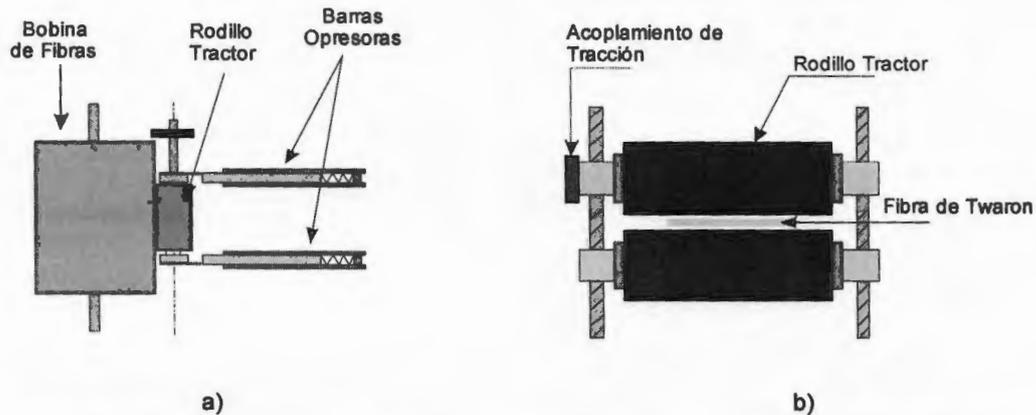


Figura 2.3. Rodillos Tractores. a) Rodillo tractor encargado de desenredar las mechas de fibra de la bobina. b) Rodillos tractores que dirigen las mechas en toda la longitud de la máquina.

- La mecha de fibras es obligada a pasar por dos zonas de separación, en las que los monofilamentos son separados con aire hasta formar una cinta de aproximadamente 50 mm de ancho (Figura 2.4).

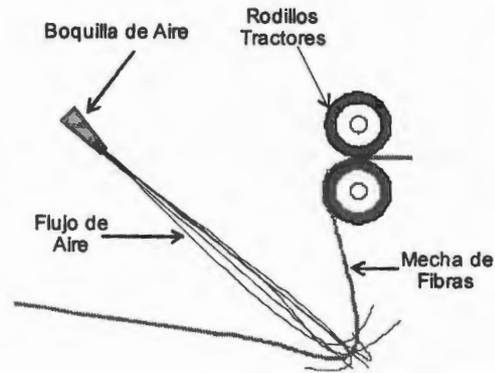


Figura 2.4. Zona de separación de fibras.

- Posteriormente, las fibras pasan a través de una cámara en donde se encuentra la fracción A de la matriz con la que se generó una nube soplando aire a través del polvo.
- La carga electrostática proporcionada a las fibras hace que queden cubiertas con aproximadamente 90 % en peso de polvo.
- Inmediatamente las fibras pasan al interior de un horno que se encuentra a 200 °C, en el que la matriz es consolidada en la superficie de las fibras.
- Finalmente, las fibras impregnadas con la matriz salen del horno como preformas, y pasan por rodillos que las canalizan para ser recolectadas en una nueva bobina.

## 2.6. Moldeo de placas: laminados monocapa y celdas base.

Los laminados monocapa unidireccionales fueron preparados con fibras orientadas a 0°, 45° y 90° respecto a la dirección de la carga aplicada. Estos especímenes fueron usados para interpretar el efecto de la carga aplicada a tensión respecto a la orientación de las fibras, y determinar las ventajas y desventajas que ofrece cada orientación y su influencia en el comportamiento mecánico de los laminados multicapa con diferentes orientaciones.

Las celdas base que fueron laminadas (Figura 2.5) son:

$A = [\pm 45]$ ,  $B = [\pm 45]_S$ ,  $C = [\pm 45]_{nS}$  donde  $n = 2$ ,  $D = [0/\pm 45/0]_S$ ,  $E = [0/\pm 45/0]_S$ ,  $F = [90/\pm 45/0]_S$ , y  $G = [90/\pm 45/0]_S$ .

El laminado de dos capas (Figura 2.5A), fue utilizado para observar el comportamiento en la unión entre una placa de 45° y otra de -45°.

Los laminados de cuatro y ocho capas a  $\pm 45^\circ$  (Figura 2.5B y C) representan el primer escalamiento unidireccional, y sirvieron como un parámetro de comparación del modo de falla, en base a lo ocurrido en trabajos anteriores.

Las celdas base D y E (Figura 2.5D y E) respecto a la celda C, poseen tanto en el centro como en el exterior capas a 0° en vez de las capas a 45°. La celda D tiene una sola capa a 0° en el centro y la celda base E tiene dos.

Las celdas base F y G (Figura 2.5F y G) tienen en las capas exteriores fibras orientadas a 90° y en ambos casos las capas del centro están a 0°, con la diferencia de que la celda base F tiene una sola capa en el centro y la celda base G tiene dos.

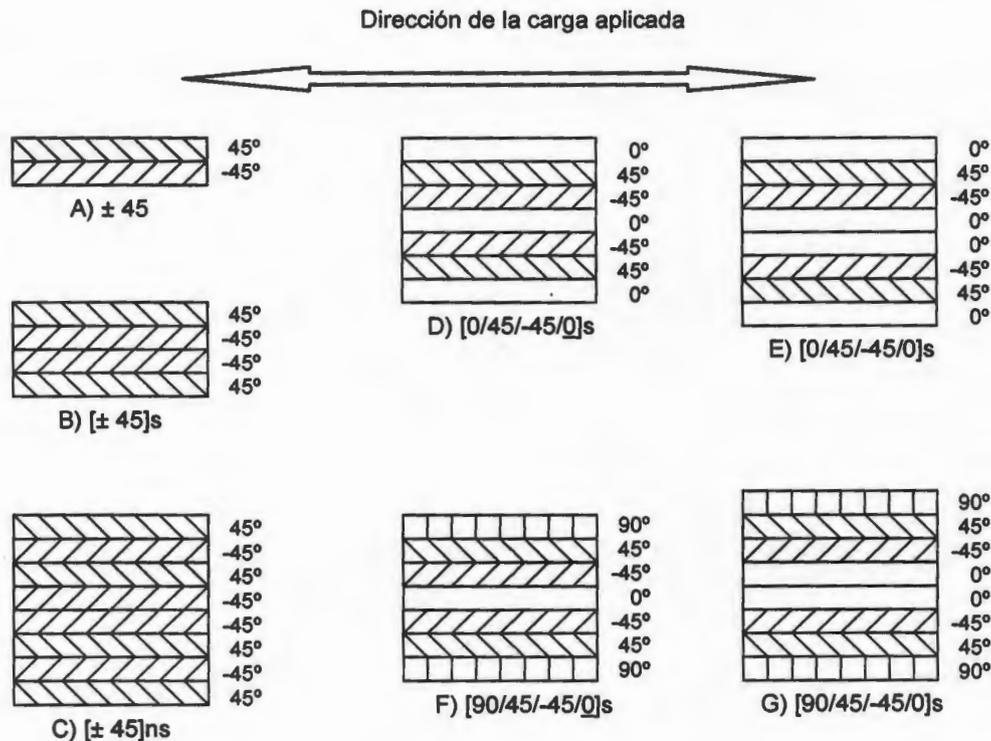


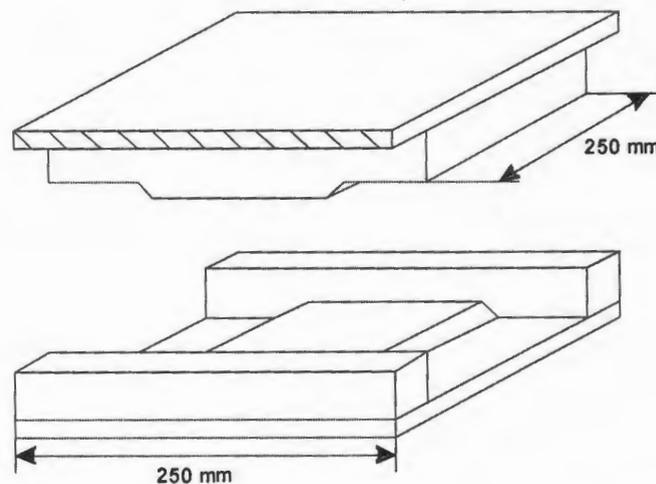
Figura 2.5. Celdas base laminadas y caracterizadas mecánicamente a tensión.

### 2.6.1. Las muestras y el molde.

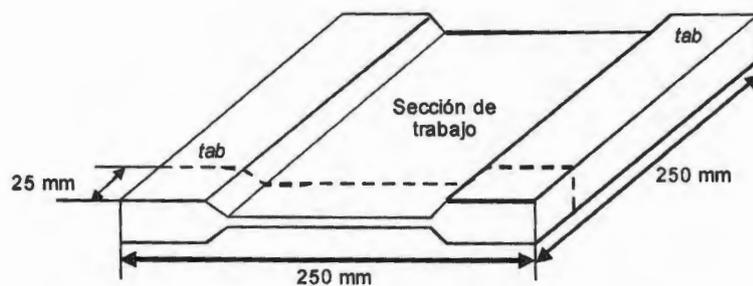
De acuerdo a lo establecido en la norma ASTM D 3039/D 3039M-00 (Anexo A) y a que en el presente estudio se analizaron laminados monocapa unidireccionales y multicapa con diferentes orientaciones, se tomó la decisión de construir un solo molde para preparar ambos laminados con *tabs*. Por lo tanto, las dimensiones del molde fueron seleccionadas de tal forma que los dos tipos de probetas se fabricaron con el mismo molde.

Para hacer que el proceso de laminado fuera más eficiente se diseñó un molde, con el que se fabricaron laminados de 250 mm de ancho x 250 mm de largo con *tabs* integrados. Los laminados fueron posteriormente cortados para obtener muestras con las dimensiones requeridas para la prueba. Esto permitió fabricar varias probetas con un solo laminado, acelerando el proceso de preparación de las muestras. La Figura 2.6 presenta el molde diseñado, y la Figura 2.7 el laminado correspondiente.

El molde (Figura 2.6) fue construido de acero inoxidable para evitar que el material utilizado como matriz se pegue durante el proceso de laminación, y que el mantenimiento sea mínimo, ya que no tiene problemas de corrosión debido al medio ambiente local.



**Figura 2.6.** Molde para laminar materiales compuestos mono y multicapa con *tabs*.



**Figura 2.7.** Laminado de 250 x 250 mm con *tabs*. Probetas de 25 mm de ancho son obtenidas a partir de este laminado.

### 2.6.1.1. Modificaciones del molde para el proceso de laminación.

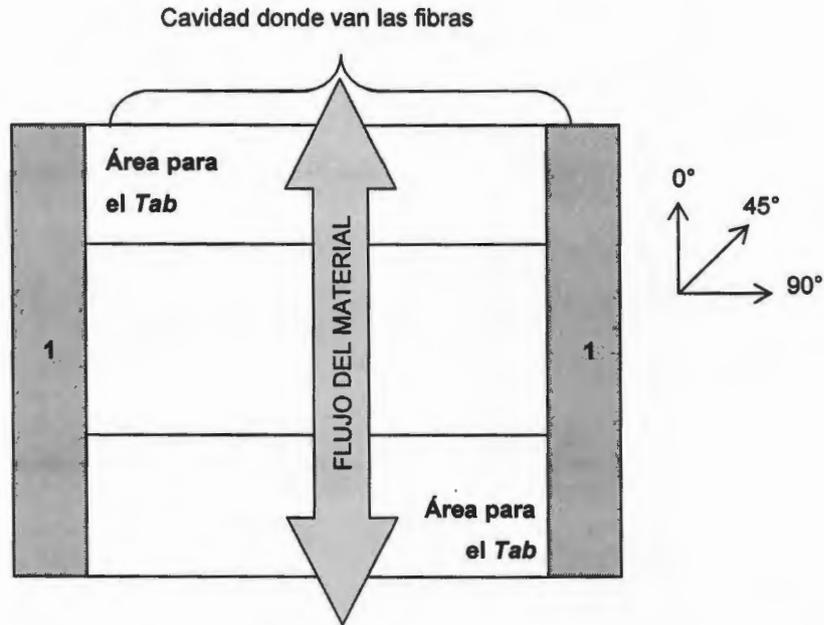
La preparación de los laminados requirió modificar el molde para así controlar el flujo del polipropileno y evitar que las fibras se desalinearan.

#### 2.6.1.1.1. Laminados a 0°.

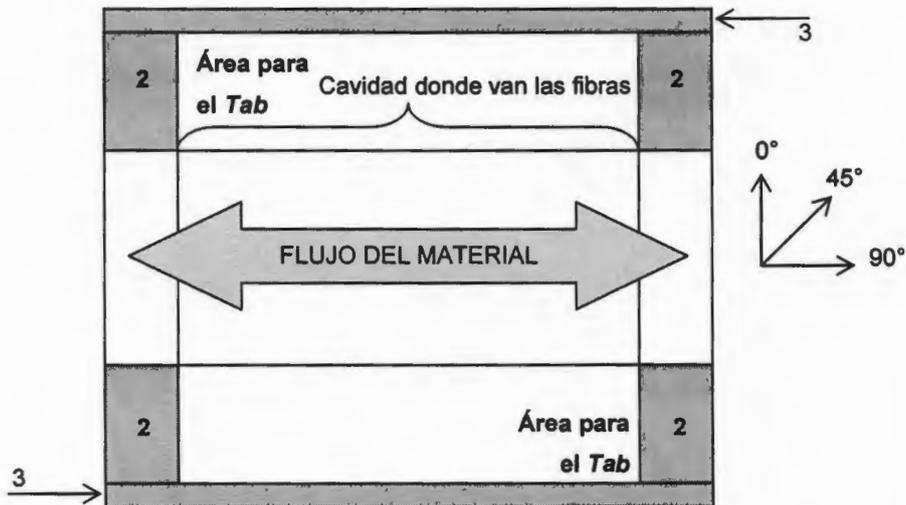
Para obtener las placas con fibras orientadas a cero grados se usó el molde de acero inoxidable (Figura 2.6) forrado con papel aluminio tanto la parte macho como la parte hembra (Figura 2.8). En este caso el flujo de la matriz fue restringido con dos placas laterales marcadas con el número 1, de esa manera se obligó al material a fluir en la misma dirección de las fibras y lo que evitó que las fibras se desalíen.

#### 2.6.1.1.2. Laminados a 90°.

Para obtener las placas con fibras orientadas a 90° el molde de acero inoxidable fue forrado con papel aluminio y modificado para obligar a la matriz a fluir a 90°. En este caso se fabricaron cuatro pequeños topes con angular de 38 mm (1.5"), marcados con el número 2, y dos placas de aluminio, marcadas con el número 3 (Figura 2.9), lo que evitó que al aplicar presión la matriz se dispersara y tendiera a fluir por las esquinas, lo que ocasionaría que las fibras invadieran la zona de los *tabs*.



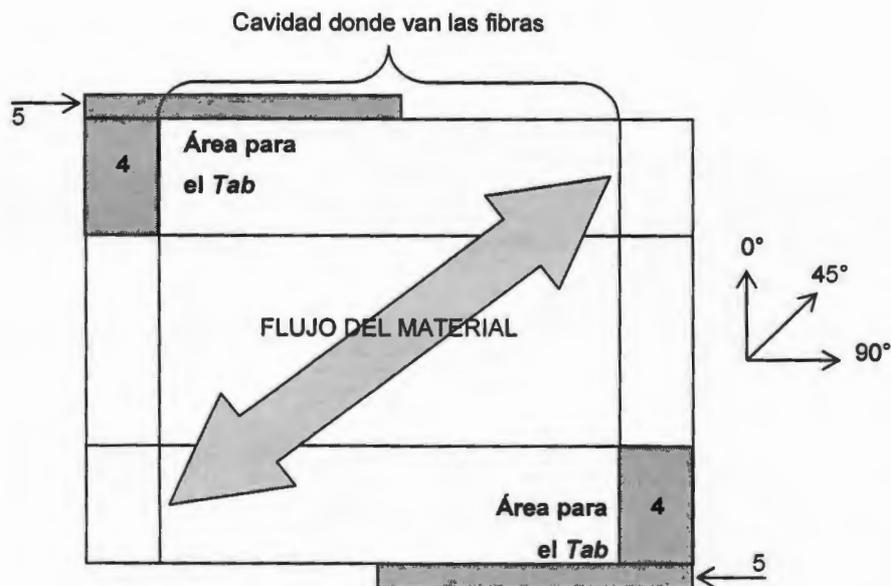
**Figura 2.8.** Molde para preparar placas con fibras orientadas a 0°. Las partes oscuras marcadas con el número 1 representan los retenes laterales usados para restringir el flujo de la matriz.



**Figura 2.9.** Molde para preparar placas con fibras orientadas a 90°. Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.

### 2.6.1.1.3. Laminados a 45°.

Para obtener las placas con fibras orientadas a 45° el molde de acero inoxidable fue forrado con papel aluminio y modificado, para obligar a la matriz a fluir a 45°. En este caso se usaron solamente dos de los cuatro topes usados para los laminados a 90°, marcados con el número 4, y dos placas de aluminio, marcadas con el número 5 en la Figura 2.10, lo que evitó que al aplicar presión la matriz tendiera a fluir en sentido contrario al de las fibras, ocasionando que estas se dispersaran.

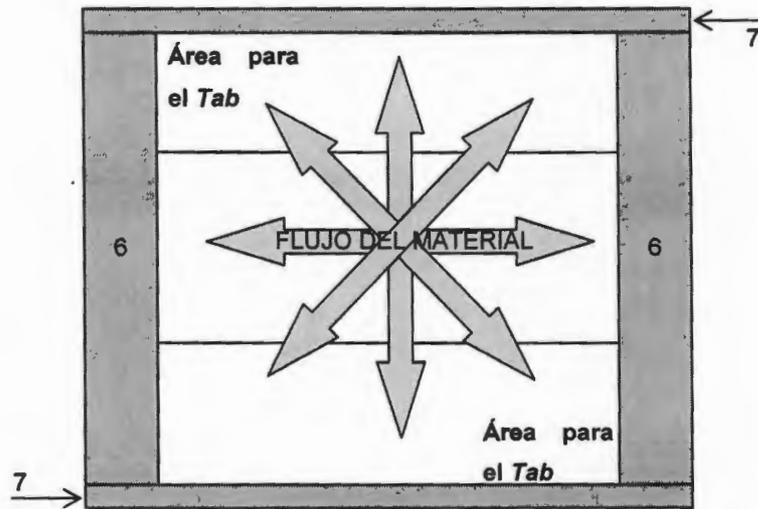


**Figura 2.10.** Molde para preparar placas con fibras orientadas a 45°. Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.

### 2.6.1.1.4. Celdas base.

Debido a que las celdas base están constituidas por varias capas de fibras a diferentes orientaciones, no se usaron las modificaciones hechas al molde para laminar placas monocapa con fibras orientadas a 0°, 45° y 90°. Este problema se solucionó cerrando completamente el molde (Figura 2.11), de tal forma que las fibras se mantuvieran orientadas y la matriz solamente fluyera por las rendijas que se forman entre los retenes y el molde. Se utilizó una combinación entre los

retenes usados para preparar las placas a  $0^\circ$  y  $90^\circ$  (marcados con los números 6 y 7 en la Figura 2.11).



**Figura 2.11.** Molde para preparar celdas base. Las partes oscuras representan los retenes usados para restringir el flujo de la matriz.

### 2.6.2. Moldeo y laminación.

Después de obtener las preformas (fibras impregnadas con matriz), se procedió a preparar placas en el molde de 250 x 250 mm. Este proceso consistió en ordenar las preformas en el interior de dicho molde con la orientación deseada; y aplicar presión y calor el tiempo suficiente hasta fundir y hacer fluir la matriz para lograr una placa con un espesor uniforme.

El proceso de moldeo se realizó en dos partes, la primera fue el llenado del molde, para lo cual se siguió un procedimiento para los especímenes monocapa, y otro ligeramente diferente para los multicapa. La segunda parte del moldeo es el laminado de los especímenes en la prensa.

a) El llenado del molde se realizó de acuerdo al siguiente procedimiento:

- Las fibras de Twaron impregnadas con polipropileno (preformas) fueron cortadas a una longitud de 230 mm.

- Las preformas fueron pesadas.
- El molde fue forrado interiormente con papel aluminio en ambas caras.
- En la parte “hembra” del molde se depositó a cada extremo (zona de *tabs*) 20 g de matriz molida recuperada en el colector (tamaño de partícula pequeño) para así moldear la parte inferior de los *tabs*.
- Posteriormente se depositaron 35 preformas cortadas y pesadas en el molde por encima de la matriz molida.
- Finalmente, se agregó 20 g de matriz molida a cada extremo del molde para formar la parte superior de los *tabs*. Se cerró el molde y se procedió al proceso de moldeo.

Este procedimiento fue usado para preparar laminados monocapa y fue modificado ligeramente para preparar las celdas base. Las diferencias fueron las siguientes:

- Inicialmente se depositó 12 g de matriz molida de fracción C por *tab*.
- Luego se ordenó una capa de 35 preformas con la orientación deseada.
- Sobre estas preformas se depositó 5 g de matriz molida en los *tabs*.
- Debido a que las celdas base están constituidas por varias capas de fibras en diferentes orientaciones, se procedió a ordenar otra capa de preformas con la orientación predeterminada, agregando al final 5 g de matriz molida en las zonas de los *tabs*.
- Este procedimiento se repitió hasta depositar las capas necesarias de preformas para una celda base específica.
- Finalmente, se depositó una capa de 20 g de matriz molida en la superficie de la última capa de preformas en cada una de las zonas de los *tabs*.
- El molde fue cerrado para evitar que el material depositado en el interior se mueva. Enseguida se procedió al proceso de moldeo.

b) El molde fue sometido a presión y calentado en una prensa de fabricación casera con una presión máxima de 5 toneladas con el siguiente procedimiento:

- La prensa es calentada a la temperatura a la que se desea trabajar para

fundir la matriz (240 °C). Es necesario esperar que la prensa alcance la temperatura (aproximadamente 45 minutos).

- Cuando la prensa alcanzó los 240 °C, el molde fue depositado en esta y se cerró hasta hacer contacto con el molde (no se aplica presión). Se necesita esperar que el interior del molde alcance aproximadamente 240 °C (35 minutos).
- Un termopar alojado en el interior del molde permitió conocer el momento en el que se alcanzó la temperatura de fusión de la matriz.
- Una vez que se alcanzó 240 °C, se aplicó aproximadamente 2.7 MPa (300 Psi) de presión de forma progresiva y muy lentamente durante 45 minutos, para eliminar las burbujas atrapadas en la matriz.
- Finalmente, se retiró el termopar y la prensa es enfriada bruscamente manteniendo la presión constante.
- Con la ayuda de tornillos extractores, se abrió el molde para liberar la placa de 250 por 250 mm con *tabs* integrados.

Nota: Las Condiciones usadas para laminar las placas de 250 x 250 mm se presentan con más detalle en el Anexo B.

### 2.6.3. Obtención de las probetas.

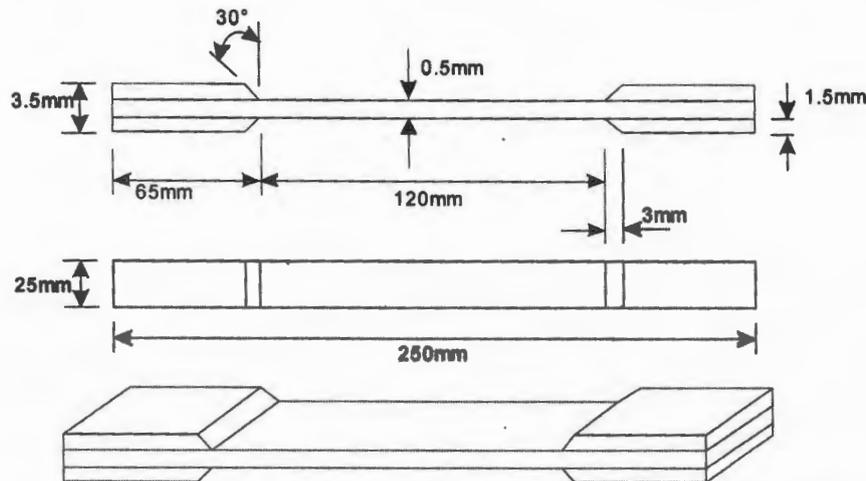
Las placas de 250 x 250 mm obtenidas del proceso de laminación, fueron cortadas y pulidas para obtener las probetas que se usaron para la caracterización mecánica, de acuerdo a la norma oficial ASTM D 3039/D 3039M-00.

Las dimensiones elegidas para las probetas monocapa y multicapa fueron 250 mm de largo x 25 mm de ancho. Los *tabs* fueron de 65 mm de longitud, 25 mm de ancho, 1.5 mm de espesor y un ángulo de inclinación de aproximadamente 30°. La longitud de trabajo (*gage length*) fue de 120 mm y el espesor fue variable, dependiendo del número de capas del laminado. Las dimensiones de las probetas se presentan en al Figura 2.12.

Las placas fueron forradas con cartón y cinta adhesiva, y cortadas a 25 mm de ancho (Figura 2.12) en una sierra cinta TRUPER SCI-8, con una cinta de corte de quince dientes por pulgada.

Una vez obtenidas las probetas monocapa de 25 x 250 mm, estas fueron pulidas en los bordes con lijas número 600 y 1000 en una máquina pulidora Struers LaboPol-5, para eliminar concentraciones de esfuerzos o microfisuras en las orillas cortadas.

Las probetas de las celdas base, después de ser cortadas, se sujetaron juntas con cinta adhesiva, para posteriormente ser pulidas manualmente con lijas 100, 330, 600 y 1000.



**Figura 2.12.** Geometría y dimensiones de una probeta para pruebas a tensión de un material compuesto laminado de matriz polimérica.

Posteriormente, las muestras fueron pulidas nuevamente en sus bordes con lija número 2000 y observadas en el microscopio óptico.

## 2.7. Microscopía.

### 2.7.1. Microscopía óptica.

La microscopía óptica se usó para observar el estado de los bordes de las probetas, con el fin de detectar imperfecciones en la muestra tales como burbujas, fisuras o rayaduras que pudieran ocasionar una falla prematura.

Se emplearon objetivos de 10X, 20X y 50X, con magnificaciones de distancia focal variable en la lente de la cámara desde 0.33X hasta 0.63X, con campo oscuro, campo claro y luz polarizada.

### **2.7.2. Microscopía estereoscópica.**

El estereoscopio sirvió para observar la zona de falla de las probetas después de caracterizarlas mecánicamente. El microscopio óptico no condujo a imágenes de utilidad especialmente en zonas grandes ya que el nivel de magnificación del instrumento era muy elevado para el tamaño relativo de las muestras.

## **2.8. Caracterización mecánica.**

### **2.8.1. Caracterización de las probetas a tensión.**

Una vez obtenidas las probetas, se procedió a su caracterización mecánica según la norma ASTM D 3039/D 3039M-00 en una máquina universal de pruebas mecánicas marca SHIMADZU, modelo AG-I, en la cual se determinaron las propiedades a tensión de los diferentes especímenes tales como resistencia máxima, deformación máxima y módulo elástico.

Para elegir la velocidad de prueba del cabezal (1 mm/min), la celda de carga (5 kN), el extensómetro (SG25-10) y el valor al cual debería retirarse el extensómetro (0.15 mm), se realizó una prueba preliminar con una probeta de cada celda base y laminados monocapa. De esta forma se determinaron las condiciones de prueba aplicables a todos los materiales laminados.

Una vez que se establecieron los parámetros de prueba, se calibró la máquina a cero. Posteriormente se colocó la probeta en las mordazas de tal manera que se mantuviera derecha. Se posicionó en el centro de la probeta el extensómetro y se llevó a cabo la prueba, la cual se detuvo solamente durante un instante para retirar el extensómetro, e inmediatamente continuar la corrida, hasta que la probeta falló.

Se usaron un total de seis probetas por cada laminado (tres laminados monocapa y siete celdas base) siendo un total de 70 probetas las que fueron usadas para realizar la caracterización mecánica.

### **2.8.2. Uso del extensómetro.**

Para medir la elongación real de las probetas en la zona elástica se utilizó un extensómetro marca SHIMADZU, modelo SG25-10, fijado al espécimen mediante

dos varillas que hacen la función de elementos de sujeción.

Una vez que la probeta fue colocada entre las mordazas de la máquina universal, se sujetó en su parte central el extensómetro (previamente calibrado a cero con su mínima apertura), se retiró el seguro que lo mantiene cerrado, se calibró nuevamente a cero el extensómetro y la máquina universal e inició la prueba. Cuando el extensómetro alcanzó 0.15 mm de apertura, la prueba se detuvo (esta precaución se estableció en el método para evitar que la probeta falle y dañe el extensómetro), y se retiró de la probeta. Finalmente, la prueba continuó hasta que la probeta falló.

### 2.9. Extracción soxhlet.

Las muestras de las celdas base y los laminados monocapa caracterizados mecánicamente fueron sometidas a extracción soxhlet para eliminar el polipropileno impregnado (matriz). La extracción soxhlet permite que la muestra entre en contacto con un solvente libre de polímero, el cual se mantiene en reflujo constante, condensando en la muestra y regresado por un sifón al matraz de ebullición (Figura 2.13). La extracción se realizó con xileno a 200 °C, teniendo la precaución de cambiar el xileno cuando este se saturaba de polipropileno. En la siguiente figura se muestra un diagrama esquemático del sistema experimental empleado:

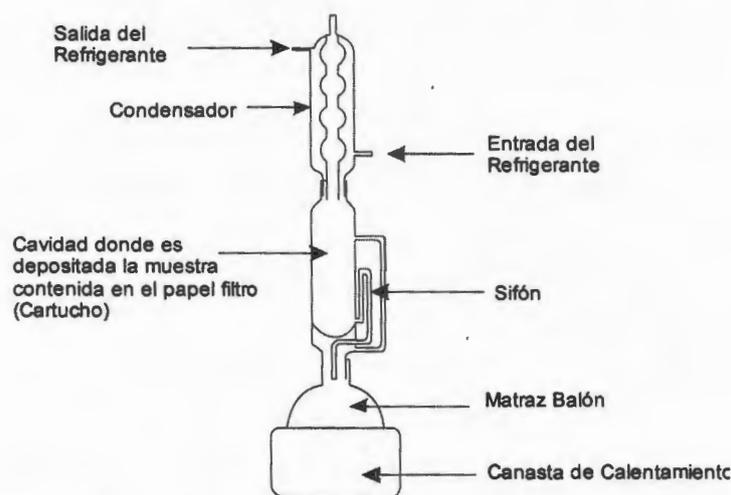
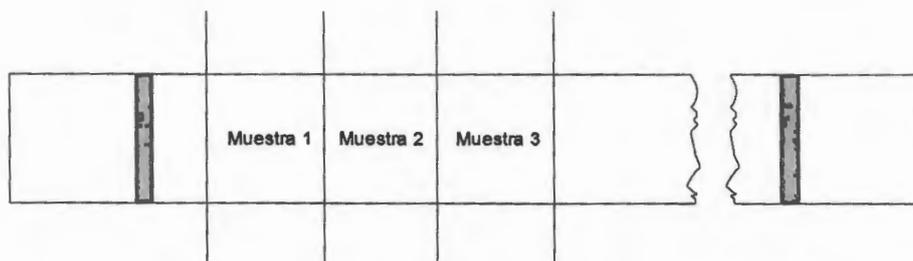


Figura 2.13. Equipo de extracción soxhlet.

- Las probetas caracterizadas mecánicamente, fueron cortadas de tal manera que se tomaron tres muestras de cada una de ellas. La única restricción fue no utilizar la zona en donde se generó la falla mecánica (Figura 2.14).



**Figura 2.14.** Probeta caracterizada mecánicamente: zonas de donde se cortaron las muestras para la extracción soxhlet.

- Las muestras fueron limpiadas con acetona para eliminar impurezas como grasa o polvo.
- Posteriormente, fueron pesadas y marcadas.
- Se introdujeron en un horno a 100 °C, durante 24 horas para eliminar la mayor cantidad de humedad posible.
- Una vez cumplidas las 24 horas, las muestras fueron enfriadas en un desecador y pesadas.
- Las muestras fueron introducidas nuevamente en el horno durante 8 horas.
- Las muestras fueron pesadas por tercera vez y los resultados fueron comparados con los de la segunda pesada. Los resultados de ambas pesadas fueron similares por lo tanto se asumió que llegaron a peso constante.
- Posteriormente se cortaron secciones de papel filtro lo suficientemente grandes para construir con ellas pequeños sobres para las muestras secas. El papel se puso a peso constante lo que permitió calcular por diferencia el peso de la fibra recuperada al finalizar la extracción del polipropileno.
- Los sobres con las muestras fueron marcados e introducidos en el cartucho del equipo soxhlet.
- El soxhlet fue puesto en funcionamiento a 200 °C para iniciar el refluo considerando las pérdidas de calor, ya que el punto de ebullición del xileno

es cerca de 135 °C. El tiempo para que inicie el reflujo en el soxhlet (pre-ciclo) fue de aproximadamente 40 minutos.

- Al término de la extracción, los sobres fueron retirados del soxhlet e introducidos en una estufa de vacío a 500 mm de mercurio, durante 24 horas, a 100 °C para eliminar el xileno del empaque y las fibras. Posteriormente los sobres fueron enfriados en un desecador y pesados. Este proceso fue repetido dos veces para poner las muestras a peso constante. Las muestras fueron pesadas con todo y el sobre.

Para determinar el porcentaje de polipropileno extraído se utilizó la siguiente formula:

$$\%PP = \frac{(P_1 - P_2)}{P} \times 100$$

Donde:

P = peso de la muestra seca original sin papel

P<sub>1</sub> = peso de la muestra antes de la extracción

P<sub>2</sub> = peso de la muestra después de la extracción

Nota: El peso de la muestra antes y después de la extracción incluye el peso del empaque.

## CAPÍTULO 3

### RESULTADOS

#### 3.1. Rediseño de un sistema de impregnación por el método de polvos.

##### 3.1.1. Modificaciones al sistema original.

El dispositivo que desenrolla las fibras de la bobina, el sistema de despeinado, los rodillos de tracción, la tolva suministradora de aire en la cámara nebulizadora y el controlador de temperatura del horno fueron modificados (Figura 3.1).

Un sistema de baleros fue adaptado en la base de la bobina de fibras, con el fin de hacer que dicho carrete gire libremente, evitando de esta manera que se trabe y genere pequeñas tensiones, que ocasionaban que las fibras se cierran nuevamente y no se alcance el nivel de impregnación deseado.

Las boquillas de aire comprimido usadas en un principio para separar las fibras fueron reemplazadas por una boquilla conectada a un soplador de aire, que, tiene la ventaja de proporcionar una gran masa de aire con flujo constante, lo que hace que el sistema completo funcione continuamente por largos tiempos y sin contaminar con humedad y aceite como ocurría inicialmente.

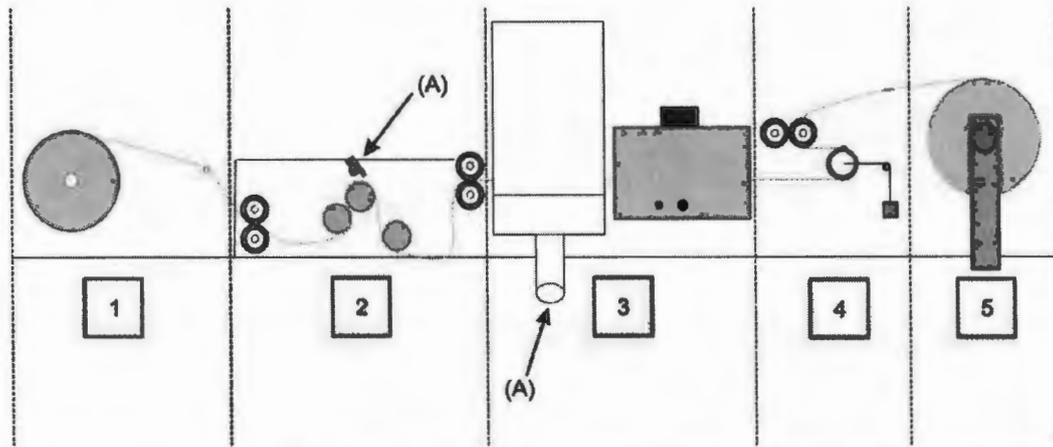
Los rodillos de tracción fueron reubicados, de tal forma que pudieran proporcionar la holgura necesaria a las fibras en el interior de la cámara de separación, para así abrirlas lo suficiente y lograr una buena impregnación.

La tolva suministradora de aire en la cámara nebulizadora fue sustituida por una caja con una entrada más grande, para conectar el soplador.

Debido a las fluctuaciones de temperatura ( $\pm 30$  °C) en el horno del sistema original se presentaban dos problemas:

Algunas veces la matriz se degradaba, otras veces, la matriz permanecía en forma de polvo. Estos problemas fueron solucionados reemplazando el controlador de temperatura del horno (termostato de gas y resorte bimetálico), por uno electrónico marca Watlow modelo SD31 de alta precisión, logrando de

esta manera variaciones de temperatura de solamente  $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ , lo que evit3 que las fibras se quemen o que la matriz no se consolide en las fibras (Figura 3.1).



1. Contenedor de fibras.	Base de la bobina de fibras con sistema de baleros con movimiento libre para desenredar las fibras.
2. Cámara de separación de fibras.	Boquilla conectada a un soplador de aire, sistema de rodillos fijos para mantener abiertas las fibras y sistema de rodillos móviles a la entrada y salida de la cámara para jalar y proporcionar holgura en las fibras.
3. Cámara de Impregnación y Horno	Cámara nebulizadora para impregnar las fibras con la matriz, conectada a un soplador de aire. Horno para consolidar la matriz a las fibras con control electrónico.
4. Sistema de alineación y recolección de las preformas.	Sistema de rodillos móviles para proporcionar tensión a las fibras y mantenerlas en una misma posición. Rodillo para recolectar las fibras impregnadas como preformas.
5. Recolector de preformas.	Base de la bobina recolectora de preformas con movimiento controlado por el sistema de tracción.

**Figura 3.1.** Sistema de impregnación por el método de polvos, alimentado por un soplador. (A) Boquillas de aire del soplador.

### 3.1.2. Sistema de impregnación actual.

Los primeros cambios no fueron suficientes para obtener un buen funcionamiento en el sistema de impregnación, por lo que se optó por una segunda modificación, la cual consistió en rediseñar la base de la bobina de fibras, el sistema de separación de fibras, los rodillos de tracción y adaptar un sistema de rodillos a la salida del horno para proporcionar estabilidad a la mecha de fibras impregnada (Figura 3.2).

La bobina que contenía las fibras se desenredaba sin ningún control debido a

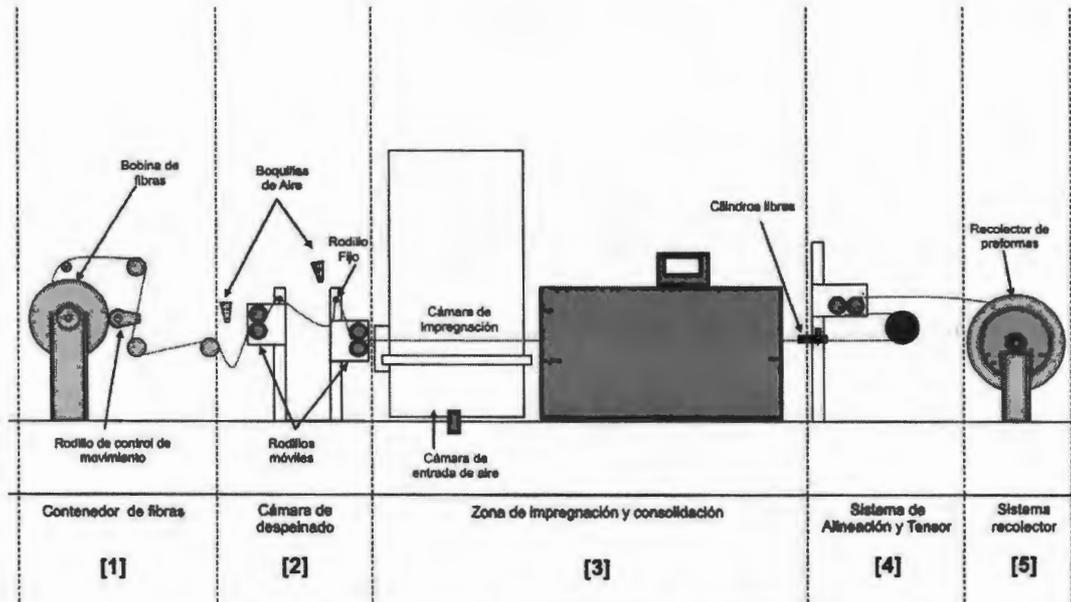
la facilidad de movimiento que proporcionaron los baleros instalados en la base del carrete. La base de la bobina de las fibras fue modificada para ser movida por un rodillo conectado al sistema principal de tracción de la máquina, aprovechando el sistema de baleros ya instalados, lo que condujo una mayor fluidez en el movimiento evitando tensiones indeseadas en las fibras.

El segundo sistema no abría adecuadamente las fibras y no generaba una nube de polvos con un perfil adecuado para la impregnación de estas, ya que se usaba un solo soplador tanto para abrirlas como para el sistema de impregnación. El problema era controlar la velocidad del soplador, ya que para abrir las fibras se requería una mayor velocidad que para formar una nube de polvos en el interior de la cámara nebulizadora. Esto fue solucionado usando un soplador diferente para cada función.

Los rodillos tractores de la zona de separación de fibras fueron reubicados, con el fin de proporcionar una pequeña holgura a la mecha de fibras antes de pasar por los rodillos fijos, donde se encuentran las boquillas separadoras, y así lograr una buena separación de las fibras antes de entrar a la cámara nebulizadora. Cabe mencionar que en este diseño se usa una zona de despeinado abierta en lugar de la cámara cerrada usada en los diseños anteriores.

En éste diseño se aumentó a dos el número de boquillas separadoras conectadas al soplador, logrando un mayor grado de separación en las fibras.

A la salida del horno las fibras giraban debido a que la distancia entre los rodillos tractores ubicados a la entrada de la cámara de impregnación y a la salida del horno es larga, lo que provocaba que la matriz en polvo depositada en la superficie de las fibras se cayera en el interior del horno. Este problema fue solucionado adaptando a la salida del horno un sistema de pequeños cilindros con movimiento libre para evitar que las fibras impregnadas que aun se encuentran en el interior del horno, giren y se caiga la matriz depositada en la superficie de estas. Este sistema de rodillos además, proporcionó más estabilidad a las fibras impregnadas y consolidadas evitando que se carguen hacia un solo lado, lo que ocasiona problemas en el sistema de recolección de preformas (Figura 3.2).



1. Contenedor de fibras.	Base de la bobina de fibras, un sistema de baleros y rodillo motriz para el control del movimiento de desenrollado de las fibras.
2. Zona de separación de fibras.	Dos boquillas conectadas a un soplador de aire, sistema de rodillos fijos para mantener abiertas las fibras y sistema de rodillos móviles a la entrada y salida de la cámara para jalar y proporcionar holgura en las fibras.
3. Cámara de Impregnación y Horno	Cámara nebulizadora para impregnar las fibras con la matriz, conectada a otro soplador de aire. Horno para consolidar la matriz a las fibras con control electrónico.
4. Sistema de alineación	Sistema de rodillos móviles para proporcionar tensión a las fibras y mantenerlas en una misma posición. Sistema de pequeños cilindros con movimiento libre para evitar que las fibras impregnadas giren.
5. Sistema de recolección de las preformas.	Rodillo para recolectar las fibras impregnadas como preformas.

**Figura 3.2.** Sistema actual de impregnación por el método de polvos, alimentado por dos sopladores.

### 3.2. Molienda y tamizado de la matriz (PP).

En la primera etapa de molienda (reten de 1.5 mm) se usaron 2330 g de Polipropileno PEMEX PP30. Al final de la etapa la cantidad del material se redujo un 4.3 % debido a imperfecciones en el cierre del molino y al manejo del material, lo que ocasionó que parte del material mas fino se pierda.

Al final de la segunda etapa de molienda (retén de 0.78 mm) la masa de la

matiz se redujo aproximadamente un 6.7 % respecto la cantidad original. Al concluir el tamizado de la matriz la masa se había reducido aproximadamente en un 9.8 % respecto a la masa original, obteniendo un total de 2101.66 g. Finalmente se obtuvieron tres tamaños de partícula de matriz molida en las proporciones que se muestran en la Tabla 3.1.

**Tabla 3.1.** Fracciones de polvo de PP recuperados después de tamizar.

2330 g (material molido)		
Tamiz	Porcentaje (%)	Masa (g)
# 60	29.60	689.68
#150	15.70	365.81
Colector	44.90	1046.17
Merma por proceso	9.80	228.34

### 3.3. Análisis del tamaño de partículas.

El polipropileno en polvo (tamizado) fue dividido en tres fracciones: (A) malla 60, (B) malla 150 y (C) colector. La Tabla 3.2 muestra los tamaños de partículas promedio generales obtenidos por granulometría (sección 2.4). Se puede observar que el valor promedio del tamaño de partícula más alto corresponde a la Fracción A.

**Tabla 3.2.** Tamaños promedio de partícula para el PP.

Datos	Fracción A	Fracción B	Fracción C
Media ( $\mu\text{m}$ )	597.0	365.6	187.1
D. Estándar	204.4	198.8	125.4

La distribución de los tamaños de partículas de cada fracción se presenta en la Figura 3.3. Se observa que las fracciones tienen distribuciones que se traslapan, a pesar de que el promedio del tamaño de partícula de cada fracción es diferente.

De las tres fracciones, la A fue usada en el sistema continuo para impregnar la mecha de fibras, debido principalmente a dos motivos. Primero fue debido a

que esta fracción es la menos ligera y por lo tanto no se pierde demasiado material en el proceso de impregnación. Segundo, esta fue una de las fracciones que se obtenía en mayor cantidad en el proceso de tamizado.

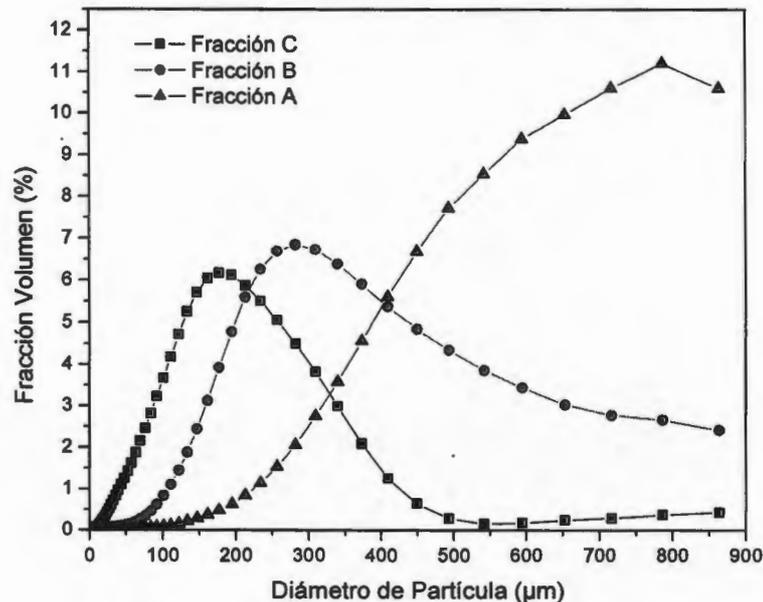


Figura 3.3. Distribución de los tamaños de partículas para el PP.

### 3.4. Impregnación de las fibras de Twaron con la matriz (PP) por el método de polvos.

Las fibras de Twaron fueron impregnadas aproximadamente con 90 % en peso de polipropileno, las preformas impregnadas fueron usadas para la construcción de laminados monocapa unidireccionales y siete tipos diferentes de celdas base.

El sistema de impregnación continua se mantuvo en funcionamiento por un periodo de hasta tres horas continuas impregnando sin presentar problemas.

En la Tabla 3.3 se muestra la cantidad de mechales de fibra que fueron impregnadas con el sistema continuo y cuales fueron sus aplicaciones.

**Tabla 3.3.** Cantidad de mechas de fibra impregnadas con el sistema continuo de impregnación por el método de polvos.

450 m de mechas de fibra impregnada		
Aplicación	Porcentaje (%)	Longitud (m)
Monocapa	24.03	108.14
Celdas Base	57.40	258.29
Pruebas preliminares	13.02	58.57
Desperdicio	5.55	25

### 3.5. Preparación de laminados monocapa y las celdas base.

#### 3.5.1. Moldeo de laminados.

Una parte clave de este proyecto fue la preparación de los multilaminados. La norma utilizada para la caracterización mecánica de estos no establece la manera en la que se deben preparar las muestras. Es por ello la importancia de la metodología empleada para el moldeo presentada la sección 2.6.1.1.

#### 3.5.2. El molde de acero inoxidable.

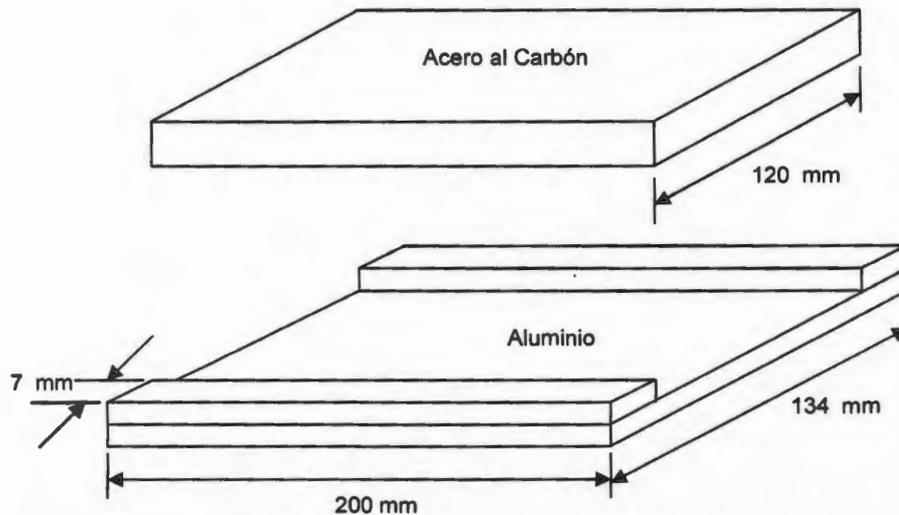
La etapa de moldeo (Sección 2.6.2), fue una de las más complejas, ya que el molde construido (Figura 2.6) no facilitaba el trabajo. Se realizaron más de veinticinco laminados, variando las condiciones de moldeo, para obtener los resultados deseados. En todos los casos las placas presentaron un acumulamiento de burbujas con una forma poco común (tenían de lóbulos múltiples) en varias zonas de la longitud de prueba (*gage length*).

#### 3.5.3. El molde de aluminio y de acero al carbón.

Para solucionar el problema de moldeo, se optó por construir un molde para laminar placas de 200 mm de largo por 120 mm de ancho sin *tabs* (Figura 3.4) y posteriormente laminarlos de nuevo en el molde de acero inoxidable para agregarle los *tabs*. Este nuevo molde fue construido con una placa de aluminio y otra de acero (al carbón). El molde fue forrado con papel aluminio.

Cuando se usó este segundo molde, se pudo observar que tanto su

calentamiento como su enfriamiento fueron mucho más rápidos que cuando se usaba el molde de acero inoxidable, lo que hizo mucho más sencillo el proceso de laminación.



**Figura 3.4.** Molde de aluminio y acero al carbón para preparar placas de 200 x 120 mm.

Los laminados con este molde condujeron a la observación de dos hechos importantes:

- Debido a que el aluminio y el acero al carbón tienen una conductividad térmica de 204 y 73 W/mk respectivamente, ambos son mucho mejores conductores de calor que el acero inoxidable que tiene un coeficiente de transferencia de calor de apenas 45 W/mk.
- El tiempo de calentamiento y el de enfriamiento del segundo molde es mucho más rápido que el de acero inoxidable (primer molde), y por lo tanto la menor transferencia de calor en el primer molde permite la permanencia de burbujas atrapadas en la matriz, ya que se comporta como un líquido muy viscoso cuando se encuentra a bajas temperaturas.

Las pruebas realizadas con el molde de aluminio y acero al carbón permitieron conocer el comportamiento del primer molde. De esta manera el problema ocasionado por la formación de burbujas en las placas laminadas fue

solucionado forrando el molde de acero inoxidable con papel aluminio, ayudando a una mejor transferencia de calor en el molde.

### 3.6. Microscopía.

#### 3.6.1. Microscopía Óptica.

La luz polarizada y campo oscuro en el microscopio óptico demostraron que los bordes de los laminados unidireccionales y las celdas base pulidas con lijas numero 1000 no contenian burbujas ni rayaduras (producidas por el pulido), que hayan ocasionado zonas de concentración de esfuerzos y que promovieran la falla prematura de los laminados (Figura 3.5).

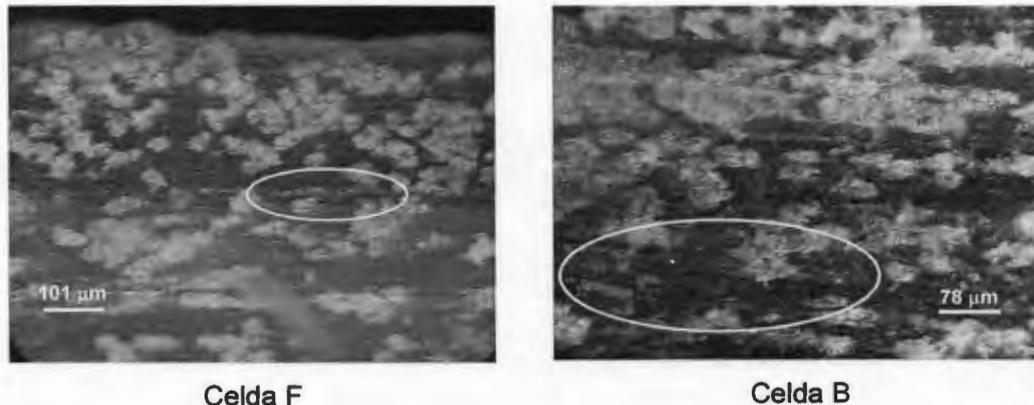
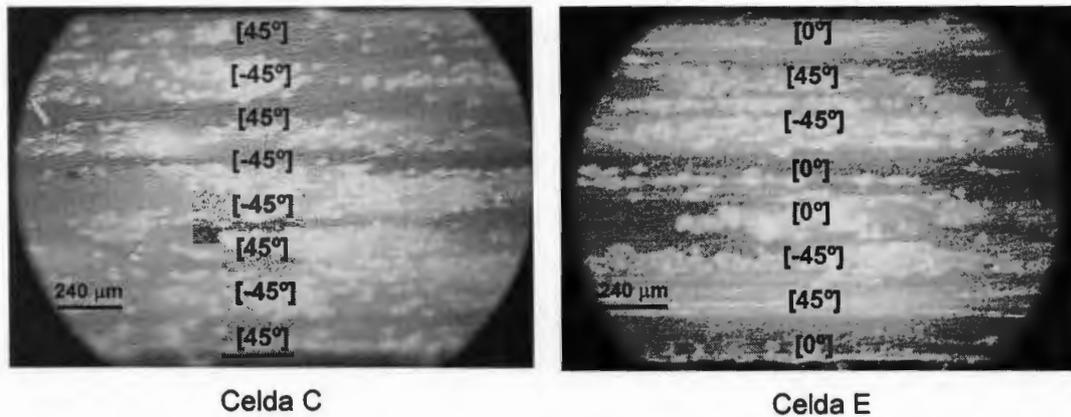


Figura 3.5. Micrografía del borde de celdas base F y B.

En la Figura 3.5 se observan zonas que aparentemente contienen microgrietas formadas por la cinta de corte usada para obtener las probetas (sección 2.6.3). Sin embargo, las muestras fueron pulidas posteriormente con lija número 2000 y analizadas usando campo claro y luz polarizada en el microscopio óptico. Las micrografías de los bordes de los laminados permitieron observar la ausencia de microfisuras causadas por el corte de las probetas (Figura 3.6).

Además las muestras pulidas con lija número 2000 (Figura 3.6) permiten apreciar más claramente la orientación de las fibras contenidas en la matriz de las celdas base, por ejemplo la celda C que contiene ocho capas orientadas a

$\pm 45^\circ$  y la celda E que contiene ocho capas orientadas a  $0^\circ$  y  $\pm 45^\circ$ .

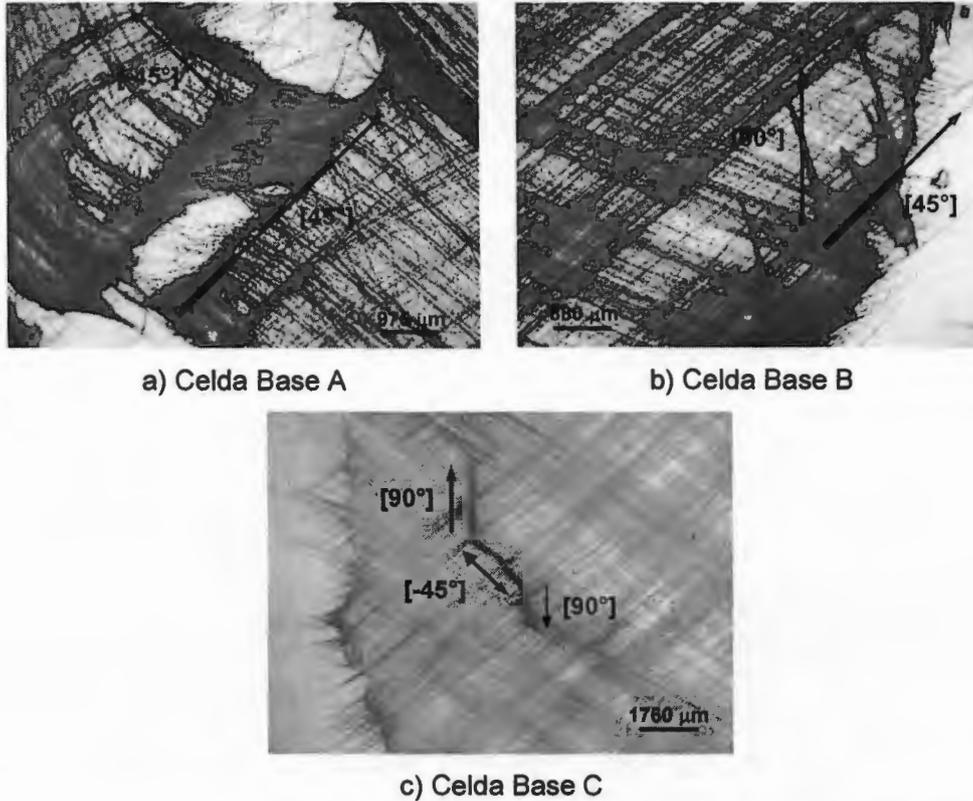


**Figura 3.6.** Micrografía de los bordes de las celdas base C y E. Se observan las capas de fibras de refuerzo en el laminado.

### 3.6.2. Microscopía Estereoscópica.

Con las fotografías tomadas con el microscopio estereoscópico se comprobó que la forma de la fractura para cada tipo de celda base fue influenciada por la orientación de las fibras, ya que la forma de la falla para un laminado que contiene sólo capas a  $\pm 45^\circ$  (A, B y C) fue diferente al de una celda que contiene capas a  $0^\circ$  (D, E, F y G).

Las celdas base que solo contienen capas a  $\pm 45^\circ$  (Figura 3.7), permitieron observar que la fractura no mantiene una sola dirección, la falla se propaga siguiendo la orientación de las fibras de refuerzo ( $+45^\circ$  y  $-45^\circ$ ). Se cree que la falla se propagó en las interfaces fibra-matriz que fueron las zonas más débiles del material. Las fibras a  $\pm 45^\circ$  desvían la propagación de la grieta retardando la falla del material y por consiguiente ocasionan que se pueda deformar más.

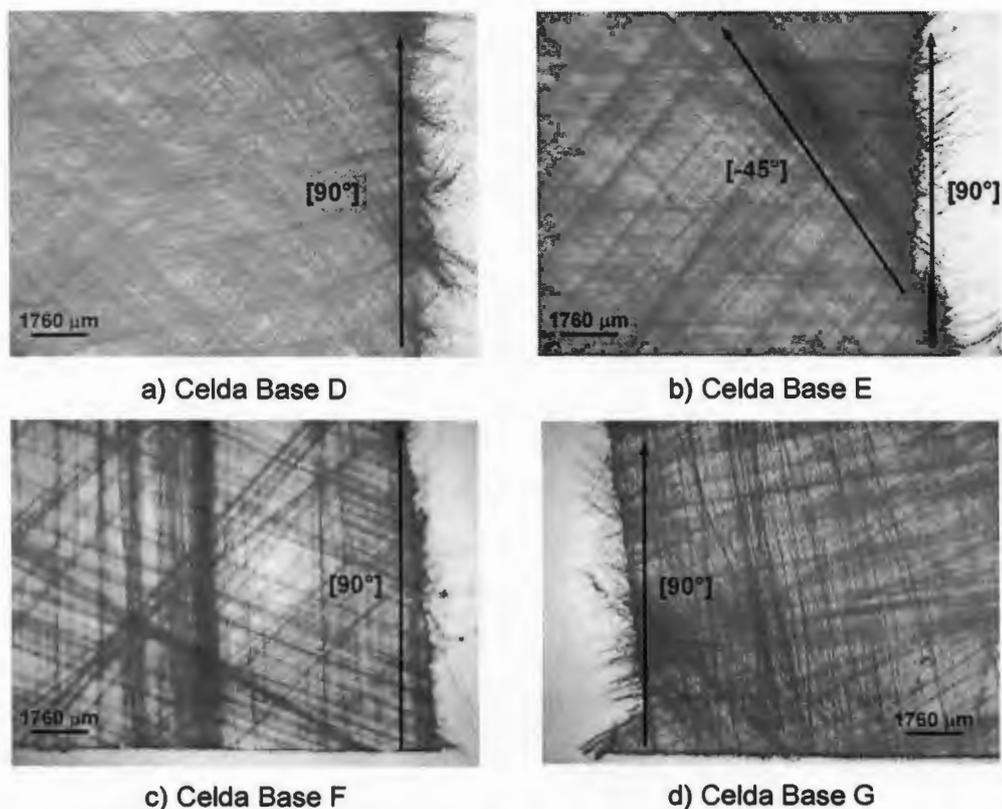


**Figura 3.7.** Fotografías estereoscópicas de celdas base con capas solo a  $45^\circ$ . La forma de la fractura no mantiene una línea recta, sino que es desviada hacia la orientación de la fibra ( $\pm 45^\circ$ ).

Al observar la forma de la fractura de las celdas que contienen capas a  $0^\circ$  (celdas base D,E,F y G) se comprobó que la fractura mantiene una trayectoria casi lineal.

Las Figura 3.8a y b (celdas D y E), presentan una forma de falla similar a la que ocurre en las Figura 3.8c y d (celda F y G), a pesar de que las ultimas contienen capas a  $90^\circ$ . Esto indica que la forma de la falla es dominada por la presencia de las fibras a  $0^\circ$ , ya que estas proporcionan la rigidez al laminado y por lo tanto una falla de forma fragil.

En la Figura 3.8b se observa una fractura en dirección de las fibras a  $45^\circ$ . Sin embargo, la influencia de las fibras a  $0^\circ$  es más fuerte por lo que la probeta falla como los laminados monocapa a  $0^\circ$ .



**Figura 3.8.** Fotografías estereoscópicas de celdas base con capas a  $0^\circ$  y  $\pm 45^\circ$  (D y E) y  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  y  $90^\circ$  (F y G). La forma de la fractura es casi una línea recta.

### 3.7. Extracción soxhlet.

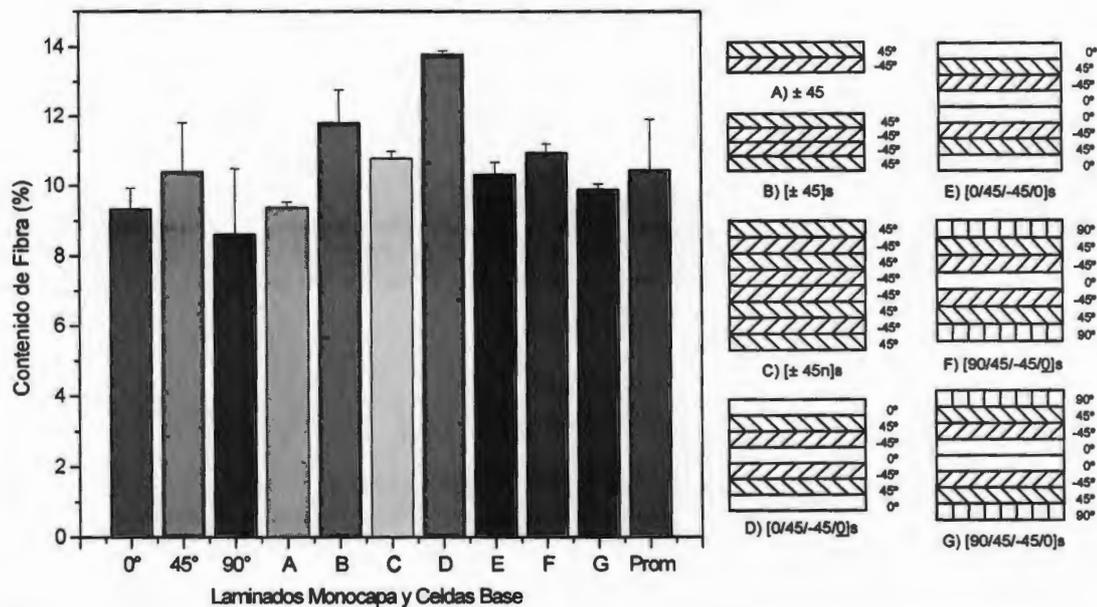
El tiempo de reflujo en el equipo soxhlet para cada tipo de laminado fue diferente ya que tenían diferente número de capas. Además los de mayor número de capas saturaban rápidamente el xileno, ya que tenían mayor cantidad de polipropileno presente (Tabla 3.4).

**Tabla 3.4.** Tiempo de reflujo de las muestras en el equipo soxhlet.

Laminado	No. de capas	Tiempo de reflujo (hrs)
Monocapa a $0^\circ$ , $45^\circ$ y $90^\circ$	1	12
Celda base A	2	20-24
Celda base B	4	26-30
Celdas base D y F	7	40
Celdas base C, E y G	8	48

El porcentaje en peso del contenido de fibra en los laminados se puede observar en la Figura 3.9.

En los laminados monocapa se pudo observar que el contenido de fibra estuvo alrededor del 10 %. Los laminados a 45° tuvieron el más alto contenido de fibras (10.5 %), mientras que los laminados con fibras orientadas a 90° reportaron los valores mas bajos (8.5 %). Lo anterior se debió principalmente a que fue difícil controlar el flujo del material en el interior del molde durante el proceso de moldeo de los laminados a 90°, ya que el flujo de la matriz arrastra y dispersa las fibras, reduciendo el volumen de éstas en el área de trabajo.



**Figura 3.9.** Contenido de fibra en los laminados monocapa y multicapa (Celdas Base). La barra indicada como "prom" es el promedio de todos los laminados.

Las celdas base con capas de fibras cruzadas orientadas a  $\pm 45^\circ$  (*angle ply*), alcanzaron un contenido de fibra del 12 % en las celdas base B y un mínimo de 9 % en las celdas base A (Figura 3.9), lo cual influye a las propiedades mecánicas por lo que se debe tomar en cuenta sobre el promedio.

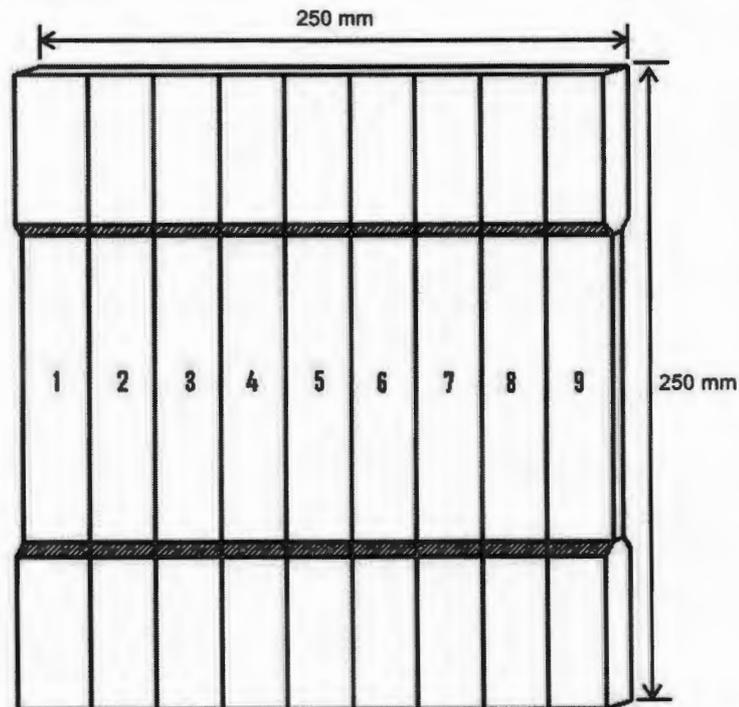
Las celdas base D y E con capas de fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$  y a  $0^\circ$  tuvieron un contenido promedio de fibra de casi 14 % en la celda D, contra un 10.5 % en la celda E (Figura 3.9). Esta variación en el porcentaje del contenido de fibras se

debió principalmente a dos motivos: pérdidas de material en el molde y variación en el porcentaje de impregnación de las preformas usadas en el proceso de llenado del molde antes de laminar.

Las celdas base F y G contienen fibras orientadas a  $90^\circ$  en las capas más externas, en ellas se observó un patrón similar al de las celdas D y E, ya que la celda F reportó un contenido de fibras promedio de aproximadamente 11 %, en tanto que la celda G reportó un contenido promedio del 10 % (Figura 3.9). Sin embargo, la diferencia no es tan marcada como en el caso de D y E.

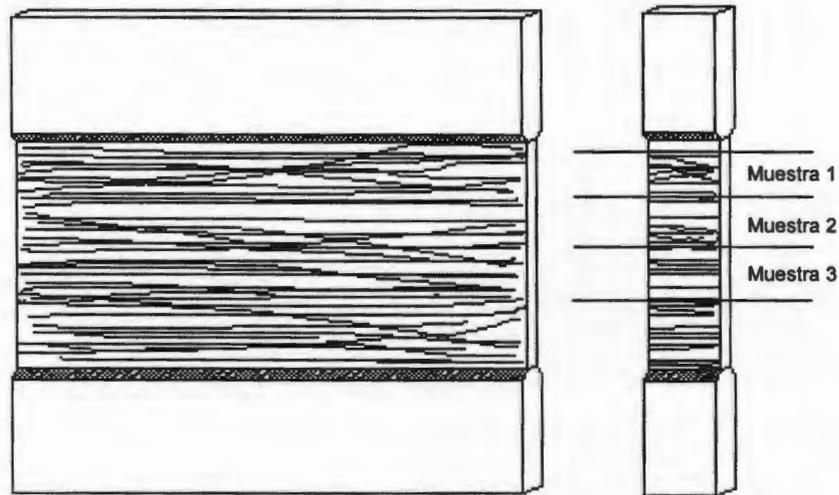
El contenido de fibras (porcentaje en peso) varió en algunas muestras del mismo laminado, probablemente debido a los siguientes factores:

1.- Se tomaron muestras ubicadas en las cercanías de los bordes de la placa laminada de 250 x 250 mm (Figura 3.10), en las cuales no se puede controlar bien el contenido de las fibras, debido al flujo de la matriz en las orillas fuera del molde durante el proceso de laminación. Por lo tanto, las probetas más cercanas al borde (1 y 9 en la Figura 3.10), son propensas a tener un contenido menor de fibras.



**Figura 3.10.** Representación de una placa laminada de 250 x 250 mm, de donde son cortadas las probetas para la prueba de tensión.

2.- El flujo de la matriz en el interior del molde fue difícil de evitar especialmente en las placas laminadas con fibras orientadas a  $90^\circ$ , por lo que las fibras se dispersaron provocando que no se distribuyesen uniformemente en todo el laminado. De tal manera, que si se cortan tres muestras de la probeta, como se muestra en el modelo de la Figura 3.11, se puede observar a simple vista que la muestra 1 contiene un mayor porcentaje en peso de fibras que las muestras 2 y 3, siendo este fenómeno completamente al azar.



**Figura 3.11.** Representación de una placa laminada con fibras orientadas a  $90^\circ$ , y probeta a tensión que muestra una distribución no uniforme de las fibras debido al flujo de la matriz durante el proceso de laminación.

### 3.8. Caracterización mecánica.

#### 3.8.1. Laminados monocapa.

El comportamiento mecánico de los laminados monocapa a  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  y  $45^\circ$ , fue regido por las características mecánicas del refuerzo, ya que, en lo que respecta al módulo ( $E$ ) y el esfuerzo máximo ( $\sigma_u$ ), presentaron una fuerte dependencia a la orientación de las fibras, siendo las probetas con las fibras a  $0^\circ$  las que tuvieron los valores más altos, seguidas por las de fibras a  $45^\circ$  y por último las que las tienen a  $90^\circ$  (Figura 3.12).

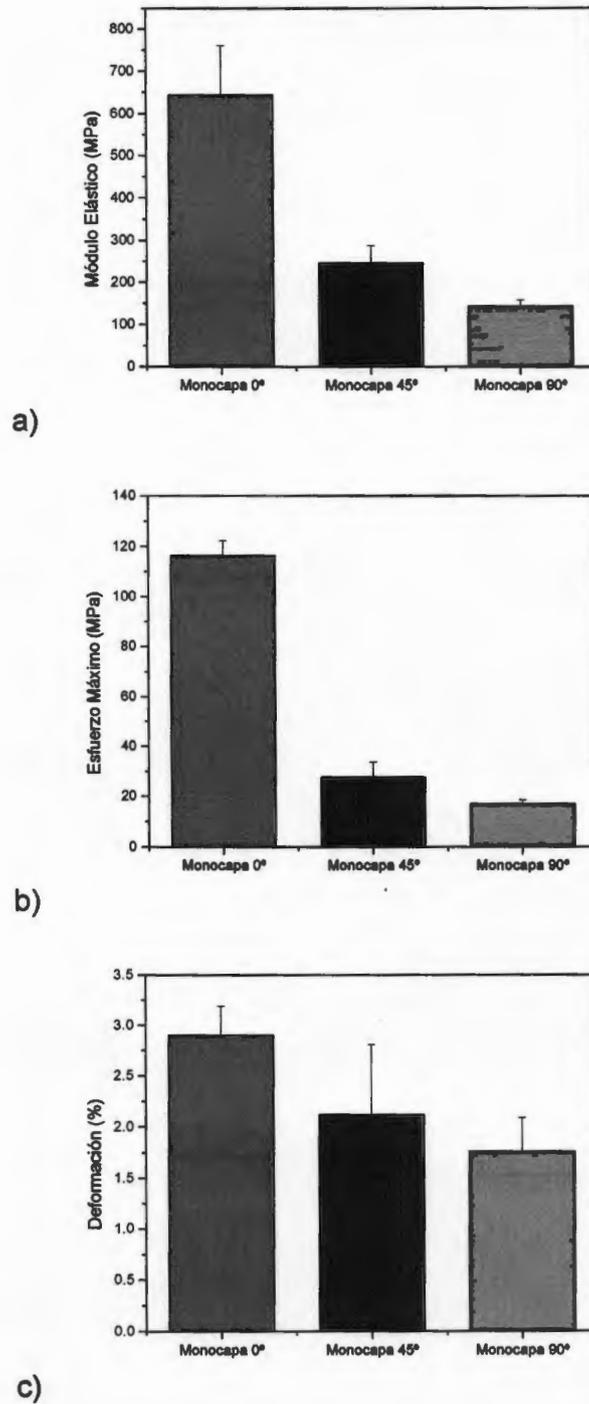
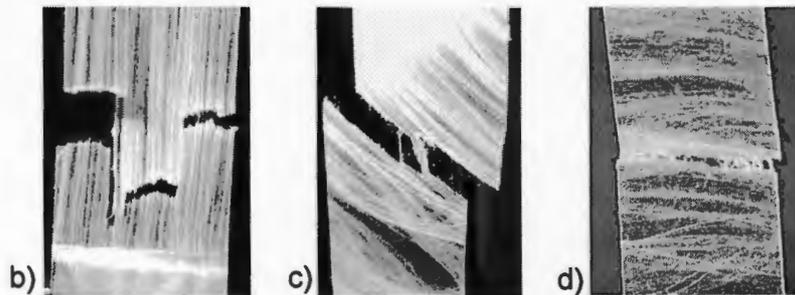
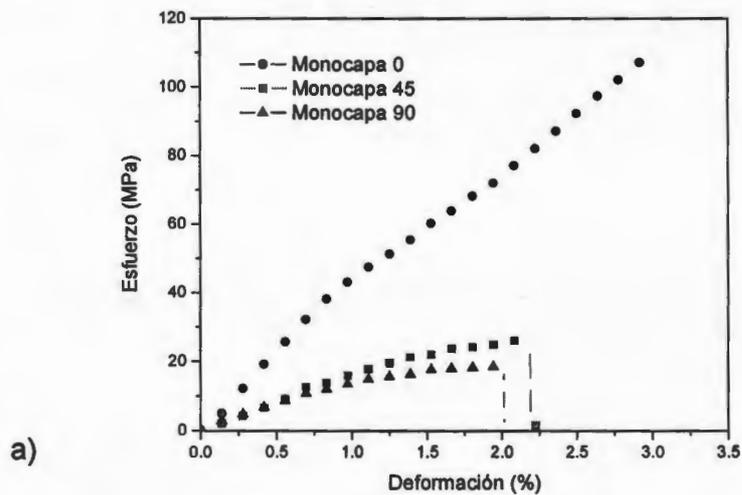


Figura 3.12. Propiedades mecánicas a tensión de los especímenes monocapa a 0°, 45° y 90°. a) Módulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.

En cuanto a la deformación al esfuerzo máximo ( $\epsilon_{II}$ ), las probetas con fibras orientadas a  $0^\circ$  tuvieron una deformación de aproximadamente 3 % (Figura 3.12c y Figura 3.13a), lo que significa que las deformaciones fueron controladas completamente por las fibras de Twaron, cuya deformación máxima es aproximadamente 3 %. Asimismo, los especímenes a  $0^\circ$  mostraron un mayor nivel de reforzamiento que los especímenes a  $45^\circ$  y  $90^\circ$ , debido a que en este caso la fibra es la que resiste directamente la carga, en tanto que en los especímenes a  $45^\circ$  y  $90^\circ$  la interfase fibra-matriz es la que resiste directamente la carga. La fractura observada (Figura 3.13b) en los materiales compuestos laminados con fibras a  $0^\circ$  corresponde al modo I de falla, en el que los esfuerzos normales actúan perpendicularmente al plano en el que se inicia la grieta [21, 29].



**Figura 3.13.** Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de laminados monocapa reforzados a  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$ ; y la forma de la falla correspondiente, b)  $0^\circ$ , c)  $45^\circ$  y d)  $90^\circ$ .

Las probetas con fibras orientadas a  $45^\circ$  tuvieron una deformación máxima de aproximadamente 2.2 % (Figura 3.13a), la cual es aun menor que la deformación máxima del Twaron (3 %). Este comportamiento es típico de los materiales compuestos laminados con fibras orientadas a un ángulo respecto a la dirección de la carga (*angle ply*), ya que presentan una combinación de esfuerzos normales actuando en la dirección perpendicular (modo I de falla) y esfuerzos cortantes paralelos a las fibras (modo II de falla) [12, 13]. Esto origina una grieta prematura en la dirección de la fibra (Figura 3.13c) a causa de la falla de la interfase fibra-matriz [6, 30].

Las probetas con fibras orientadas a  $90^\circ$  tuvieron una deformación máxima de aproximadamente 2 %. En estas probetas las fibras actuaron prácticamente como relleno más que como refuerzo, y en lugar de contribuir a mejorar las propiedades mecánicas del material compuesto, propiciaron que estas disminuyeran. En un principio se esperaba que el material fluyera y la deformación de las probetas fuera cercana a la del polipropileno. Sin embargo, no fue así ya que se generaron zonas de concentración de esfuerzos en la interfase entre las fibras y la matriz, motivo por el cual estas probetas tuvieron una falla prematura. Este tipo de espécimen, al igual que los reforzados con fibras a  $0^\circ$ , presentó el modo I de falla, solo que en este caso los esfuerzos normales perpendiculares actuaron completamente en la interfase fibra-matriz y no en las fibras (Figura 3.13d).

Como se puede apreciar en las Figura 3.13b y 3.13c, solamente los especímenes con fibras orientadas a  $0^\circ$  reportaron una ruptura instantánea o catastrófica, ya que en ellos su comportamiento fue regido por la ruptura de las fibras a diferencia de los otros dos materiales ( $45^\circ$  y  $90^\circ$ ), en los que su comportamiento estuvo regido desde un principio por la resistencia de la matriz y la interfase.

### 3.8.2. Celdas base A, B y C.

Estas celdas (Figura 2.5) representan un escalamiento en una dimensión (espesor), manteniendo constantes las dimensiones en el plano (ancho y largo). La celda base A estaba constituida por dos capas de fibras, una orientada a

45° y otra a -45°, mientras que la celda base B tenía cuatro capas de fibras, dos a 45° y dos a -45° intercaladas. Por su parte, la celda base C tenía ocho capas de fibras, cuatro a 45° y cuatro a -45° intercaladas. Estos dos últimos especímenes son balanceados y simétricos, en tanto que el espécimen A es solamente simétrico.

Las celdas base A y B reportaron módulos (E) y esfuerzos máximos ( $\sigma_u$ ) más altos y deformaciones máximas más bajas (cerca al 6 %) que los de la celda base C (Figura 3.14), lo que probablemente se debió a que en las celdas base A y B, la carga se distribuye en las capas de fibras y estas tienden a alinearse en la dirección de la carga aplicada, debido a la influencia combinada de los esfuerzos normales y los esfuerzos cortantes en el plano. Es decir, las fibras tienden a un comportamiento similar al de los laminados unidireccionales con fibras orientadas a 45° (combinación de modo de falla I y II), solamente que la falla no se origina de una manera prematura, debido al balanceo que proporcionan las capas de fibras orientadas a -45°. Dicho balanceo tiende a contrarrestar los esfuerzos cortantes en el plano, haciendo que el sistema falle casi completamente por el modo I, lo que probablemente ocasiona que las fibras tiendan a orientarse en la dirección de la carga, comportándose como si se tratara de fibras cortas con una tendencia a fluir a 0°. Es decir, presentan el efecto tijera (*scissoring*) debido a la similitud con el movimiento de éstas.

La celda base C, tiene un comportamiento diferente a las celdas base A y B (Figura 3.14 y Figura 3.15), ya que contiene una gran cantidad de matriz y fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$ , lo que hace que las fibras de las capas más internas no presenten un efecto tijera tan marcado, manteniendo de esa manera su orientación inicial ( $\pm 45^\circ$ ); ocasionando que los esfuerzos cortantes sean contrarrestados principalmente en las capas balanceadas del centro del laminado.

En la celda base C se observó una gran deformación a la ruptura (aproximadamente 12 %), probablemente a causa de una mejor distribución de la carga en las capas (este espécimen tiene ocho capas, dos y cuatro veces más que A y B respectivamente).

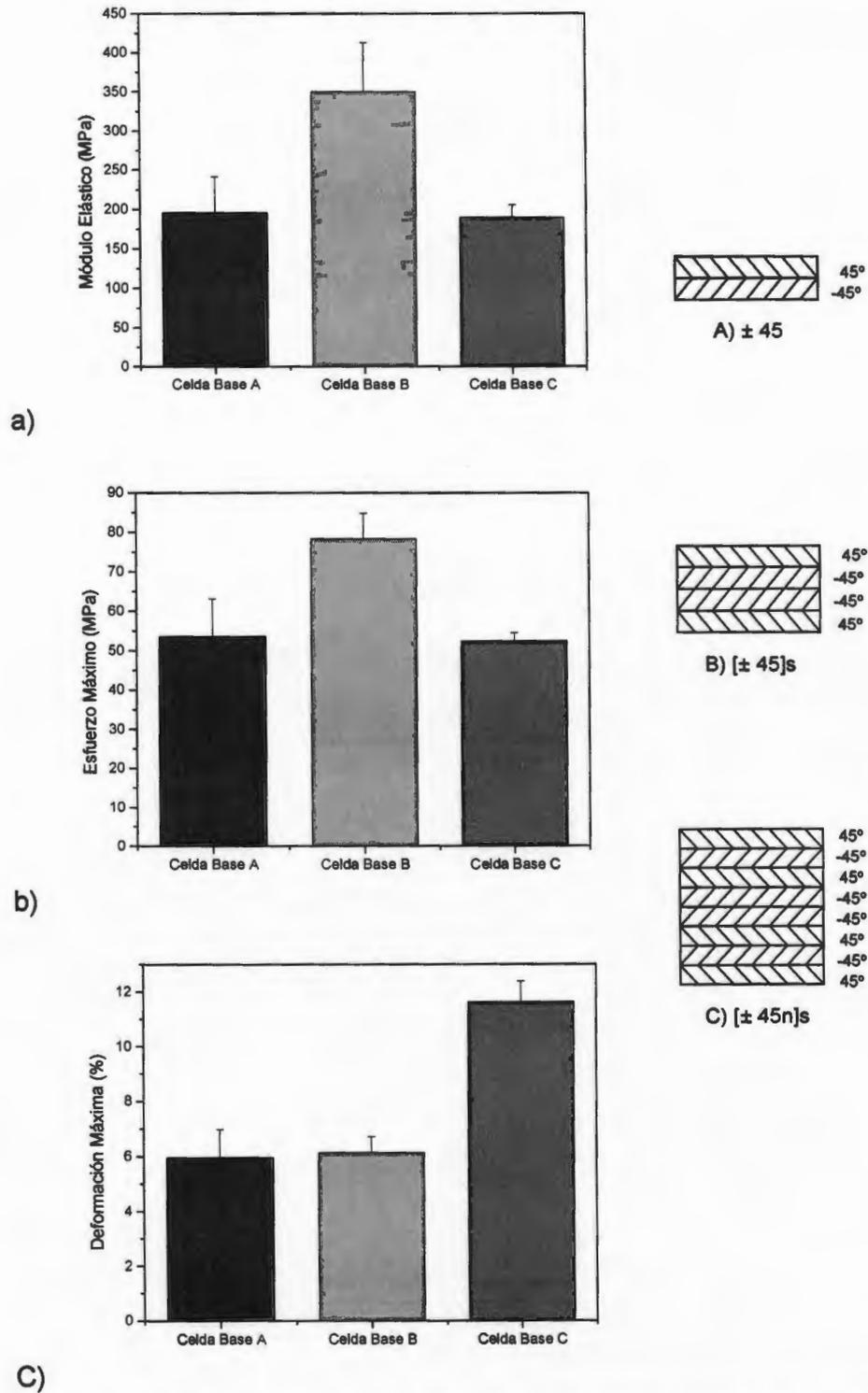


Figura 3.14. Propiedades mecánicas a tensión de las celdas base A, B, y C. a) Modulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.

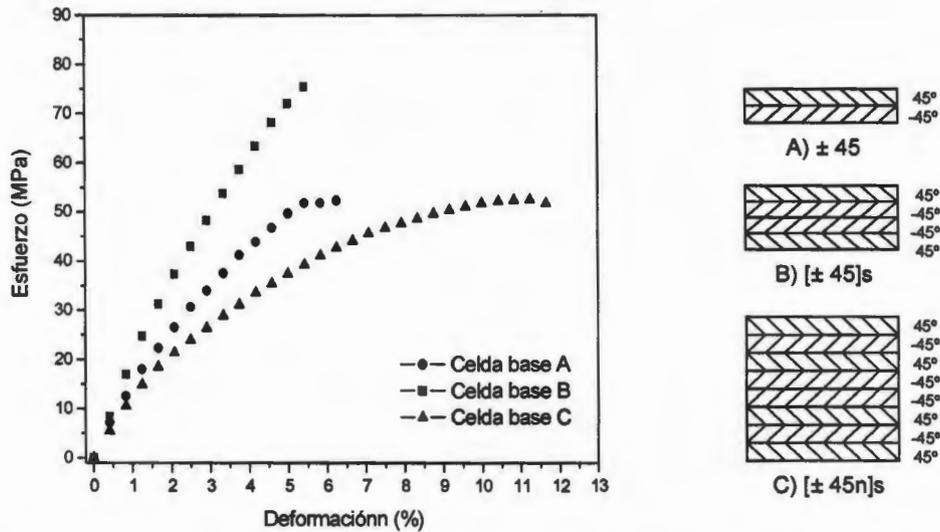


Figura 3.15. Curvas esfuerzo-deformación a tensión de las celdas base A, B, y C.

Al aplicar la carga a tensión, las fibras de las capas externas tienden a orientarse en la dirección hacia donde la carga es aplicada (similar a lo ocurrido en A y B). Sin embargo, su deformación está restringida por las fibras de las capas internas, las cuales no presentan el efecto tijera tan marcadamente. Lo que probablemente sucedió en las capas internas es que la interfase fibra-matriz falló y en ciertas zonas ricas en matriz se generaron grietas que se propagaron lentamente ya que las fibras desvían su dirección evitando que el material falle catastróficamente antes del 12 % de deformación.

Las curvas esfuerzo-deformación de la Figura 3.15 muestran que mientras menor es el número de capas balanceadas, el sistema tiende a hacerse más rígido. La primera grieta en los laminados multicapa, según lo reportado en trabajos previos para sistemas termofijos [6] se origina en las capas externas y posteriormente en las del centro del laminado, debido a que estas capas no se encuentran balanceadas. En base a estas ideas, se puede deducir que la celda base A presenta un comportamiento más rígido que C a causa del efecto tijera, pero su falla ocurre debido a las grietas que se generan en su superficie. La celda base B tiene dos capas más, en este sistema se generan también grietas en el centro del laminado debido al desbalanceo ( $45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ$ ). Este es un sistema más rígido en donde las grietas viajan desde la superficie y el centro del laminado generando una falla temprana. La celda base C, contiene ocho

capas de fibras ( $45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ$ ); por lo tanto, en este sistema las grietas en las capas externas y en las capas internas ( $-45^\circ/-45^\circ$ ) deben viajar a través de un número mayor de capas balanceadas, lo que ocasiona que en este sistema las grietas tarden mucho más en unirse, y por lo tanto la probeta se pueda deformar más antes de su falla.

### 3.8.3. Celdas base D y E.

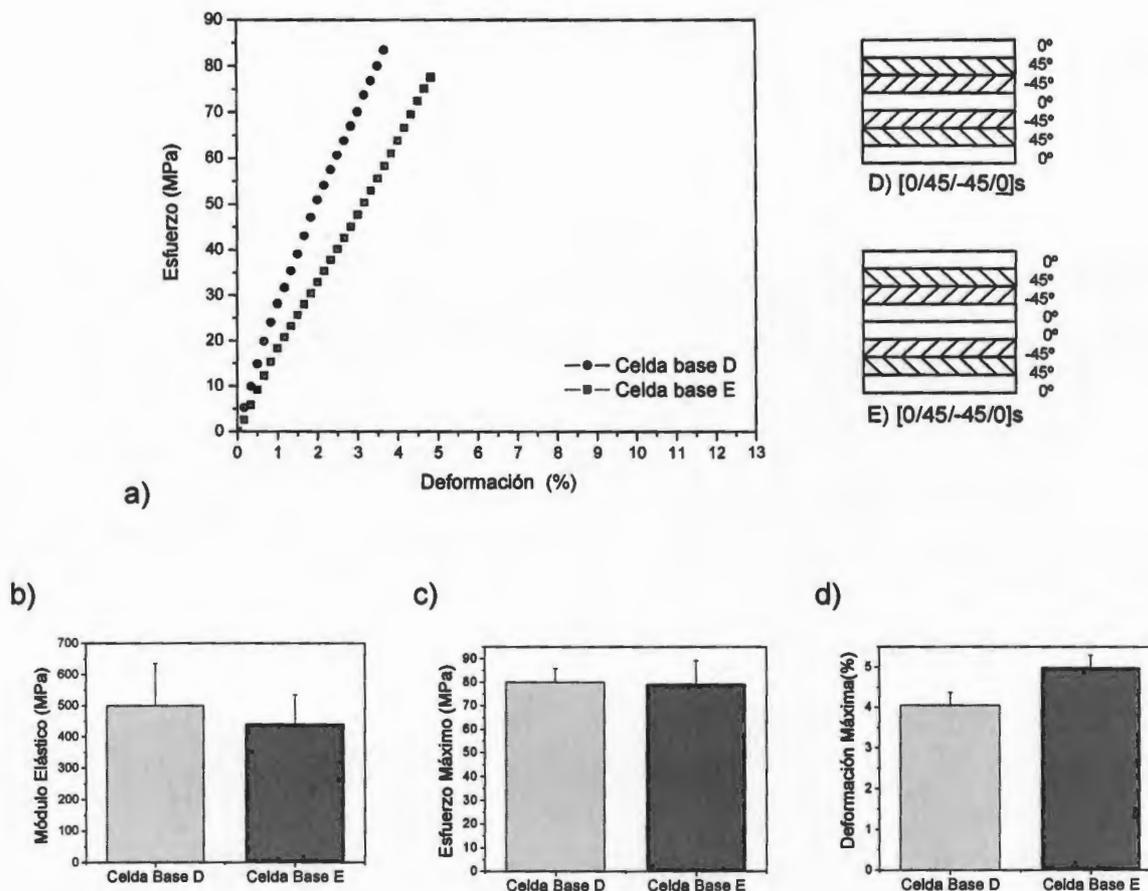
La celda base D a pesar de tener sólo siete capas, reportó valores relativamente mayores de módulo (E) y esfuerzo máximo ( $\sigma_u$ ) que la celda base E (Figura 3.16).

En un principio se esperaba que la celda E reportara mejores propiedades mecánicas que la celda D, debido a que esta última cuenta con una capa menos a  $0^\circ$ . Sin embargo, una vez que estas celdas fueron caracterizadas mecánicamente, se pudo observar que no fue exactamente así. Se cree que la celda E, debido a su contenido de capas a  $0^\circ$  (cuatro capas a  $0^\circ$ ), que es mayor respecto a la celda D (tres capas a  $0^\circ$ ), su comportamiento es más rígido y propenso al crecimiento de las grietas. Sin embargo, debido a que el contenido de capas a  $\pm 45^\circ$  es el mismo en ambas celdas (cuatro capas a  $\pm 45^\circ$ ), el comportamiento mecánico de la celda base E es similar al de la celda base D (Figura 3.16), ya que estas capas son las que evitan la propagación de las grietas aumentando la tenacidad de la celda.

Cuando se aplica la carga en las celdas E, las fibras orientadas a  $0^\circ$  son las que soportan la carga, pero cuando se origina la fisura en el centro del laminado, esta crece fracturando las capas a  $0^\circ$  y la carga es soportada en gran parte por las fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$  que todavía no fallan. Sin embargo, el material compuesto ya posee una fisura que lo debilita.

La resistencia de la celda base D es parecida a la de la celda base E debido a dos características. La primera es que tiene un contenido en peso de fibras (ver sección 3.6) algo mayor que la celda E. En segundo lugar la celda D sólo tiene una capa a  $0^\circ$  en el centro, por lo que proporcionalmente las capas orientadas a  $45^\circ$  dominan el comportamiento mecánico, por lo tanto es menos rígida, ocasionando que las grietas no se propaguen de forma prematura (Figura 3.16),

ya que buena parte de la carga aplicada es distribuida principalmente por las fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$ . Por otra parte, las fibras orientadas a  $0^\circ$  en la superficie evitan la rotación de las capas a  $45^\circ$  y  $-45^\circ$  balanceando tanto los esfuerzos normales a tensión, como los esfuerzos cortantes en el plano.

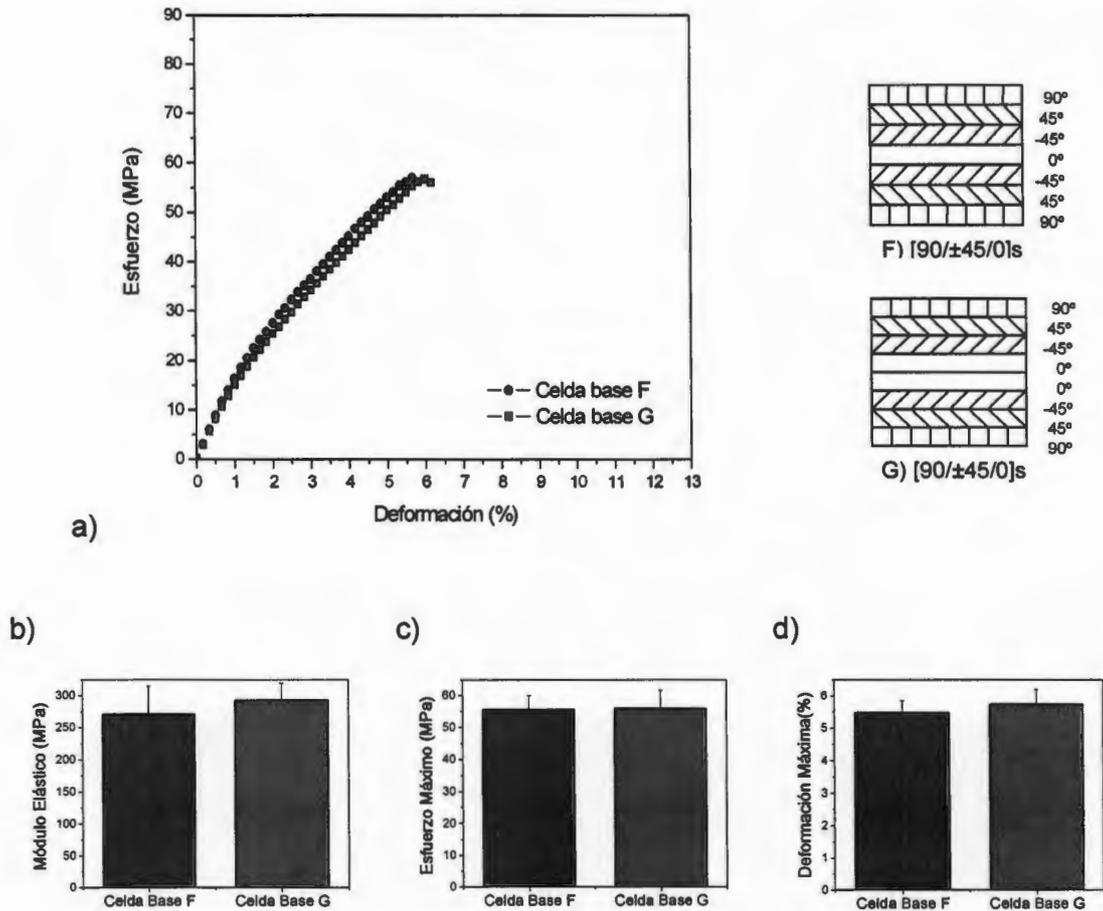


**Figura 3.16.** Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de las celdas base D y E, y sus propiedades mecánicas: b) Módulo elástico, c) esfuerzo máximo, d) deformación máxima.

#### 3.8.4. Celdas base F y G.

Estas celdas fueron laminadas con el propósito de reducir la posibilidad de formación de la primer grieta en la superficie del laminado. Se esperaba que las capas con fibras orientadas a  $90^\circ$  en la superficie de las celdas base fluyeran con la carga aplicada y de esta forma se evitara la propagación de las grietas que ocasionan la falla del laminado. Sin embargo, los resultados demostraron que estas capas no se comportaron como se esperaba. Por el contrario, presentaron concentraciones de esfuerzos alrededor de las fibras, lo que ocasionó que soportaran una menor carga (Figura 3.17), ya que la interfase fibra-matriz falló en la superficie del laminado, lo que hizo que la carga aplicada sea distribuida entre las capas restantes de  $45^\circ$  y  $0^\circ$ . Esto significa que en las celdas base F y G prácticamente se tenían 5 y 6 capas de fibras soportando la carga, respectivamente.

Las celdas base F y G presentaron un comportamiento similar a las D y E, ya que la celda F (siete capas) que tiene una sola capa de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el centro del laminado, reportó esfuerzos máximos similares a los de la celda base G (ocho capas) que tienen dos capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el centro. Nuevamente, el menor contenido de capas a  $0^\circ$  permite un mejor balanceo y distribución de la carga en las capas  $\pm 45^\circ$  que proporcionalmente son dominantes. Sin embargo, el comportamiento mecánico entre ellas (celdas F y G) es prácticamente idéntico, muy probablemente a causa de las capas a  $90^\circ$  que controlan la falla y al contenido en peso de fibras, ya que la celda F, con una sola capa a  $0^\circ$  en el centro, presentó un contenido de fibra de casi un 10 % mayor al de la celda G que tiene dos capas a  $0^\circ$  en el centro.



**Figura 3.17.** Curvas esfuerzo-deformación a tensión a) de las celdas base F y G, y sus propiedades mecánicas: b) Módulo elástico, c) esfuerzo máximo y d) deformación máxima.

### 3.8.5. Relación entre los laminados monocapa y las celdas base.

Al comparar los resultados de las pruebas mecánicas de los laminados monocapa a  $45^\circ$  (Figura 3.18) con los de las celdas con capas orientadas a la misma dirección (A, B, C), se puede observar que el laminado monocapa a  $45^\circ$  no presenta mucha resistencia, ya que la carga aplicada es soportada por las fibras y la interfase fibra-matriz, presentando una combinación entre los modos de falla I y II. Por otro lado, en las celdas base se presenta una buena distribución de la carga debido a que están balanceadas, minimizando el modo de falla II conforme se aumenta el número de capas, contrarrestando los esfuerzos cortantes en el plano y evitando que se propague rápidamente la

falla, lo que conduce a una mayor deformación (Figura 3.18c) [12, 13].

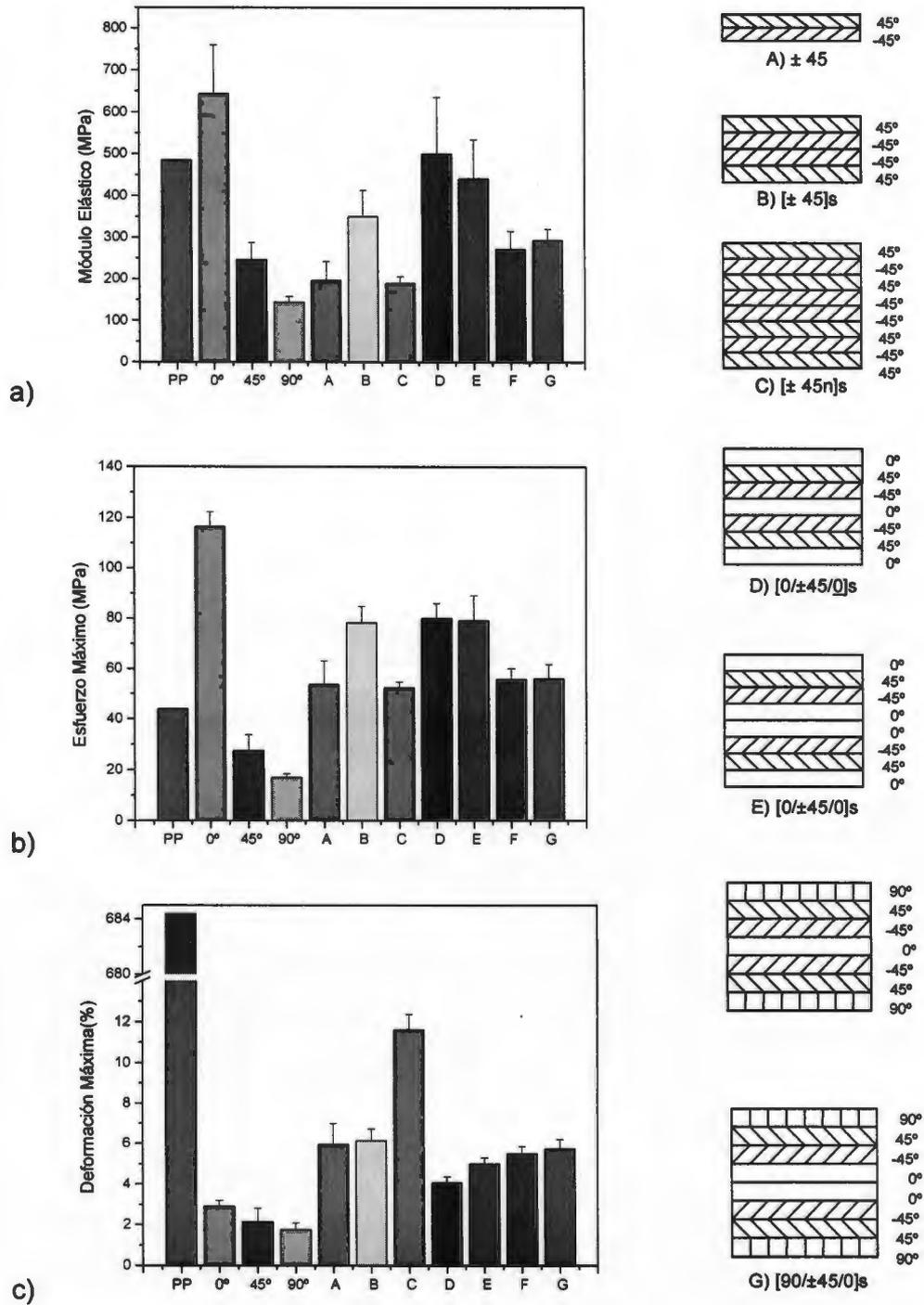


Figura 3.18. Propiedades mecánicas a tensión de los especímenes monocapa y las celdas base. a) Módulo elástico, b) esfuerzo máximo y c) deformación máxima.

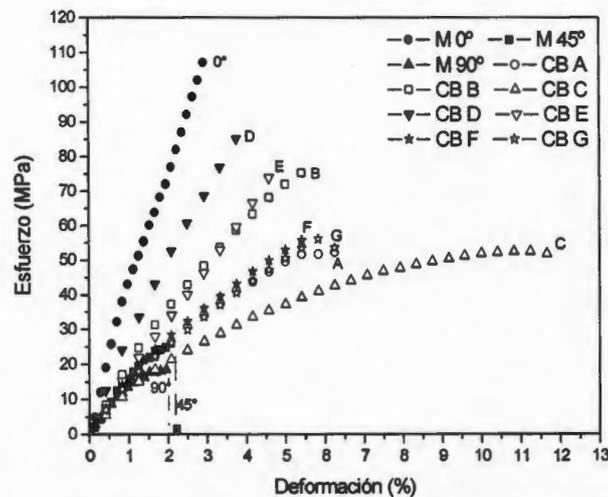
Cuando se analizan las celdas base que contenían capas de fibras orientadas a  $90^\circ$  en la superficie de los laminados (F y G), se observó que como en los especímenes monocapa con fibras orientadas a  $90^\circ$ , las fibras solo actúan como relleno, disminuyendo las propiedades mecánicas del material debido a la concentración de esfuerzos generados en la interfase fibra-matriz. La falla crece prematuramente y el polipropileno tiene una baja posibilidad de fluir. Como se observa en la Figura 3.18a, las celdas base F y G presentaron una reducción en el esfuerzo máximo respecto a las celdas base D y E. Sin embargo, las propiedades mecánicas no fueron del todo malas, ya que el nivel de reforzamiento fue relativamente mayor que al observado en las celdas A y C (Figura 3.18b). De igual manera, se observó que la deformación fue mayor que las celdas D y E (Figura 3.18c), lo que demuestra que su comportamiento mecánico estuvo principalmente controlado no solo por las capas a  $\pm 45^\circ$ , sino también por el flujo parcial del polipropileno en las capas externas a  $90^\circ$ . De tal manera que estas capas sí contribuyeron a la reducción de la propagación de las fisuras superficiales, retardando la falla del material, aunque su contribución a la resistencia del material es marginal.

Las celdas D y E presentaron cierta relación con los especímenes monocapa con fibras orientadas a  $0^\circ$  en cuanto a su rigidez, ya que presentaron alta resistencia y poca deformación. Estos especímenes alcanzaron una deformación máxima promedio de 4 %. Estadísticamente fueron las celdas más cercanas a la deformación de los especímenes monocapa con fibras a  $0^\circ$  (3 %), lo que indica que las capas a  $45^\circ$  contrarrestan la falla catastrófica del laminado después de que las capas a  $0^\circ$  han fallado.

Los especímenes F y G alcanzaron un 5.5 % de deformación máxima por encima del 3 % de los laminados monocapa con fibras a  $0^\circ$  (Figura 3.18), por lo que se cree que las capas de  $90^\circ$  influyeron en las propiedades mecánicas retardando la falla superficial del laminado. Un comportamiento similar ocurrió en los laminados monocapa con fibras a  $45^\circ$  y  $90^\circ$ , en los cuales cuando se presenta la falla no se desprenden completamente, a diferencia de los laminados a  $0^\circ$  que fallan catastróficamente (Figura 3.13).

En la Figura 3.19 se observa que el espécimen laminado con fibras a  $0^\circ$

presentó el comportamiento más rígido (el más parecido al comportamiento del Twaron) debido a que la carga aplicada es soportada principalmente por las fibras de refuerzo. De igual forma se puede ver que la celda base C es la que presentó la mayor deformación (12 %) debido a que las capas de fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$  presentaron el efecto tijera y desviaron las grietas retardando la falla. Los especímenes monocapa con fibras a  $45^\circ$  y  $90^\circ$  presentaron el nivel más bajo tanto en reforzamiento como en deformación, debido a que en estos especímenes la carga fue soportada principalmente por la interfase fibra-matriz.



**Figura 3.19.** Curvas esfuerzo-deformación a tensión de laminados monocapa a  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$  y celdas base A, B, C, D, E, F y G.

### 3.9. Modelado matemático de las propiedades mecánicas en los materiales compuestos.

El módulo elástico de los laminados fue determinado teóricamente mediante la ecuación 1.10 (regla de las mezclas):

$$E_1 = (1 - V_f)E_m + V_f E_f$$

donde:

E = Módulo de elasticidad del material compuesto.

$E_m$  = Módulo de la matriz de polipropileno = 484.35 MPa.

$E_f$  = Módulo de las fibras de twaron = 113.9 GPa.

$V_f$  = Fracción en volumen de las fibras.

$V_m = (1-V_f)$  Fracción en volumen de la matriz.

Los módulos elásticos de la fibra y la matriz fueron hallados experimentalmente en trabajos previos [31, 32].

Las fracciones en volumen de la fibra y la matriz se calcularon usando la ecuación 1.5, a partir de las densidades individuales y los porcentajes en peso de los materiales constituyentes:

$$V_f = \frac{M_f \rho_f^{-1}}{M_f \rho_f^{-1} + M_m \rho_m^{-1}} \quad \text{y} \quad V_m = 1 - V_f$$

donde:

Densidad de las fibras de Twaron =  $\rho_f = 1.44 \text{ g/cm}^3$

Densidad del Polipropileno =  $\rho_m = 0.910 \text{ g/cm}^3$

% en Masa de las fibras =  $\%M_f = 10\% = 0.1$

% en Masa de la matriz =  $\%M_m = 90\% = 0.9$

$V_f = 0.0656$

$V_m = 0.9344$

Suponiendo que las interfases fibra-matriz son perfectas se puede calcular el módulo elástico longitudinal del material compuesto con la ecuación 1.10:

$$E_1 = (0.9344)(484.35 \times 10^6) + (0.0656)(113.9 \times 10^9)$$

$$E_1 = 7924.42 \text{ MPa}$$

De igual manera que en el caso anterior, usando la ecuación 1.14 se puede calcular el módulo transversal teórico de los materiales compuestos.

$$E_2 = \left[ \frac{V_f}{E_f} + \frac{(1-V_f)}{E_m} \right]^{-1} = \left[ \frac{0.0656}{113.9 \times 10^9} + \frac{0.9344}{484.35 \times 10^6} \right]^{-1}$$

$$E_2 = 518.2 \text{ MPa}$$

Debido a la imprecisión de la ecuación anterior se tiene que recurrir a una expresión más exacta, para ello se toma la ecuación 1.15 conocida como la ecuación de Halpin-Tsai.

$$E_2 = \frac{E_m(1 + \xi\eta V_f)}{(1 - \eta V_f)}$$

donde  $\eta$  es el factor de corrección y  $\xi$  es el parámetro geométrico que depende de la forma y disposición de la fibra, que según estudios marcan un valor de 0.2 como una buena aproximación [5].

$$\eta = \frac{\left(\frac{E_f}{E_m} - 1\right)}{\left(\frac{E_f}{E_m} + \xi\right)} = \frac{\left(\frac{113.9 \times 10^9}{484.35 \times 10^6} - 1\right)}{\left(\frac{113.9 \times 10^9}{484.35 \times 10^6} + 0.2\right)} = 0.9949$$

$$E_2 = \frac{484.35 \times 10^6 [1 + (0.2)(0.9949)(0.0656)]}{[1 - (0.2)(0.0656)]}$$

$$E_2 = 497.2 \text{ MPa}$$

El esfuerzo máximo longitudinal se obtiene con la ecuación 1.8:

$$\sigma_1 = (1 - V_f)\sigma_{1m} + V_f\sigma_{1f}$$

donde:

$$\sigma_{1f} = \text{Esfuerzo máximo de la fibra de twaron} = 43.72 \times 10^6.$$

$$\sigma_{1m} = \text{Esfuerzo máximo del polopropileno} = 3.6 \times 10^9.$$

Los esfuerzos máximos de la fibra y la matriz fueron hallados experimentalmente en trabajos previos [31, 32].

$$\sigma_1 = (1 - V_f)\sigma_{1m} + V_f\sigma_{1f} = (0.9344)(43.72 \times 10^6) + (0.0656)(3.6 \times 10^9)$$

$$\sigma_1 = 277.01 \text{ MPa}$$

La deformación longitudinal en un material compuesto con fibras unidireccionales orientadas a  $0^\circ$ , puede ser calculada de acuerdo a la ecuación 1.7:

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_{1f} = \frac{\sigma_{1f}}{E_f} = \varepsilon_{1m} = \frac{\sigma_{1m}}{E_m}$$

en la que se supone que la interfase fibra-matriz es perfecta y por lo tanto la deformación longitudinal del material será igual tanto para la matriz como para la fibra.

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_{1f} = \frac{\sigma_{1f}}{E_f} = \frac{3.6 \times 10^9}{113.9 \times 10^9} = 0.0316 \times 100 = 3.16\%$$

### 3.9.1. Análisis y comparación de resultados.

Para el caso del laminado monocapa a 0° (ensayado mecánicamente en este trabajo), se observó que la rigidez fue superior al de la matriz. Sin embargo, respecto a la fibra fue baja.

El nivel de refuerzo alcanzado no se reflejó en el módulo elástico (Tabla 3.5), ya que solo fue aproximadamente un 30 % mayor al de la matriz. Sin embargo, si se logró un mayor esfuerzo máximo (casi 170 % mayor respecto al polipropileno) a pesar de la pobre adhesión interfacial de los componentes. El comportamiento mecánico del material obtenido estuvo controlado por las fibras las cuales tienen una baja deformación máxima.

Los resultados teóricos difieren de los resultados experimentales, debido a que en los cálculos realizados la interfase fibra-matriz se consideró perfecta. Sin embargo, en la realidad no es así, ya que la adhesión interfacial entre el polipropileno y las fibras de Twaron no fue buena. Los resultados correspondientes a la deformación máxima son similares teórica y experimentalmente, ya que el sistema es dominado principalmente por las fibras de refuerzo.

**Tabla 3.5.** Comparación de valores teóricos y experimentales de las propiedades mecánicas de un material compuesto.

Material	Módulo Elástico (MPa)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Deformación Máxima (%)
Fibra de Twaron	113900	3600	2.9
Polipropileno	484.35	43.72	684.4
Mat. Compuesto Teórico	7924.42	277.01	3.16
Mat. Compuesto Real	650	118	2.85

## CONCLUSIONES

El sistema actual de impregnación aporta un proceso más eficiente, con el cual se pueden obtener preformas para la preparación de laminados con mucha facilidad, logrando una mayor separación de las fibras y un funcionamiento por periodos de tiempo prolongados. Además, proporciona un mejor control de la temperatura en el horno evitando variaciones significativas que afectan la consolidación de la matriz en las fibras y evita que se quemem.

El tamaño óptimo de partícula de la matriz es el obtenido en el tamiz número 60, pues se asegura su permanencia en el lecho fluidizado con una nube de impregnación adecuada.

La preparación de los laminados requiere un buen control de la presión y la temperatura para evitar la formación de espacios vacíos.

El material del molde juega un papel importante en el proceso de laminado, ya que se requiere de una buena transferencia de calor para evitar la formación de burbujas en los laminados.

La fracción en peso de la fibra se determinó por extracción Soxhlet. El tiempo de extracción fue diferente para cada tipo de muestra dependiendo de su tamaño.

Debido a que la matriz fluye durante el proceso de laminación, el contenido de fibra varía según la orientación de la fibra, siendo la de  $90^\circ$  la menos controlada. Su contenido se encontró entre 9 y 14 %.

El módulo, el esfuerzo y la deformación son dependientes de la orientación de las fibras para los laminados monocapa y multicapa.

En los laminados monocapa, los orientados a  $0^\circ$  presentaron el mayor nivel de refuerzo, en tanto que las orientadas a  $45^\circ$  y  $90^\circ$  presentaron el nivel más bajo de resistencia y deformación, ya que la carga fue soportada principalmente por la interfase fibra-matriz.

El balanceo proporcionado por las capas a  $\pm 45^\circ$  ocasionó el efecto tijera, permitiendo que el material contrarrestara el esfuerzo cortante en el plano propiciando una mayor deformación en el material.

En el grupo de celdas base con fibras a  $\pm 45^\circ$ , la celda base C fue la que presentó el menor nivel de refuerzo. Sin embargo, fue la que mostró la mayor

deformación (12 %).

Las celdas base D y E presentaron un comportamiento similar entre ellas a pesar de que la celda E cuenta con una capa mas a 0°. Además, fueron las que presentaron el nivel de refuerzo más alto entre las celdas base.

La capa superior a 90° de las celdas F y G disminuyeron la resistencia ya que generaron concentraciones de esfuerzos alrededor de las fibras a causa de la falla de la interfase fibra-matriz en la superficie del laminado, lo que hizo que la carga aplicada sea distribuida entre las capas restantes de 45° y 0°.

Durante el presente proyecto se generaron los siguientes procedimientos:

Protocolo de impregnación para la preparación de preformas.

Protocolo para la preparación de laminados monocapa unidireccionales.

Protocolo para la preparación de laminados multicapa multidireccionales.

Protocolo para la preparación de probetas con *tabs* integrados para las pruebas de tensión.

## **RECOMENDACIONES.**

Se recomienda que en trabajos posteriores se usen moldes de aluminio, ya que se obtiene una mayor eficiencia en el proceso de moldeo.

De igual manera se sugiere analizar sistemas parecidos a las celdas C, D y E para realizar escalamientos en bloques y en capas.

Realizar otro tipo de pruebas mecánicas como impacto y flexión.

---

## BIBLIOGRAFÍA

1. R.M. Jones, "Mechanics of Composite Materials", Taylor & Francis funded, United States of America (1999), Cap. 1, 2, 3.
2. D. Gay, S.V. Hoa, S.W. Tsai, "Composite Materials Design and Applications", CRC Press Publishing Limited, Boca Raton FL. (1999), Cap. 1, 2, 12.
3. K. Kaw, "Mechanics of Composite Materials", CRC Press, New York, (1999), Cap. 1-5.
4. P.I. González-Chi, L.H. May-Hernandez, J.A. Argaez-Canul, W.Ramos-Torres, J.G. Carrillo-Baeza, "Thermoplastic composites unidirectionally reinforced with continuous fibers" International Workshop on Thermoplastic Matrix Composites 2003, Gallipoli, September 2003, pp. 1-35.
5. D. Hull, "An Introduction to Composite Materials", Cambridge University Press, United Kingdom (1981), Cap. 1-3.
6. S. Kellas, J. Morton, "NASA Contractor Report 4423-Scaling Effects in Angle-Ply Laminates". Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg Virginia, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Program (1992), pp. 1-55.
7. M.J. Owen, V. Middleton, I.A. Jones, "Integrated Design and Manufacture Using Fibre-reforced Polymeric Composites", Woodhead Publishing Limited, Cambridge, England (2000), Cap. 5.
8. F.L. Matthews, R.D. Rawling, "Composite Materials Engineering and Science", Woodhead Publishing Limited, Boca Raton, FL. (1999), pp. 3-19.
9. M.P. Stevens, "Polymer Chemistry an Introduction", Second Edition, Oxford Student Edition (1990), Cap. 1,2.
10. J.K. Kim, Y.W. Mai, "Engineered Interfaces In Fiber Reinforced Composites", Oxford, Elsevier Science, (1998), Cap 2-4.
11. M. Daniels, O. Ishai, "Engineering Mechanics of Composite Materials", Oxford University Press, New York (1994), Cap. 2, 3, 5.
12. S.H. Lee, H. Noguchi, Y.B. Kim, S.K. Cheong, "Effect of interleaved non-

- woven carbon tissue on interlaminar fracture toughness of laminate composites: Part I-Mode II", *Journal of Composite Materials*, vol. **36** (2002) pp. 2153–2168.
13. S.H. Lee, H. Noguchi, Y.B. Kim, S.K. Cheong, "Effect of interleaved non-woven carbon tissue on interlaminar fracture toughness of laminated composites: Part II-Mode I", *Journal of Composite Materials*, vol. **36** (2002) pp. 2169–2181.
14. G.G. Timothy, "Advanced Composites Manufacturing", John Wiley & Sons Inc. United States of America (1997), Cap. 1, 3.
15. J.C. Marin, J. Cañas, F. Paris, J. Morton, "Determination of  $G_{12}$  by means of the off-axis tension test. Part I review of gripping systems and correction factors", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. **33** (2002) pp. 87-100.
16. L.S. Sutherland, R.A. Shenoi, S.M. Lewis, "Size and scale effects in composites: I Literature review", *Composites Science and Technology*, vol. **59** (1999) pp. 209-220.
17. F. Ozdil, L.A. Carlsson, P. Davies, "Beam analysis of angle-ply laminate end-notched flexure specimens", *Composites Science and Technology*, vol. **58** (1998) pp. 1929-1938.
18. W.F. Smith, "Fundamentos de la Ciencia e Ingeniería de Materiales" tercera edición, Mc Graw-Hill, España (1996), Cap. 11.
19. C. Baley, "Analysis of the flax fibre tensile behaviour and analysis of the tensile stiffness increase", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. **33** (2002) pp. 939-948.
20. J.C. Marin, J. Cañas, F. Paris, J. Morton, "Determination of  $G_{12}$  by means of the off-axis tension test. Part II A self-consistent approach to the application of correction factors", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. **33** (2002) pp. 101-111.
21. P.J. Hine, R.A. Duckett, I.M. Ward, "Negative Poisson's ratios in angle-ply laminates", *Journal of Materials Science Letters*, vol. **16** (1997) pp. 541-544.
22. L.W. Byrd, V. Birdman, "Onset of matrix cracking angle-ply ceramic matrix composites", *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. **44** (2002) pp. 2173-2187.

23. J. Schijve, H.T.M. Vanlipzig, G.F.J.A. Vangestel, A.H.W. Hoeymakers, "Fatigue properties of adhesive-bonded laminated sheet material of aluminum alloys", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. **12** (1979) pp. 561–579.
24. N.J. Pagano, "The influence of stacking sequence on laminate strength", *Journal of Composite Materials*, vol. **5** (1971) pp. 50–57.
25. O. Ishai, H. Rosenthal, N. Sela, E. Drukker, "Effect of selective adhesive interleaving on interlaminar fracture toughness of graphite/epoxy composite laminates", *Composites Part A*, vol. **19** (1988) pp. 49–54.
26. S. Yamashita, H. Hatta, T. Sugano, K. Murayama, "Fiber orientation control of short fiber composites experiment", *Journal of Composite Materials*, vol. **23** (1989) pp. 32–41.
27. A. Aksoy, L.A. Carlsson, "Interlaminar shear fracture of interleaved graphite/epoxy composites", *Composites Science and Technology*, vol. **43** (1992) pp. 55–69.
28. S.H. Lee, H. Noguchi, S.K. Cheong, "Static behaviour characteristics of hybrid composites with nonwoven", *Journals of Composite Materials*, vol. **37** (2003) pp. 233-252.
29. W.A. Curtin, "Dimensionality and size effects on the strength of fiber-reinforced composites", *Composites Science and Technology*, vol. **60** (2000) pp. 543-551.
30. B. Okutan, "The effects of geometric parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional fiber-glass reinforced epoxy laminate", *Composites Part B: Engineering*, vol. **33** (2002) pp. 567-578.
31. W. Ramos, "Obtención y caracterización de materiales compuestos reforzados con fibras continuas de ingeniería", Tesis de Licenciatura. Instituto Tecnológico de Villahermosa, Villahermosa, México, (2004), Cap. 3.
32. C. Martín, "Diseño y construcción de un sistema para la impregnación de materiales compuestos unidireccionales". Tesis de Licenciatura. Instituto Tecnológico de Mérida, México, (2004), Cap. 4.

## ANEXO A

### A.1. Requerimientos generales de los materiales compuestos de matriz polimérica sometidos a pruebas de tensión.

La Tabla A.1 muestra una lista de los requerimientos geométricos tales como, forma, dimensiones y tolerancias que deben cumplir los materiales compuestos de matriz polimérica ensayados a tensión, según la norma ASTM D 3039/D 3039M-00.

**Tabla A.1.** Requerimientos geométricos para una probeta de tensión.

Parámetros	Requerimientos
Forma	Sección transversal rectangular constante
Longitud mínima	"Tab" + 2 veces el ancho + la longitud de trabajo
Ancho del espécimen	Como sea necesario*
Tolerancia permitida en el ancho	± 1 % del ancho
Espesor del espécimen	Como sea necesario
Tolerancia permitida en el espesor	± 4 % del espesor
Flexión del espécimen	Ligera presión con el dedo
Requerimientos del "tab" (si se usa):	
Material del "tab"	Como sea necesario
Orientación de las fibras	Como sea necesario
Espesor del "tab"	Como sea necesario
Variación del "tab" (espesor)	± 1% del espesor del "tab"
Angulo del bisel del "tab"	De 5° a 90°
Bisel escalonado para la muestra.	Sin dañar la muestra

- Ver tabla A.2 para recomendaciones.

### A.2. Recomendaciones específicas de los materiales compuestos de matriz polimérica sometidos a pruebas de tensión.

Forma y tolerancias que no necesariamente tienen que ser cumplidas tal y como se establece (recomendaciones). Una lista completa de recomendaciones para la forma, dimensiones y tolerancias para las probetas se muestran en la Tabla A.2.

**Tabla A.2. Recomendaciones geométricas para una probeta de tensión.**

Orientación de la fibra	Ancho (mm)	Largo total (mm)	Espesor (mm)	Longitud del <i>tab</i> (mm)	Espesor del <i>tab</i> (mm)	Angulo del <i>tab</i> (°)
0° unidireccional	15	250	1.0	56	1.5	7 a 90
90° unidireccional	25	175	2.0	25	1.5	90
Balanceado y simétrico	25	250	2.5	Recubrimiento poroso	—	—
Al azar – discontinuo	25	250	2.5	Recubrimiento poroso	—	—

- Las dimensiones y tolerancias en esta tabla son solo recomendaciones y pueden variar según las necesidades de acuerdo a los requerimientos de la tabla A.1.
- Las dimensiones recomendadas en esta tabla son proporcionadas en base a configuraciones de materiales típicos.

### **Largo, ancho y espesor del espécimen.**

El ancho y el espesor del espécimen fueron seleccionados de tal forma que se pudiera promover la falla en la sección de trabajo (“gage length”). La longitud del espécimen debe ser normalmente más larga que el mínimo requerido para reducir los esfuerzos de flexión causados por pequeñas excentricidades de las mordazas.

### **Uso de “*tabs*”.**

Existen muchas configuraciones de materiales laminados multidireccionales, tales como los materiales compuestos reforzados aleatoriamente preparados a partir de láminas moldeadas, los cuales pueden ser probados con éxito sin “*tabs*”. Sin embargo, los “*tabs*” se recomiendan fuertemente para probar materiales unidireccionales (o laminados, predominantemente unidireccionales) en la dirección de la fibra. Los “*tabs*” son requeridos para ayudar a que el material falle en las fibras y para prevenir el daño ocasionado por las mordazas de la máquina de pruebas mecánicas.

## ANEXO B

### B.1. Condiciones usadas para laminar con el molde de acero inoxidable.

Las condiciones usadas en los primeros laminados fueron las siguientes:

- Calentar la prensa a 235 °C (tiempo aproximado 45 minutos).
- Calentar el molde a 235 °C (tiempo aproximado 30 minutos).
- Aplicar presión progresiva de 0 a 6.895 MPa (1000 psi) en 30 segundos y mantener la presión durante 30 segundos.
- Liberar la presión y esperar un minuto sin presión.
- Aplicar presión de 0 a 6.895 MPa (1000 psi) en un minuto y mantener la presión durante dos minutos.
- Liberar presión y esperar 30 segundos sin presión.
- Aplicar presión de 0 a 6.895 MPa (1000 psi) en un minuto y mantener la presión durante 25 minutos.
- Enfriar rápidamente el molde con presión constante.

Sin embargo, debido a que se seguían presentando zonas en las que se podían observar a simple vista las burbujas atrapadas en la placa, las condiciones fueron modificadas de la siguiente forma:

- La temperatura de la prensa fue aumentada para lograr que la matriz se comportara como un líquido de baja viscosidad y fuera más fácil el flujo de las burbujas atrapadas en la matriz.
- El tiempo de residencia del molde en la prensa se aumentó casi en un 50 %, para dar tiempo a que las burbujas atrapadas fluyeran hacia afuera.
- La presión fue aumentada de 6.895 MPa (1000 psi) a 10.34 MPa (1500 psi) y en algunos casos hasta 13.8 MPa (2000 psi), para así comprimir las placas y obligar a las burbujas a salir de la matriz.

A pesar de realizar estas modificaciones al proceso de laminado, y de aplicar un tratamiento superficial al molde de acero inoxidable (pulido con acabado espejo), no se obtuvo hasta ese momento placa alguna que cumpliera con los

requisitos necesarios para ser consideradas apropiadas para la caracterización mecánica.

## **B.2. Condiciones usadas para laminar con el molde de acero al carbón y aluminio.**

El proceso de laminación fue el siguiente:

La prensa fue calibrada a 240 °C e inmediatamente se introdujo el molde con las preformas en la prensa que fue cerrada hasta tocar el molde (sin que exista presión) y se mantuvieron de esta forma durante 45 minutos. Después, se aplicó presión progresiva muy lentamente desde 0 hasta 2 MPa (300 psi) durante 25 minutos. Finalmente el molde fue enfriado rápidamente con presión constante.

## ANEXO C

### C.1. Cálculo de esfuerzos por medio del programa MAC LAM.

Para una carga dada (higroscópica, térmica, o mecánica) el programa calcula los esfuerzos y las deformaciones en las diversas capas del material compuesto, ya sea respecto al sistema de coordenadas globales o al de coordenadas locales. El programa también tiene la capacidad de calcular los esfuerzos promedio sobre el espesor del laminado multicapa a partir de los esfuerzos y momentos generalizados.

Todos los cálculos realizados por el programa están basados en la teoría clásica de laminados [1]. Las cargas mecánicas fuera del plano no se consideran, ya que los esfuerzos y las deformaciones se consideran en el plano  $x, y$ .

### C.2. Parámetros necesarios.

Para realizar el cálculo de esfuerzos locales por medio del programa MAC LAM se selecciona la opción placas multicapa con la opción cálculo de esfuerzos, posteriormente se introduce el valor de la carga mecánica total aplicada en el material compuesto ( $N_x$ ) [3].

$$N_x = \frac{P}{w} \quad \text{C.1}$$

donde:

$P$  es la carga máxima aplicada al material compuesto durante la caracterización mecánica.

$w$  es el ancho del espécimen caracterizado mecánicamente.

Posteriormente, se selecciona la opción para definir en el programa un nuevo material, para nuestro caso fue Twaron/PP, del cual se registran los valores del módulo longitudinal ( $E_L$ ), módulo transversal ( $E_T$ ), relación de Poisson ( $\nu_{LT}$ ) y

módulo cortante ( $G_{LT}$ ).

El valor de  $E_L$  se tomó de los resultados experimentales del espécimen monocapa con las fibras orientadas a  $0^\circ$ , ya que este valor representa la resistencia longitudinal del material.

El valor de  $E_T$  se tomó de los resultados experimentales del espécimen monocapa con las fibras a  $90^\circ$ , ya que este valor representa la resistencia transversal del material.

Los valores de  $\nu_{LT}$  y  $G_{LT}$ , fueron calculados usando la opción de cálculos micromecánicos del programa MAC LAM. Para ello se introdujeron al programa los valores de módulo elástico en GPa y la relación de Poisson tanto de la matriz (PP) como del refuerzo (Twaron), así como la fracción en volumen de la fibra (ver tabla C.1).

**Tabla C.1.** Módulo elástico y relación de Poisson del Twaron y del polipropileno y fracción volumen del material compuesto.

Material	E (GPa)	$\nu$	Frac. Volumen
Twaron	113.9	0.36	0.0656
Polipropileno	0.4846	0.4300	0.9344

Las ecuaciones para calcular las deformaciones locales y globales en cada capa del laminado son la C.2 y la C.3 respectivamente [3]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad \text{C.2}$$

donde:

$\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  y  $\gamma_{12}$  son los elementos de la matriz de deformación, en mm/mm.

$S_{11}$ ,  $S_{12}$ ,  $S_{22}$  y  $S_{66}$  son los elementos de la matriz de complianza o docilidad en 1/MPa.

$\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ , y  $\tau_{12}$  son los elementos de la matriz de esfuerzos en MPa.

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}, S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}, S_{22} = \frac{1}{E_2}, S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{C.3}$$

donde:

$\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  y  $\gamma_{12}$  son los elementos de la matriz de deformación en mm/mm.

$\bar{S}_{11}$ ,  $\bar{S}_{12}$ ,  $\bar{S}_{16}$ ,  $\bar{S}_{22}$ ,  $\bar{S}_{26}$ ,  $\bar{S}_{66}$  son los elementos de la transformada de la matriz de complianza o docilidad reducida, en 1/MPa.

$\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ , y  $\tau_{12}$  son los elementos de la matriz de esfuerzos, en MPa.

$$\begin{aligned} \bar{S}_{11} &= S_{11}c^4 + (2S_{12} + S_{66})s^2c^2 + S_{22}c^4 \\ \bar{S}_{12} &= S_{12}(s^4 + c^4) + (S_{11} + S_{22} - S_{66})s^2c^2 \\ \bar{S}_{22} &= S_{11}s^4 + (2S_{12} + S_{66})s^2c^2 + S_{22}c^4 \\ \bar{S}_{16} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})sc^3 - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})s^3c \\ \bar{S}_{26} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})s^3c - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})sc^3 \\ \bar{S}_{66} &= 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66})s^2c^2 + S_{66}(s^4 + c^4) \end{aligned}$$

donde:

$c$  es el coseno del ángulo ( $\theta$ ) de orientación de las fibras en el material compuesto.

$s$  es el seno del ángulo ( $\theta$ ) de orientación de las fibras en el material compuesto.

Las ecuaciones para calcular los esfuerzos locales y globales respectivamente en cada capa del laminado son C.4 y C.5 [3]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad \text{C.4}$$

donde:

$\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ , y  $\tau_{12}$  son los elementos de la matriz de esfuerzos, en MPa.

$Q_{11}$ ,  $Q_{12}$ ,  $Q_{22}$  y  $Q_{66}$  son los elementos de la matriz de coeficientes de rigidez, en MPa.

$\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  y  $\gamma_{12}$  son los elementos de la matriz de deformación en mm/mm.

$$Q_{11} = \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}, \quad Q_{12} = -\frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}, \quad Q_{22} = \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}, \quad Q_{66} = \frac{1}{S_{66}}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{C.5}$$

donde:

$\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ , y  $\tau_{12}$  son los elementos de la matriz de esfuerzos, en MPa.

$\bar{Q}_{11}$ ,  $\bar{Q}_{12}$ ,  $\bar{Q}_{16}$ ,  $\bar{Q}_{22}$ ,  $\bar{Q}_{26}$ ,  $\bar{Q}_{66}$  son los elementos de la transformada de la matriz de rigidez reducida en MPa.

$\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  y  $\gamma_{12}$  son los elementos de la matriz de deformación en mm/mm.

$$\begin{aligned} Q_{11} &= Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \\ Q_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^4) \\ Q_{22} &= Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \\ Q_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 \\ Q_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \\ Q_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{66}(c^4 + s^4) \end{aligned}$$

donde:

$c$  es el coseno del ángulo ( $\theta$ ) de orientación de las fibras en el material compuesto.

$s$  es el seno del ángulo ( $\theta$ ) de orientación de las fibras en el material compuesto.

Los resultados obtenidos de los cálculos realizados en el programa MAC LAM,

fueron comparados con los obtenidos experimentalmente y se pudo comprobar lo siguiente:

El punto donde se concentró el mayor esfuerzo local longitudinal en los especímenes A estuvo localizado en el centro de la probeta, en tanto que los esfuerzos locales transversales más elevados se presentaron en las capas superficiales. El esfuerzo cortante de las capas a  $45^\circ$  fue balanceado por el de las capas a  $-45^\circ$ . En este caso la carga no es distribuida completamente en las capas y por lo tanto el material se deforma casi igual que la celda B, con la diferencia de que el esfuerzo máximo soportado por la celda A es menor.

La celda B al igual que las celda A estuvo sometida a esfuerzo locales mayores en la dirección longitudinal que en la dirección transversal en las cuatro capas, con la diferencia de que en este caso los esfuerzos si fueron distribuidos en toda las capas del espécimen; los esfuerzos cortantes locales de las capas interiores fueron balanceados por los esfuerzos cortantes de las capas exteriores. En este caso el material se deformó igual que la celda A, sin embargo, soportó un esfuerzo máximo mayor, debido a la buena distribución de los esfuerzos locales en las capas del material.

La celda C se comporto algo similar que en las celdas A y B, sin embargo, en este caso los esfuerzos locales longitudinales y transversales fueron mucho menor que en los casos anteriores, debido a una mejor distribución de los esfuerzos normales y a un mejor balanceo en los esfuerzos cortantes de las capas. Dando como resultado que el espécimen se deformará mucho más sin llegar a la falla. Además se cree que debido a que este sistema contiene un número mucho mayor de capas, estas ocasionan que las grietas formadas durante la prueba se desvíen y retarden la falla.

Las capas orientadas a  $45^\circ$  de las celdas D y E se comportaron de forma similar a la celda C, ya que los esfuerzos cortantes de las capas a  $45^\circ$  fueron balanceados por los de las capas a  $-45^\circ$ . En cuanto a la alta resistencia de estas celdas fue debida al alto contenido de capas a  $0^\circ$ , sin embargo, se observó que la transición

de esfuerzos entre las capas orientadas a  $45^\circ$  y  $0^\circ$  fue muy grande, generando grietas y ocasionando que el espécimen falle en estas zonas. Se cree que a pesar de que las capas a  $45^\circ$  y  $-45^\circ$  desviaron las grietas, las zonas entre las capas a  $0^\circ$  y  $45^\circ$  generaron un mayor número de grietas y de mayor tamaño ocasionando que el material fallará, debido a esta alta concentración de esfuerzos y la alta rigidez de las capas a  $0^\circ$ .

Las capas a  $45^\circ$  de las celdas F y G tuvieron un comportamiento muy similar al de las celdas D y E. Sin embargo, las capas orientadas a  $90^\circ$  soportaron los esfuerzos más pequeños, en tanto que en las capas a  $0^\circ$  presentaron los esfuerzos más grandes. Se cree que a pesar que las capas a  $45^\circ$  y  $-45^\circ$  desviaban las grietas, debido a la debilidad de las capas a  $90^\circ$  se generaron grietas desde el inicio de la prueba que posteriormente se combinaron con las grietas generadas en el centro de los especímenes debido a la rigidez de las capas a  $0^\circ$ . En este caso los especímenes soportaron menor carga que los especímenes A, B, D y E debido a que las grietas fueron generadas desde el inicio de la prueba. Sin embargo, se cree que las capas a  $45^\circ$  y  $-45^\circ$  desviaron gran parte de las grietas, ya que las celdas F y G se deformaron más que las celdas D y E, debido probablemente a que era un sistema menos rígido ya que contenía menos capas a  $0^\circ$ .

Se cree que en todos los casos (celdas base A, B, C, D, E, F y G) los especímenes fallaron en la interfase fibra-matriz, debido a la pobre adherencia interfacial existente entre el Twaron y el Polipropileno. Ya que en todos los casos la resistencia mecánica del material compuesto obtenida experimentalmente fue mas baja que la teórica, esto fue debido a que la interfase del material fallo antes de que este llegara a su resistencia máxima.



# MAC LAM

15/05/2006 10:39:30 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (A) Página 1

### Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 2.300000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NYX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	4.3029E+01	-1.2313E+01	-1.0944E+01
1	med	5.5342E+01	0.0000E+00	5.4720E+00
1	sup	6.7654E+01	1.2313E+01	2.1888E+01
2	inf	6.7654E+01	1.2313E+01	-2.1888E+01
2	med	5.5342E+01	0.0000E+00	-5.4720E+00
2	sup	4.3029E+01	-1.2313E+01	1.0944E+01

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	4.4143E+00	2.6302E+01	-2.7671E+01
1	med	3.3143E+01	2.2199E+01	-2.7671E+01
1	sup	6.1871E+01	1.8095E+01	-2.7671E+01
2	inf	6.1871E+01	1.8095E+01	2.7671E+01
2	med	3.3143E+01	2.2199E+01	2.7671E+01
2	sup	4.4143E+00	2.6302E+01	2.7671E+01

### Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.5571E+01	1.2267E+00	-9.4493E+00
1	med	1.5571E+01	1.2267E+00	-4.7247E+00
1	sup	1.5571E+01	1.2267E+00	0.0000E+00
2	inf	1.5571E+01	1.2267E+00	0.0000E+00
2	med	1.5571E+01	1.2267E+00	4.7247E+00
2	sup	1.5571E+01	1.2267E+00	9.4493E+00

### Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
------	--------	-----------	-----------	-----------



# MAC LAM

15/05/2006 10:41:32 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (A) Página2

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	-1.0503E+00	1.7848E+01	-7.1723E+00
1	med	3.6743E+00	1.3124E+01	-7.1723E+00
1	sup	8.3990E+00	8.3990E+00	-7.1723E+00
2	inf	8.3990E+00	8.3990E+00	7.1723E+00
2	med	3.6743E+00	1.3124E+01	7.1723E+00
2	sup	-1.0503E+00	1.7848E+01	7.1723E+00

## Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 2.3000E+01 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYN = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>

## Deformaciones 'totales' generalizadas

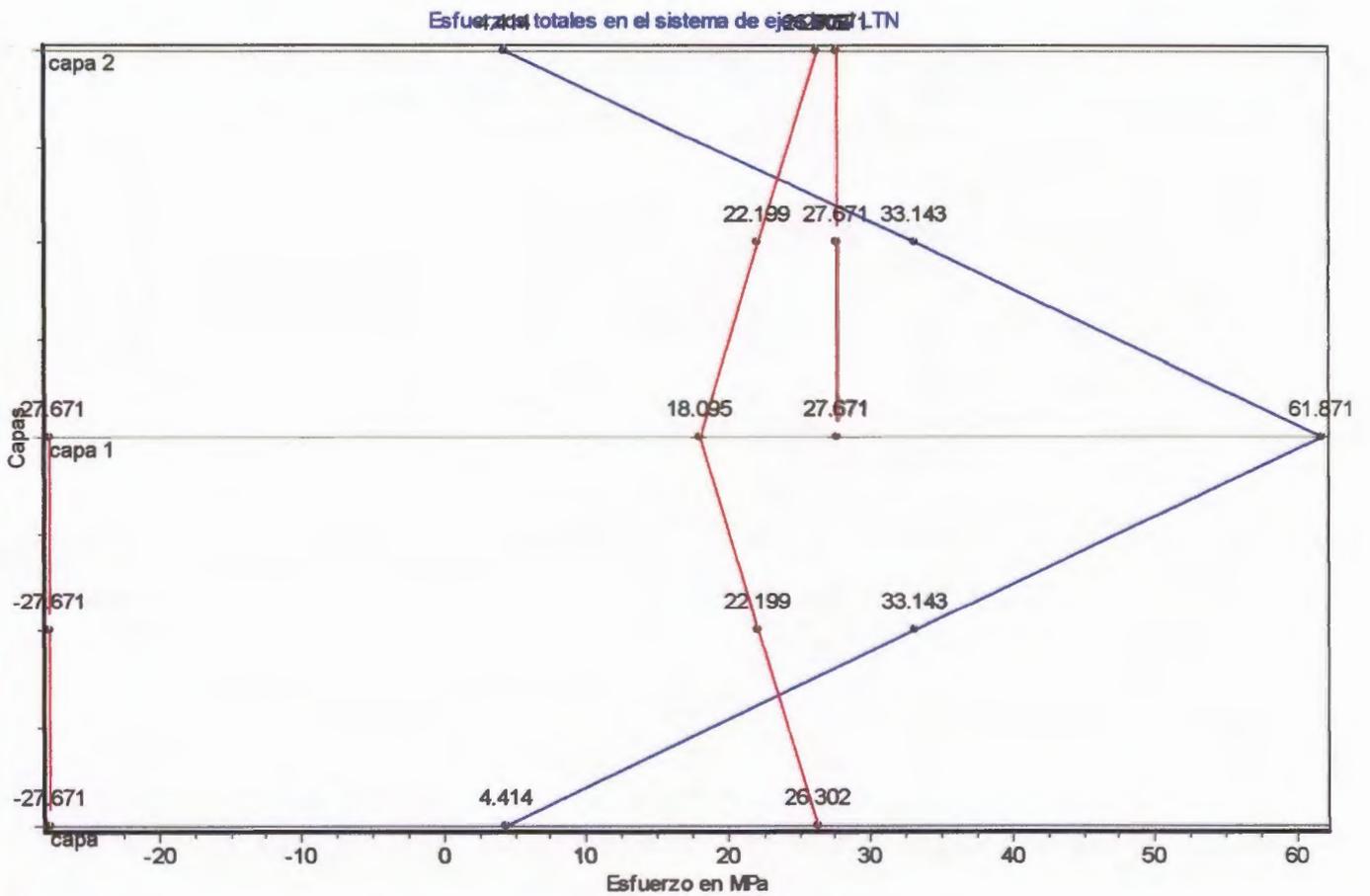
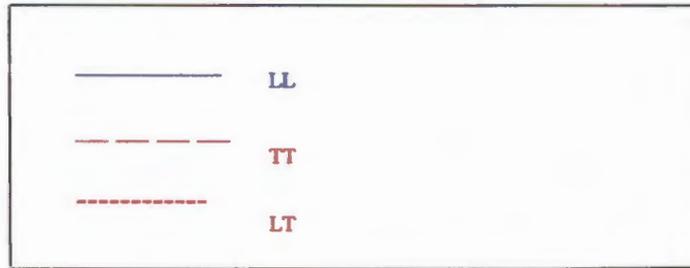
EPSILONXX = 1.5571E+01 %	CHIXX = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = 1.2267E+00 %	CHIYY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = 0.0000E+00 %	CHIXY = 4.5473E-01 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 10:23:05 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (A) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 11:06:50 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (B) Página 1

### Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 6.000000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NY Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MY Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MX Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01
1	med	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01
1	sup	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01
2	inf	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
2	med	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
2	sup	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
3	inf	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
3	med	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
3	sup	8.6455E+01	-1.7764E-15	-2.3664E+01
4	inf	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01
4	med	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01
4	sup	8.6455E+01	-1.7764E-15	2.3664E+01

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01
1	med	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01
1	sup	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01
2	inf	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
2	med	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
2	sup	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
3	inf	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
3	med	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
3	sup	6.6892E+01	1.9564E+01	4.3228E+01
4	inf	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01
4	med	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01
4	sup	6.6892E+01	1.9564E+01	-4.3228E+01



# MACLAM

15/05/2006 11:06:50 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (B) Página 2

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
1	med	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
1	sup	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
2	inf	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
2	med	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
2	sup	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
3	inf	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
3	med	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
3	sup	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
4	inf	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
4	med	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00
4	sup	2.0285E+01	-2.1242E+00	0.0000E+00

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01
1	med	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01
1	sup	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01
2	inf	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
2	med	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
2	sup	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
3	inf	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
3	med	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
3	sup	9.0805E+00	9.0805E+00	1.1205E+01
4	inf	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01
4	med	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01
4	sup	9.0805E+00	9.0805E+00	-1.1205E+01

## Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 6.0000E+01 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYY = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>

## Deformaciones 'totales' generalizadas

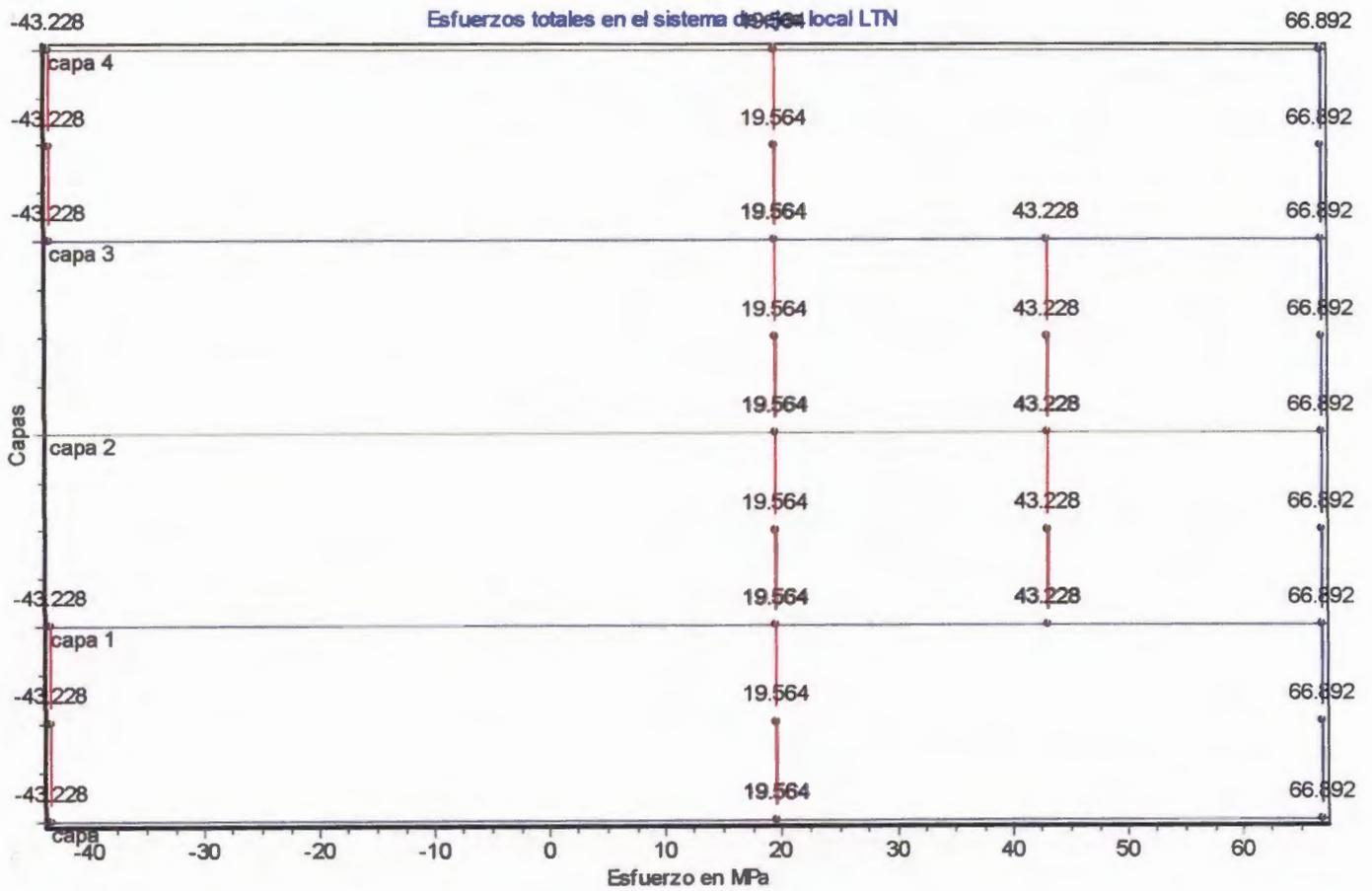
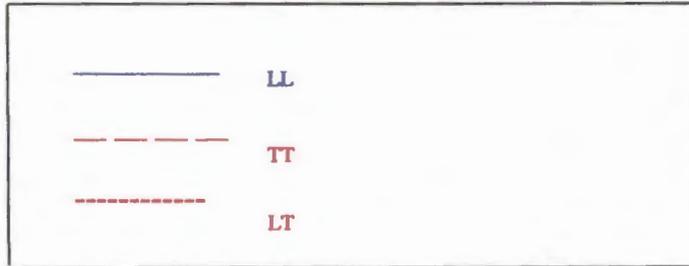
EPSILONXX = 2.0285E+01 %	CHIXX = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = -2.1242E+00 %	CHIYY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = 0.0000E+00 %	CHIXY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 10:52:48 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (B) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 11:57:06 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (C) Página 1

### Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 7.280000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NY Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MX X = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MY Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MX Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
1	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
1	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
2	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
2	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
2	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
3	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
3	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
3	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
4	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
4	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
4	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
5	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
5	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
5	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
6	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
6	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
6	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
7	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
7	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
7	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	-1.4679E+01
8	inf	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
8	med	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01
8	sup	5.3630E+01	-1.7764E-15	1.4679E+01

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
1	med	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01



# MAC LAM

15/05/2006 11:57:06 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (C) Página 2

1	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
2	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
2	med	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
2	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
3	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
3	med	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
3	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
4	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
4	med	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
4	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
5	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
5	med	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
5	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
6	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
6	med	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
6	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
7	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
7	med	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
7	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	2.6815E+01
8	inf	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
8	med	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01
8	sup	4.1495E+01	1.2136E+01	-2.6815E+01

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
1	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
1	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
2	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
2	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
2	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
3	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
3	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
3	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
4	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
4	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
4	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
5	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
5	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
5	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
6	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
6	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00



# MAC LAM

15/05/2006 11:57:06 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (C) Página 3

6	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
7	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
7	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
7	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
8	inf	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
8	med	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00
8	sup	1.2583E+01	-1.3177E+00	0.0000E+00

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
1	med	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
1	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
2	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
2	med	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
2	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
3	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
3	med	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
3	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
4	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
4	med	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
4	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
5	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
5	med	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
5	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
6	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
6	med	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
6	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
7	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
7	med	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
7	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	6.9505E+00
8	inf	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
8	med	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00
8	sup	5.6329E+00	5.6329E+00	-6.9505E+00

## Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 7.2800E+01 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYY = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 11:57:06 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (C) Página 4

### Deformaciones 'totales' generalizadas

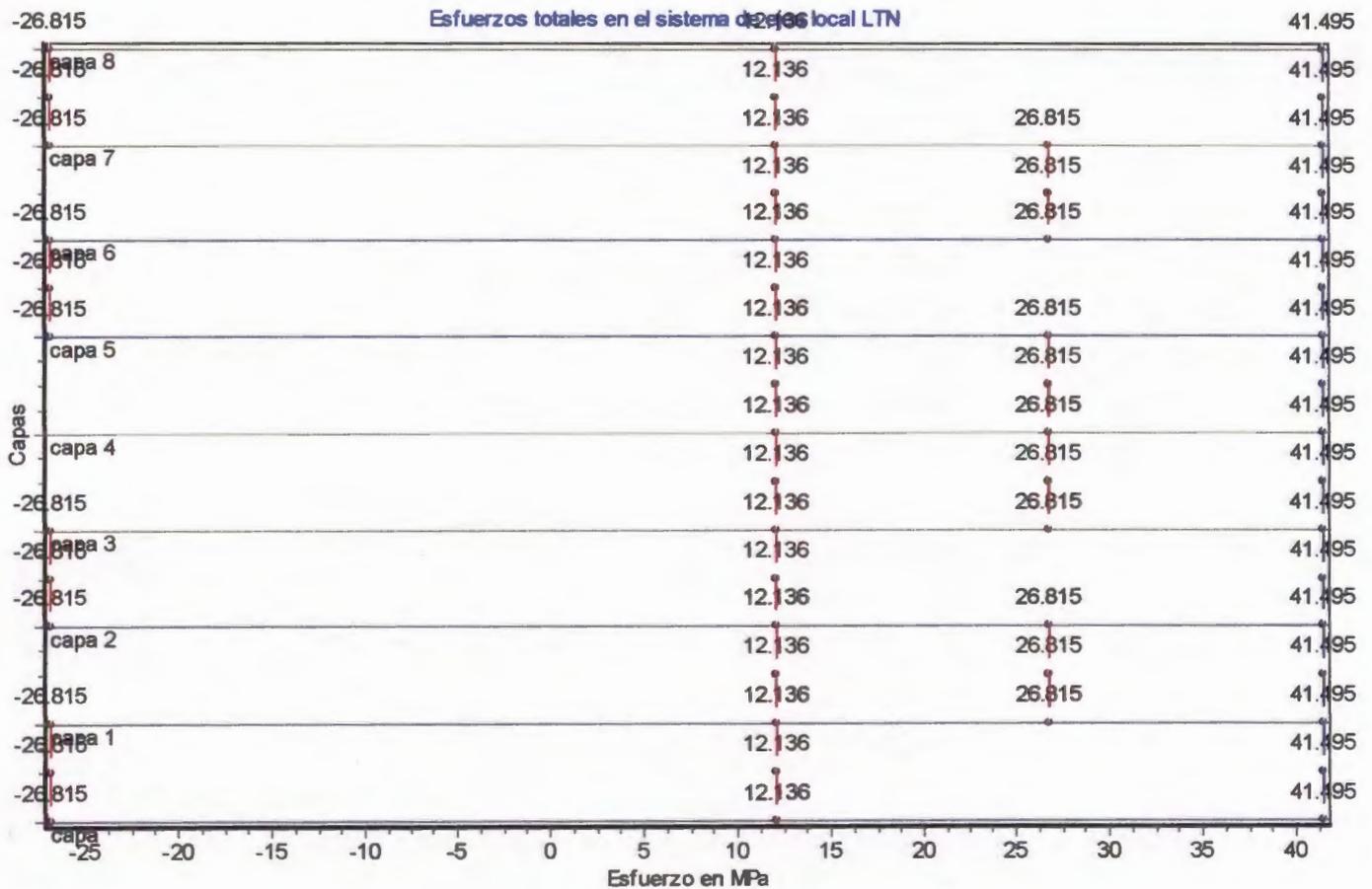
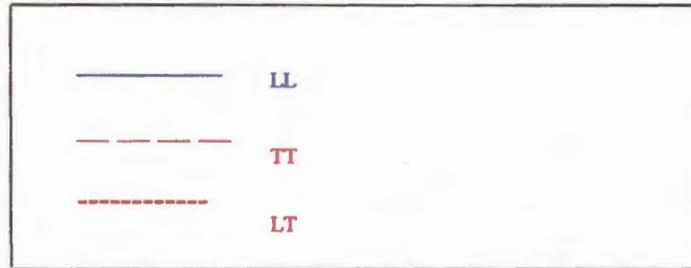
EPSILONXX = 1.2583E+01 %	CHIXX = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = -1.3177E+00 %	CHIYY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = 0.0000E+00 %	CHIXY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 11:32:45 a.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (C) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 01:40:44 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (D) Página 1

## Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 6.600000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

## Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.3478E-15
1	med	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.1553E-15
1	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	-9.6272E-16
2	inf	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
2	med	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
2	sup	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
3	inf	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
3	med	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
3	sup	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
4	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.9254E-16
4	med	1.0097E+02	5.8593E+00	2.9695E-32
4	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	1.9254E-16
5	inf	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
5	med	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
5	sup	6.4613E+01	-4.3945E+00	-1.6483E+01
6	inf	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
6	med	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
6	sup	6.4613E+01	-4.3945E+00	1.6483E+01
7	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	9.6272E-16
7	med	1.0097E+02	5.8593E+00	1.1553E-15
7	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	1.3478E-15

## Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.3478E-15
1	med	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.1553E-15
1	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	-9.6272E-16
2	inf	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01
2	med	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01



# MAC LAM

15/05/2006 01:40:44 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (D) Página 2

2	sup	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01
3	inf	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
3	med	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
3	sup	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
4	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	-1.9254E-16
4	med	1.0097E+02	5.8593E+00	2.9695E-32
4	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	1.9254E-16
5	inf	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
5	med	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
5	sup	4.6592E+01	1.3627E+01	3.4504E+01
6	inf	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01
6	med	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01
6	sup	4.6592E+01	1.3627E+01	-3.4504E+01
7	inf	1.0097E+02	5.8593E+00	9.6272E-16
7	med	1.0097E+02	5.8593E+00	1.1553E-15
7	sup	1.0097E+02	5.8593E+00	1.3478E-15

Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-3.4935E-16
1	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	-2.9945E-16
1	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	-2.4954E-16
2	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-2.4954E-16
2	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	-1.9963E-16
2	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	-1.4972E-16
3	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-1.4972E-16
3	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	-9.9815E-17
3	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	-4.9908E-17
4	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-4.9908E-17
4	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	7.6969E-33
4	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	4.9908E-17
5	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	4.9908E-17
5	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	9.9815E-17
5	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	1.4972E-16
6	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	1.4972E-16
6	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	1.9963E-16
6	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	2.4954E-16
7	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	2.4954E-16
7	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	2.9945E-16
7	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	3.4935E-16



# MAC LAM

15/05/2006 01:40:44 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (D) Página 3

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-3.4935E-16
1	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	-2.9945E-16
1	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	-2.4954E-16
2	inf	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
2	med	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
2	sup	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
3	inf	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
3	med	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
3	sup	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
4	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	-4.9908E-17
4	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	7.6969E-33
4	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	4.9908E-17
5	inf	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
5	med	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
5	sup	6.3248E+00	6.3248E+00	8.9434E+00
6	inf	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
6	med	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
6	sup	6.3248E+00	6.3248E+00	-8.9434E+00
7	inf	1.5268E+01	-2.6186E+00	2.4954E-16
7	med	1.5268E+01	-2.6186E+00	2.9945E-16
7	sup	1.5268E+01	-2.6186E+00	3.4935E-16

## Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 6.6000E+01 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYY = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>

## Deformaciones 'totales' generalizadas

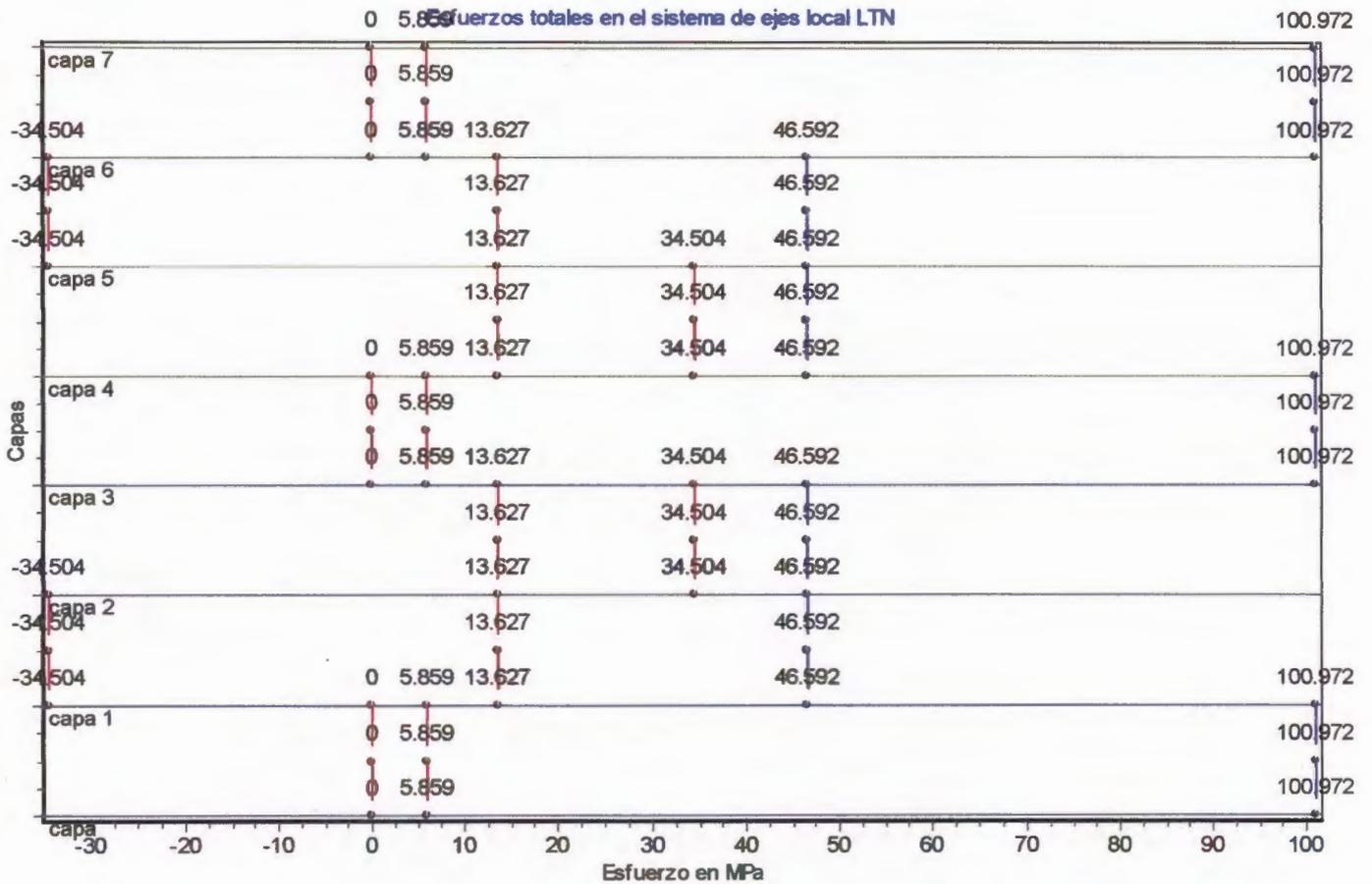
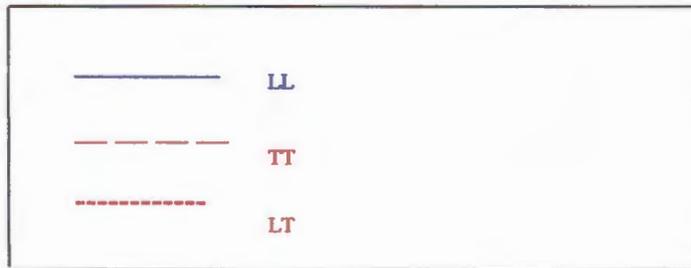
EPSILONXX = 1.5268E+01 %	CHIXX = -1.4086E-16 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = -2.6186E+00 %	CHIYY = 2.5410E-17 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = -4.5322E-32 %	CHIXY = 8.4899E-18 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 01:37:01 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (D) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 12:03:05 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (E) Página 1

### Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 1.170000e+02 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NYX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
1	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
1	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
2	inf	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
2	med	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
2	sup	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
3	inf	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
3	med	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
3	sup	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
4	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
4	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
4	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
6	inf	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
6	med	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
6	sup	6.6662E+01	-5.6626E+00	-1.6696E+01
7	inf	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
7	med	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
7	sup	6.6662E+01	-5.6626E+00	1.6696E+01
8	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
8	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
8	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00

### Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
1	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00



# MAC LAM

15/05/2006 12:03:05 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (E) Página2

1	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
2	inf	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
2	med	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
2	sup	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
3	inf	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
3	med	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
3	sup	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
4	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
4	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
4	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
5	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
6	inf	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
6	med	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
6	sup	4.7196E+01	1.3803E+01	3.6162E+01
7	inf	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
7	med	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
7	sup	4.7196E+01	1.3803E+01	-3.6162E+01
8	inf	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
8	med	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00
8	sup	1.0419E+02	5.6626E+00	0.0000E+00

Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
1	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
1	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
2	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
2	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
2	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
3	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
3	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
3	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
4	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
4	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
4	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
6	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
6	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00



# MACLAM

15/05/2006 12:03:05 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (E) Página 3

6	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
7	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
7	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
7	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
8	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
8	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
8	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00

Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
1	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
1	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
2	inf	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
2	med	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
2	sup	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
3	inf	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
3	med	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
3	sup	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
4	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
4	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
4	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
5	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
6	inf	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
6	med	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
6	sup	6.4068E+00	6.4068E+00	9.3733E+00
7	inf	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
7	med	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
7	sup	6.4068E+00	6.4068E+00	-9.3733E+00
8	inf	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
8	med	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00
8	sup	1.5780E+01	-2.9665E+00	0.0000E+00

Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 1.1700E+02 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYY = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 12:03:05 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (E) Página 4

**Deformaciones 'totales' generalizadas**

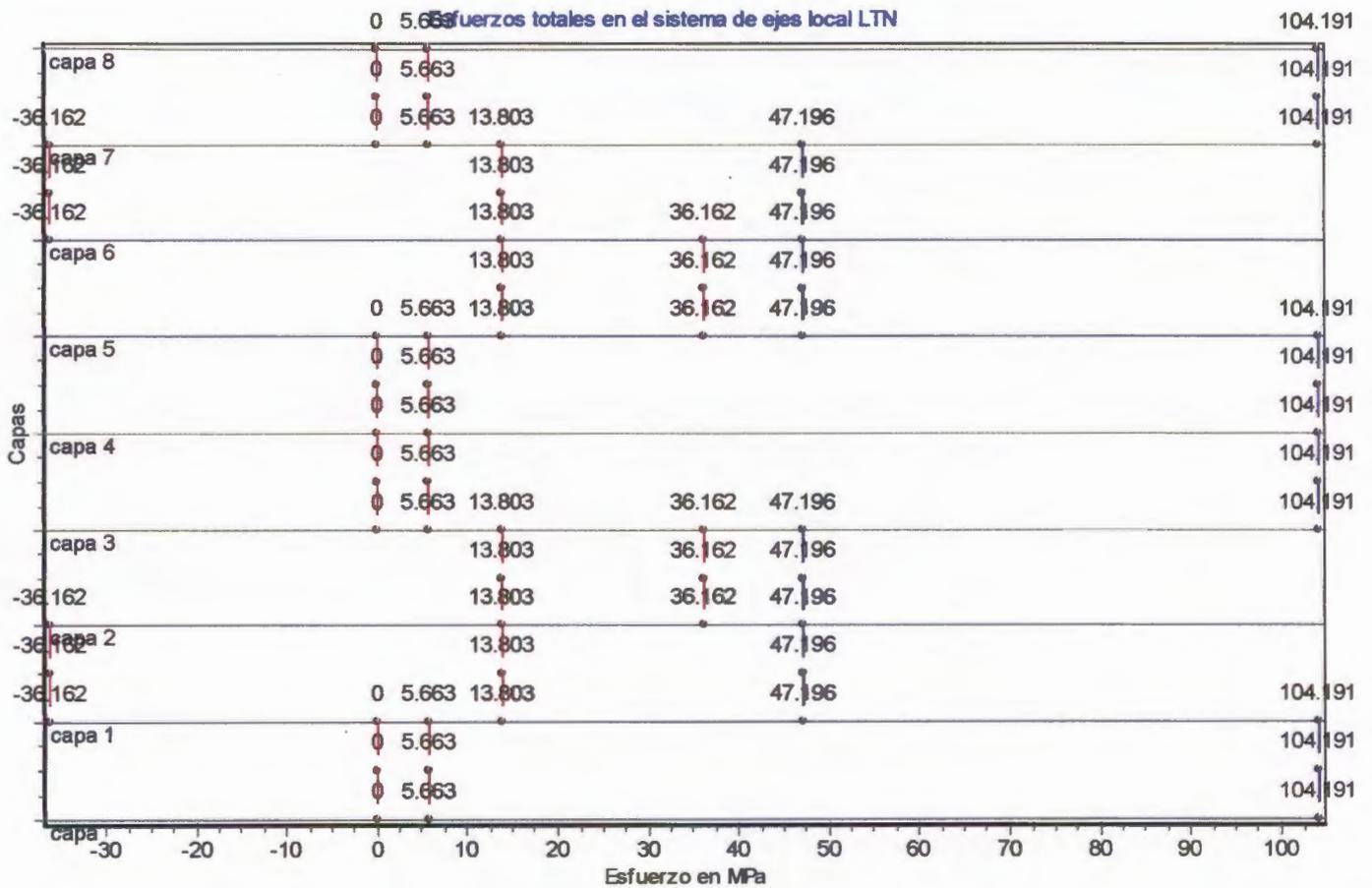
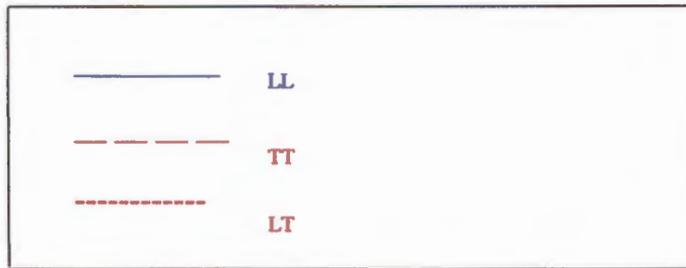
EPSILONXX = 1.5780E+01 %	CHIXX = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = -2.9665E+00 %	CHIYY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = 0.0000E+00 %	CHIXY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 12:01:28 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (E) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 01:55:47 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (F) Página 1

## Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:

$NXX = 4.800000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NY Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MX Y = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

## Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09
1	med	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09
1	sup	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09
2	inf	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
2	med	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
2	sup	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
3	inf	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
3	med	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
3	sup	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
4	inf	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
4	med	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
4	sup	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
5	inf	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
5	med	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
5	sup	6.1949E+01	-7.0620E-01	-1.6763E+01
6	inf	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
6	med	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
6	sup	6.1949E+01	-7.0620E-01	1.6763E+01
7	inf	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09
7	med	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09
7	sup	2.0911E+01	-1.9907E+00	-5.6838E-09

## Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08
1	med	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08
1	sup	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08
2	inf	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01
2	med	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01



# MAC LAM

15/05/2006 01:55:47 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (F) Página 2

2	sup	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01
3	inf	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
3	med	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
3	sup	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
4	inf	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
4	med	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
4	sup	9.6760E+01	6.8061E+00	2.4699E-09
5	inf	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
5	med	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
5	sup	4.7385E+01	1.3859E+01	3.1328E+01
6	inf	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01
6	med	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01
6	sup	4.7385E+01	1.3859E+01	-3.1328E+01
7	inf	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08
7	med	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08
7	sup	-1.9907E+00	2.0911E+01	1.0381E-08

Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4020E-10
1	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4020E-10
1	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4020E-10
2	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4020E-10
2	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
2	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
3	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
3	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
3	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
4	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
4	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
4	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
5	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
5	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
5	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
6	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
6	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
6	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
7	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
7	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
7	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10



# MAC LAM

15/05/2006 01:55:47 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (F) Página 3

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09
1	med	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09
1	sup	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09
2	inf	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
2	med	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
2	sup	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
3	inf	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
3	med	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
3	sup	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
4	inf	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
4	med	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
4	sup	1.4553E+01	-1.6878E+00	6.4021E-10
5	inf	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
5	med	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
5	sup	6.4324E+00	6.4324E+00	8.1202E+00
6	inf	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
6	med	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
6	sup	6.4324E+00	6.4324E+00	-8.1202E+00
7	inf	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09
7	med	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09
7	sup	-1.6878E+00	1.4553E+01	2.6908E-09

## Esfuerzos 'totales' generalizados

$NXX = 4.8000E+01 \text{ MPa*mm}$      $MXX = 0.0000E+00 \text{ MPa*mm}^2$   
 $NY Y = 0.0000E+00 \text{ MPa*mm}$      $MYY = 0.0000E+00 \text{ MPa*mm}^2$   
 $NXY = 0.0000E+00 \text{ MPa*mm}$      $MXY = 0.0000E+00 \text{ MPa*mm}^2$

## Deformaciones 'totales' generalizadas

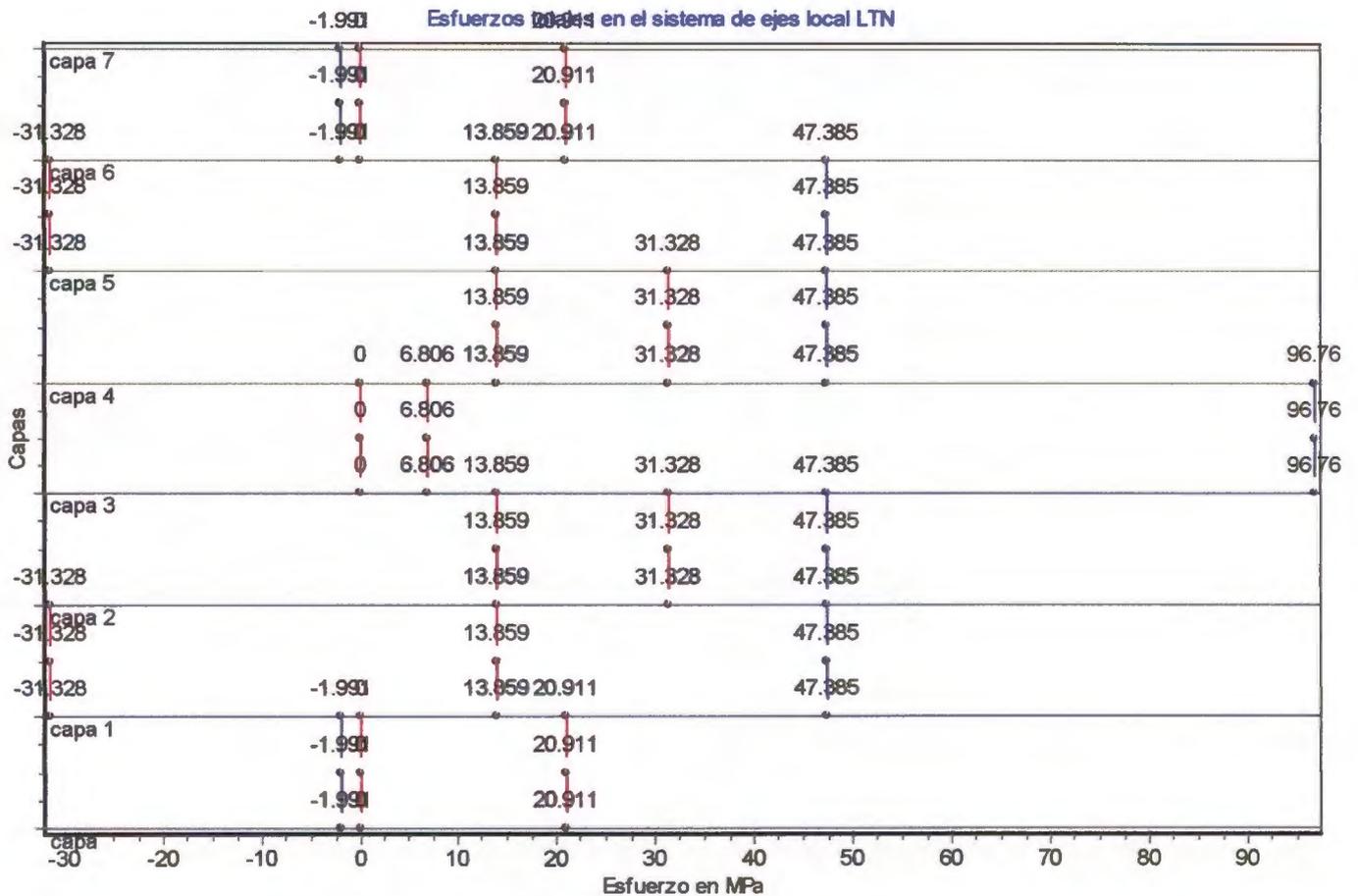
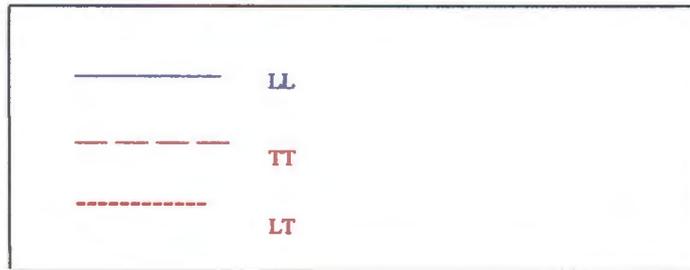
$EPSILONXX = 1.4553E+01 \%$      $CHIXX = -2.7485E-16 \text{ mm}^{(-1)}$   
 $EPSILONYY = -1.6878E+00 \%$      $CHIYY = 2.3000E-17 \text{ mm}^{(-1)}$   
 $EPSILONXY = 6.4021E-10 \%$      $CHIXY = 2.5762E-17 \text{ mm}^{(-1)}$



# MAC LAM

15/05/2006 01:52:49 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (F) Página:1

Descripción de la gráfica:





# MAC LAM

15/05/2006 01:19:40 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (G) Página 1

**Deformaciones y/o esfuerzos generalizados impuestos:**

$NXX = 6.800000e+01 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NYX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $NXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}$   
 $MXX = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MYY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$   
 $MXY = 0.000000e+00 \text{ MPa} * \text{mm}^2$

**Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes global en MPa**

capa	altura	sigmaXX	sigmaYY	sigmaXY
1	inf	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09
1	med	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09
1	sup	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09
2	inf	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
2	med	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
2	sup	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
3	inf	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
3	med	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
3	sup	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
4	inf	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
4	med	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
4	sup	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	inf	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	med	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	sup	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
6	inf	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
6	med	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
6	sup	5.8480E+01	-1.4902E+00	-1.5599E+01
7	inf	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
7	med	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
7	sup	5.8480E+01	-1.4902E+00	1.5599E+01
8	inf	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09
8	med	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09
8	sup	1.9646E+01	-3.1654E+00	-5.6164E-09

**Esfuerzos totales por capa en el sistema de ejes local en MPa**

capa	altura	sigmaLL	sigmaTT	sigmaLT
1	inf	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08
1	med	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08



# MACLAM

15/05/2006 01:19:40 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (G) Página 2

1	sup	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08
2	inf	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
2	med	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
2	sup	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
3	inf	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
3	med	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
3	sup	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
4	inf	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
4	med	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
4	sup	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	inf	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	med	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
5	sup	9.1353E+01	6.1459E+00	2.0050E-09
6	inf	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
6	med	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
6	sup	4.4094E+01	1.2896E+01	2.9985E+01
7	inf	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
7	med	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
7	sup	4.4094E+01	1.2896E+01	-2.9985E+01
8	inf	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08
8	med	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08
8	sup	-3.1654E+00	1.9646E+01	1.0295E-08

## Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes global en %

capa	altura	epsilonXX	epsilonYY	epsilonXY
1	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
1	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
1	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
2	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
2	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
2	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
3	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
3	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
3	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
4	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
4	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
4	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
6	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
6	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10



# MAC LAM

15/05/2006 01:19:40 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (G) Página 3

6	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
7	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
7	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
7	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
8	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
8	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
8	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10

Deformaciones totales por capa en el sistema de ejes local en %

capa	altura	epsilonLL	epsilonTT	epsilonLT
1	inf	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09
1	med	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09
1	sup	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09
2	inf	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
2	med	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
2	sup	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
3	inf	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
3	med	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
3	sup	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
4	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
4	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
4	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	inf	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	med	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
5	sup	1.3758E+01	-1.7865E+00	5.1969E-10
6	inf	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
6	med	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
6	sup	5.9857E+00	5.9857E+00	7.7722E+00
7	inf	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
7	med	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
7	sup	5.9857E+00	5.9857E+00	-7.7722E+00
8	inf	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09
8	med	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09
8	sup	-1.7865E+00	1.3758E+01	2.6685E-09

Esfuerzos 'totales' generalizados

NXX = 6.8000E+01 MPa*mm	MXX = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NYN = 0.0000E+00 MPa*mm	MYY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>
NXY = 0.0000E+00 MPa*mm	MXY = 0.0000E+00 MPa*mm <sup>2</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 01:19:40 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (G) Página 4

**Deformaciones 'totales' generalizadas**

EPSILONXX = 1.3758E+01 %	CHIXX = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONYY = -1.7865E+00 %	CHIYY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>
EPSILONXY = 5.1969E-10 %	CHIXY = 0.0000E+00 mm <sup>(-1)</sup>



# MAC LAM

15/05/2006 01:18:12 p.m. Usuario: Genaro A. Soberanis Monforte (G) Página:1

Descripción de la gráfica:

