

**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

**SECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**

**DESARROLLO DE UN MATERIAL COMPUESTO PARA APLICACIÓN  
ESTRUCTURAL**

Tesis que para obtener el grado de Maestro en Ciencias en Ingeniería Mecánica presenta:

**Hilario Hernández Moreno**

Dirigida por: Dr. Alexander S. Balankin

MÉXICO

2002

## **DEDICATORIA**

Dedico con mucho cariño este trabajo a mis Padres María Josefina Moreno de Hernández e Hilario Hernández Moreno por todo su apoyo, cariño y amor con el cual me han alimentado toda la vida.

## **AGRADECIMIENTOS**

Al Dr. Alexander Balankin por haberme asesorado, guiado, brindarme sus valiosos consejos, además de su apoyo, logístico y la facilitación de equipos.

A la ESIME Unidad Ticomán por haberme facilitado sus instalaciones y la mayor parte de los equipos empleados en el desarrollo experimental de este trabajo.

A los profesores Ing. Victor Sauce Rangel, M. en C. Asur Cortés Gómez de la ESIME Unidad Ticomán, que contribuyeron brindándome el acceso a los laboratorios a su cargo, en donde parte del desarrollo experimental fue hecho, además de proporcionar apoyo logístico, fuentes de información y sus valiosos consejos necesarios para realizar esta tesis.

Al Ing. Nicolás González Lemus del Departamento de Ingeniería de Aerovías de México S.A. de C.V. (Aeroméxico), por las facilidades para recopilar información y acceso a las instalaciones para observaciones en campo.

Al Ing. Guillermo Hernández Lara, del centro de capacitación Alas de América; por su ayuda en obtención de fuentes de información.

## INDICE

	PÁGINA
DEDICATORIA.....	i
AGRADECIMIENTOS.....	ii
NOMENCLATURA.....	vii
LISTA DE FIGURAS.....	xii
LISTA DE GRÁFICAS.....	xviii
LISTA DE TABLAS.....	xx
RESUMEN.....	1
ABSTRACT.....	2
INTRODUCCIÓN.....	3
OBJETIVO.....	7
JUSTIFICACIÓN.....	8
ANTECEDENTES.....	10
<b>CAPÍTULO 1    ESTADO DEL ARTE.....</b>	<b>15</b>
<b>CAPÍTULO 2    CONSIDERACIONES TEÓRICAS.....</b>	<b>23</b>
2.1 GENERALIDADES.....	23
2.2 COMPOSICIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO.....	35
2.3 EL REFUERZO.....	38
2.4 EL COMPUESTO.....	40

---

2.5 FLEXIÓN EN ESTRUCTURAS SÁNDWICH.....	43
<b>CAPÍTULO 3 METODOLOGÍA Y DESARROLLO</b>	
<b>EXPERIMENTAL.....</b>	<b>51</b>
3.1 METODOLOGÍA.....	51
3.2 DESARROLLO EXPERIMENTAL.....	55
3.2.1 FABRICACIÓN DEL LAMINADO COMPUESTO	
ESTRATIFICADO.....	55
3.2.2 ELABORACIÓN DEL MATERIAL SÁNDWICH.....	63
3.2.3 CARACTERÍSTICAS DE LAS PROBETAS.....	65
3.2.3.1 OBTENSIÓN DE LAS PROBETAS DE	
TENSIÓN DE LOS LAMINADOS.....	65
3.2.3.2 PROBETA PARA ENSAYO DE FLEXIÓN Y	
FATIGA EN FLEXIÓN EN MATERIALES	
SÁNDWICH.....	69
3.2.4 PRUEBAS FÍSICAS Y MECÁNICAS.....	72
3.2.4.1 ENSAYOS DE CONTENIDO DE FIBRA,	
RESINA Y POROSIDAD.....	72
3.2.4.2 ENSAYOS DE TENSIÓN.....	81
3.2.4.3 ENSAYOS PARA OBTENER EL MÓDULO	
DE ELÁSTICIDAD DE LOS LAMINADOS.....	89
3.2.4.4 ENSAYOS DE TENSIÓN EN VARIAS	
DIRECCIONES DEL LAMINADO.....	92
3.2.4.5 ENSAYOS DE FLEXIÓN EN SÁNDWICH.....	93
3.2.4.6 ENSAYOS DE FATIGA.....	101
<b>CAPÍTULO 4 RESULTADOS Y ANÁLISIS ESTADÍSTICO</b>	
<b>DE LOS DATOS EXPERIMENTALES.....</b>	<b>107</b>
4.1 RESULTADOS DE COMPOSICIÓN.....	107

---

4.1.1	PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE COMPOSICIÓN.....	107
4.1.2	ANÁLISIS DE RESULTADOS DE COMPOSICIÓN..	118
4.2	RESULTADOS DE ENSAYOS DE TENSIÓN.....	212
4.2.1	PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN.....	121
4.2.2	ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN.....	132
4.3	RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD.....	136
4.3.1	PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD.....	136
4.3.2	ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD.....	139
4.4	RESULTADOS DE TENSIÓN EN DIRECCIONES.....	140
4.4.1	PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN EN DIRECCIONES...	140
4.4.2	ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN EN DIRECCIONES.....	145
4.5	RESULTADOS DE FLEXIÓN.....	146
4.5.1	PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE FLEXIÓN.....	146
4.5.2	ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE FLEXIÓN.....	153
4.6	RESULTADOS DE FATIGA EN SÁNDWICH.....	159
4.6.1	PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS EN FATIGA.....	159
4.6.2	ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE FATIGA EN SÁNDWICH.....	163
4.7	RESUMEN DE RESULTADOS.....	164

<b>CONCLUSIONES.....</b>	<b>166</b>
<b>RECOMENDACIONES PARA TRABAJO FUTURO.....</b>	<b>170</b>
<b>REFERENCIAS.....</b>	<b>172</b>
<b>ANEXO 1 ORGANIZACIÓN DE PROBETAS.....</b>	<b>178</b>
<b>ANEXO 2 DIAGRAMAS.....</b>	<b>184</b>

## NOMENCLATURA

ads	Subíndice relativo al adhesivo
A	Área
$A_C$	Área de la sección transversal de la cubierta del sándwich, área de la sección transversal de la probeta
$A_f$	Área de refuerzo
$A_m$	Área de la matriz
$A_p$	Área de poros
$A_t$	Área total del compuesto
A	Subíndice relativo al punto A
$a_s$	Ancho del sándwich
c	Subíndice referente a la cubierta del sándwich
crit	Subíndice referente a una condición crítica
B	Subíndice relativo al punto B
$\delta$	Deflexión
e	Espesor

## NOMENCLATURA

---

$e_f$	Espesor equivalente de refuerzo
$e_m$	Espesor equivalente de matriz
$e_p$	Espesor equivalente de porosidad
$e_c$	Espesor de la cubierta del sándwich
$e_n$	Espesor del núcleo del sándwich
$E$	Módulo de elasticidad
$F$	Fuerza, carga transversal aplicada al sándwich
$F_C$	Fuerza sobre las cubiertas del sándwich
$F_i$	Fuerza cortante sobre la interface
$F_l$	Fuerza de empuje hidrostático
$F_m$	Peso indicado en balanza
$f(x)$	Densidad de probabilidad de la variable $x$
$F(x)$	Distribución de probabilidad de la variable $x$
$f$	Subíndice indicativo de refuerzo o de fibra
$\gamma_{\text{agua}}$	Peso específico del agua
$h$	Espesor total del compuesto
$i$	Subíndice relativo a la interface núcleo cubierta del sándwich, relativo a iésimo elemento
$L$	Longitud entre apoyos del sándwich en flexión
$L_{\text{crit}}$	Longitud crítica que marca el límite de falla por esfuerzo cortante en material sándwich
$m$	Masa, pendiente de una recta
$m_{\text{af}}$	Masa por unidad de área de refuerzo

## NOMENCLATURA

---

$m_f$	masa de refuerzo
$m_m$	masa de matriz
$m$	Subíndice indicativo de matriz o de resina
MAX	Subíndice referente a la condición máxima
M	Fracción másica
$M_f$	Fracción másica de refuerzo
$M_m$	Fracción másica de matriz
$M_p$	Fracción másica de poros
$M_t$	Masa total
$M_x$	Momento flector sobre el eje x
$M_y$	Momento flector sobre el eje y
$M_z$	Momento flector sobre el eje z
$\mu$	Media de una distribución de probabilidad
$n$	Subíndice indicativo del núcleo del sándwich
$\omega$	Velocidad angular, frecuencia de aplicación de la carga en radianes por segundo
$p$	Propiedad cualquiera
$p$	Subíndice indicativo de porosidad
R	Fuerza de reacción
$R_A$	Fuerza de reacción en el punto A
$R_B$	Fuerza de reacción en el punto B

## NOMENCLATURA

---

$\rho$	Densidad
$\rho_f$	Densidad de refuerzo
$\rho_m$	Densidad de matriz
$\rho_t$	Densidad total, densidad de compuesto, densidad de probeta de compuesto
s	Subíndice relativo al sándwich
$\sigma$	Esfuerzo normal
$\sigma_C$	Esfuerzo normal longitudinal en cubiertas del sándwich
$\sigma_{CMAX}$	Esfuerzo normal longitudinal máximo en cubiertas del sándwich
$\sigma$	Desviación estándar para una distribución de probabilidad
$\sigma^2$	Varianza de una distribución de probabilidad
t	Subíndice referente al compuesto, subíndice referente a total
t	Tiempo
$\tau$	Esfuerzo cortante
$\tau_n$	Esfuerzo cortante en el núcleo del sándwich
$\tau_{ads}$	Esfuerzo cortante en el adhesivo entre núcleo y cubiertas del sándwich
v	Volumen
$v_f$	Volumen de refuerzo
$v_m$	Volumen de matriz
$v_p$	Volumen de poros
V	Fracción volumétrica
$V_f$	Fracción volumétrica de refuerzo

## NOMENCLATURA

---

$V_m$	Fracción volumétrica de matriz
$V_p$	Fracción volumétrica de poros
$V_t$	Volumen total, volumen de probeta de compuesto
$W_t$	Peso de la probeta de compuesto.

## LISTA DE FIGURAS

<b>FIGURA</b>	<b>PÁGINA</b>
Figura A-1	Ejemplos de materiales sandwiches 13
Figura A-2	Panal de abeja en cartón (Honeycomb) 13
Figura 1-1	Pisos de panal sandwich en avión MD-80 19
Figura 1-2	Piso de panal sandwich avión MD-80 19
Figura 1-3	Detalle del piso de la cabina de pasajeros de un avión MD 80. 20
Figura 1-4	Cubierta lateral para inspección de motor en un B-767. 20
Figura 1-5	Aletas hipersustentadoras (Flaps) en un avión B 767 fabricadas en material compuesto tipo sandwich 21
Figura 1-6	Compuertas del pozo del tren de aterrizaje principal del avión B – 767 21
Figura 1-7	Superficie de control que presenta núcleo de sandwich en panal de abeja de aluminio y cubiertas en aluminio. 22
Figura 1-8	Panales de abeja en NOMEX y Aluminio 22
Figura 2-1	Comportamiento en direcciones a) lamina , b) 0°, c) 45° d) 90° 24
Figura 2-2	Comportamiento anisotrópico 25
Figura 2-3	Material ortotrópico 26
Figura 2-4	Comportamiento en tensión de refuerzo (a) y matriz (b). 27
Figura 2-5	Comportamiento en tensión de un material compuesto 28
Figura 2-6	Esquema del concreto 29
Figura 2-7	Corte esquemático de un estratificado 31
Figura 2-8	Corte de un estratificado mostrando delaminación 31

LISTA DE FIGURAS

---

Figura 2-9	Orientaciones empleadas comúnmente	32
Figura 2-10	Simetría espejo	32
Figura 2-11	Arreglos bidimensionales de fibra (1)	33
Figura 2-12	Arreglos bidimensionales de fibra (2)	33
Figura 2-13	Arreglos en direcciones múltiples y arreglos tridimensionales	34
Figura 2-14	Desarrollo de material metálico	34
Figura 2-15	Desarrollo de material compuesto	35
Figura 2-16	Estructura equivalente de un compuesto	39
Figura 2-17	Composición de material compuesto	40
Figura 2-18	Esquema de cargas aplicadas sobre un compuesto sándwich	43
Figura 2-19	Diagrama de cuerpo libre de un compuesto sándwich	44
Figura 2-20	Momento flector actuando sobre la sección de análisis	44
Figura 2-21	Cargas y momento flector en sándwich	45
Figura 2-22	Fuerzas en las cubiertas provocadas por el momento flector	46
Figura 2-23	Esfuerzo cortante en el núcleo	48
Figura 2-24	Segmento de sandwich con cargas aplicadas	49
Figura 2-25	Esfuerzos cortantes en el núcleo provocadas por la fuerza en las cubiertas	49
Figura 3-1	Diagrama de la metodología empleada	54
Figura 3-2	Micrografía del refuerzo presentando tejido tafetás amplificado a 15 aumentos.	55
Figura 3-3	Orientaciones de la tela empleadas	57
Figura 3-4	Distribución de las orientaciones en el laminado	58
Figura 3-5	Trazo de los segmentos en diferentes orientaciones	58
Figura 3-6	Refuerzo cortado en diferentes orientaciones	59
Figura 3-7	Colocación de refuerzo en el horno	59
Figura 3-8	Eliminación del recubrimiento del refuerzo	60
Figura 3-9	Dispositivo empleado para elaboración del laminado	60
Figura 3-10	Impregnación de resina al refuerzo	61
Figura 3-11	Conjunto de fibra impregnado de resina	62
Figura 3-12	Esquema del conjunto para elaboración de compuesto	62

LISTA DE FIGURAS

---

Figura 3-13	Laminado terminado	62
Figura 3-14	Constitución de material sandwich mostrando detalle en la Interface	63
Figura 3-15	Núcleo de panal de abeja en cartón	63
Figura 3-16	Elaboración de sándwich	64
Figura 3-17	Sándwich	65
Figura 3-18	Laminado	65
Figura 3-19	Cortadora Abrasimet	66
Figura 3-20	Soportes para corte de laminado	66
Figura 3-21	Instalación de soportes para laminado	67
Figura 3-22	corte de laminado	67
Figura 3-23	Esquema de corte de laminados (1)	68
Figura 3.24	Esquema de corte de laminados (2)	68
Figura 3-25	Dimensiones de la probeta para ensayos de flexión y fatiga	70
Figura 3-26	Sierra circular y corte de probetas para flexión y fatiga	71
Figura 3-27	Probeta terminada para ensayos de flexión y fatiga	71
Figura 3-28	Probeta para evaluación del contenido de fibra, resina y Porosidad	72
Figura 3-29	Probeta de medición de densidad (a) esquema (b) fotografía	73
Figura 3-30	Dispositivo para medición de densidad	73
Figura 3-31	Báscula	74
Figura 3-32	Dispositivo en posición para hacer medición	75
Figura 3-33	Representación esquemática del dispositivo de medición de Densidad	75
Figura 3-34	Crisol	77
Figura 3-35	Medición de masa de crisol y probeta	78
Figura 3-36	Calentamiento de compuesto en horno	78
Figura 3-37	Crisol con fibra después de que la resina se ha consumido	79
Figura 3-38	Crisol con fibra en desecador	79
Figura 3-39	Probeta para tensión (a) croquis con dimensiones y (b) fotografía	81

Figura 3-40	Máquina universal AG-100	82
Figura 3-41	Equipo completo empleado para los ensayos de tensión	83
Figura 3-42	Diagrama esfuerzo - deformación característico del compuesto	85
Figura 3-43	Ejemplos de caracterización del modo de falla según norma ASTM D 3039	89
Figura 3-44	Probetas para obtención del módulo de elasticidad	90
Figura 3-45	Máquina INSTRON modelo 8502	90
Figura 3-46	Extensómetro	91
Figura 3-47	Probeta con extensómetro, colocada en máquina de pruebas.	92
Figura 3-48	Probetas para tensión extraídas del laminado en varias Direcciones	92
Figura 3-49	(a) Croquis con dimensiones de la probeta para ensayos de Flexión	93
Figura 3-49	(b) Fotografía de la probeta empleada para ensayos de flexión	94
Figura 3-50	Indicador de variaciones	94
Figura 3-51	Soporte para indicador de variaciones	95
Figura 3-52	Dispositivo para medir deflexión en el sándwich	95
Figura 3-53	Dispositivo de flexión montado en máquina de ensayos	96
Figura 3-54	Arreglo completo con probeta, para ensayo de flexión	97
Figura 3-55	Esquema explicativo del arreglo para ensayo de flexión	97
Figura 3-56	Arreglo de probeta, dispositivo y máquina de ensayos Definitivo	99
Figura 3-57	Dispositivo empleado para fatiga en flexión	102
Figura 3-58	Colocación de dispositivo en maquina para fatiga	102
Figura 3-59	Arreglo con la probeta montada	103
Figura 3-60	Carga cíclica sinusoidal	104
Figura 3-61	Variación cíclica sinusoidal de los esfuerzos normal y cortante	105
Figura 4-1	Modos de falla parte 1	124
Figura 4-2	Modos de falla parte 2	125

Figura 4-3	Comparación entre dos compuestos con igual volumen de Refuerzo	133
Figura 4-4	Falla por esfuerzo cortante en la interface	149
Figura 4-5	Fotografía en donde se observa la falla por inestabilidad del núcleo	160
Figura 4-6	Fotografía con detalle de la falla por desprendimiento de Interface	161
Figura AN2-1	Diagramas de los ensayos de tensión probetas 1-6	185
Figura AN2-2	Diagramas de los ensayos de tensión probetas 7-12	186
Figura AN2-3	Diagramas de los ensayos de tensión probetas 13-18	187
Figura AN2-4	Diagramas de los ensayos de tensión probetas 19-24	188
Figura AN2-5	Diagramas de los ensayos de tensión probetas 25-30	189
Figura AN2-6	Gráficas de los ensayos de tensión en diferentes direcciones	190
Figura AN2-7	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-1P1, S-1P2 y S-1P3	191
Figura AN2-8	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-2P1, S-2P2 y S-2P3	192
Figura AN2-9	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-3P1, S-3P2 y S-3P3	193
Figura AN2-10	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-4P1, S-4P2 y S-4P3	194
Figura AN2-11	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-5P1, S-5P2 y S-5P3	195
Figura AN2-12	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-6P1, S-6P2 y S-6P3	196
Figura AN2-13	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-7P1, S-7P2 y S-7P3	197
Figura AN2-14	Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-8P1, S-8P2 y S-8P3	198

LISTA DE FIGURAS

---

- Figura AN2-15 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-9P1, S-9P2 y S-9P3 199
- Figura AN2-16 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-10P1, S-10P2 y S-10P3 200

## LISTA DE GRÁFICAS

	<b>PÁGINA</b>
Gráfica 3-1 Comparación de la deflexión medida con dispositivo y mediante desplazamiento de puente de la máquina	99
Gráfica 4-1 Distribución Logística para la densidad	111
Gráfica 4-2 Distribución normal para la densidad	112
Gráfica 4-3 Distribución logística para la fracción volumétrica de refuerzo (fibra)	113
Gráfica 4-4 Distribución logística para la fracción volumétrica de matriz (resina)	114
Gráfica 4-5 Distribución logística para la fracción másica de refuerzo (fibra)	115
Gráfica 4-6 Distribución log-logística para la fracción másica de matriz (resina)	117
Gráfica 4-7 Evolución de las fracciones volumétricas en los ensayos de Composición	119
Gráfica 4-8 Evolución de la densidad	120
Gráfica 4-9 Diagrama esfuerzo – deformación de la probeta 21 (P-6/3)	122
Gráfica 4-10 Diagrama esfuerzo – deformación mostrando el esfuerzo de transición	122
Gráfica 4-11 Distribución Beta General para esfuerzo máximo	127
Gráfica 4-12. Distribución de Gaus Inversa para esfuerzo de transición	129
Gráfica 4-13 Distribución uniforme para esfuerzo de transición	131
Gráfica 4-14 Variación del esfuerzo máximo en función del espesor de la probeta	132

## LISTA DE GRÁFICAS

---

Gráfica 4-15	Comportamiento del esfuerzo de transición en función del espesor	134
Gráfica 4-16	Distribución de probabilidad logística para el módulo de elasticidad cuerda	138
Gráfica 4-17	Distribución normal para módulo de elasticidad por regresión	139
Gráfica 4-18	Variación del Módulo de elasticidad con el espesor	140
Gráfica 4-19	Variación del módulo de elasticidad por regresión con respecto a la orientación	142
Gráfica 4-20	Variación del módulo cuerda con respecto a la orientación	143
Gráfica 4-21	Variación del esfuerzo máximo con la orientación	144
Gráfica 4-22	Variación del esfuerzo de transición con respecto a la orientación	145
Gráfica 4-23	Esfuerzo normal en cubiertas contra deflexión	148
Gráfica 4-24	Esfuerzos cortantes en núcleo variantes 1 y 2	149
Gráfica 4-25	Distribución logística para esfuerzo cortante en el núcleo	150
Gráfica 4-26	Distribución triangular para el esfuerzo cortante en el núcleo	153
Gráfica 4-27	Ciclos a la fractura en fatiga	162
Gráfica 4-28	Distribución Log-lógica para ciclos en fatiga	163
Gráfica 5-1	Fracciones volumétricas de resina fibra y porosidad	166

## LISTA DE TABLAS

	<b>PÁGINA</b>	
Tabla 3-1	Intervalos de deformación para el cálculo del módulo cuerda	86
Tabla 3-2	Caracterización de los modos de falla	88
Tabla 3-3	Modos de falla en ensayos de fatiga	106
Tabla 4-1	Propiedades físicas de matriz de refuerzo y líquido de referencia	108
Tabla 4-2	Resultados de los ensayos de densidad	108
Tabla 4-3	Resultados de los ensayos de composición	109
Tabla 4-4	Resultados de los ensayos de tensión	120
Tabla 4-5	Modos de falla presentados en los ensayos y su significado	125
Tabla 4-6	Frecuencia de aparición de los modos de falla	135
Tabla 4-7	Condensado de los resultados de los ensayos para módulo de elasticidad	136
Tabla 4-8	Resultados condensados de las propiedades según su orientación	141
Tabla 4-9	Estadística de los ensayos para obtener el módulo de elasticidad	145
Tabla 4-10	Condensado de resultados de los ensayos de flexión	147
Tabla 4-11	Estadística de los ensayos de flexión	154
Tabla 4-12	Estadística de los ensayos de tensión	154
Tabla 4-13	Carga soportable por el sándwich, en función del ancho, cuando la falla esta determinada por esfuerzo cortante	158
Tabla 4-14	Esfuerzo cortante en cubiertas en función de la longitud	158
Tabla 4-15	Condensado de resultados de los ensayos de fatiga	160
Tabla 4-16	Propiedades de los laminados	165
Tabla 4-17	Propiedades de los sándwiches	165
Tabla AN1-1	Laminados fabricados para hacer probetas	178

## LISTA DE TABLAS

---

Tabla AN1-2 Distribución de probetas por laminado parte 1	180
Tabla AN1-3 Distribución de probetas por laminado parte 2	181
Tabla AN1-4 Distribución de probetas para laminado 6	181
Tabla AN1-5 Distribución de laminados por sándwich	182
Tabla AN1-6 Probetas para flexión	183
Tabla AN1-7 Probetas para fatiga	183

## **RESUMEN**

La necesidad de desarrollar materiales para aplicaciones estructurales en México hace que los trabajos de investigación se realicen con materiales que puedan ser fácilmente obtenidos. Entre los materiales más conocidos en las aplicaciones automotrices se encuentran el refuerzo con fibra de vidrio y la resina poliéster; sin embargo, se carece de información suficiente sobre su comportamiento mecánico, y esto se traduce en que las labores de diseño se lleven a cabo de manera empírica y por lo tanto las aplicaciones se ven restringidas a elementos que no forman parte de la estructura primaria. En este trabajo se desarrolla un material compuesto tipo sándwich, empleando materiales de fácil obtención en el mercado nacional, como son; la fibra de vidrio, resina poliéster y núcleo de panal de abeja en cartón, se realiza la evaluación al material para su posible utilización en aplicaciones automotrices y para futuros desarrollos en el campo de la aeronáutica. Este desarrollo se soporta mediante ensayos físicos para obtener la densidad, las fracciones volumétricas de fibra, resina y porosidad, así como ensayos mecánicos para evaluar en tensión las cubiertas, ensayos de flexión y fatiga para el sandwich. Los datos obtenidos se tratan como variables aleatorias, y las propiedades que se obtienen se establecen sobre una base probabilística. Este trabajo trata de aportar una pequeña contribución para investigaciones posteriores.

## **ABSTRACT**

The need to develop materials for structural applications in Mexico, impulse the research work to take advantage of materials that could be easily obtained. The glass reinforcement fiber and the polyester resin are some of the most popular materials used in automotive applications, but there is a lack in mechanical behavior information, making the design activity something an empirical task, and so the applications of these materials are restricted to non primary structural applications. This work try to developpe a sandwich composite using materials easily obtainables from the national market as glass fiber reinforcement, polyester resin and carton honeycomb core, intrended to be evaluated for vehicle and futur aeronautical applications. This developement is supported by physical testing in order to obtain the density, volume fractions of resin content, fiber content and void content of covers, and also tension testing of covers, flexion and fatigue testing of the sandwich material, the data obtained are treated as random variables and thus the properties are established over a probabilistic basis, This work tries to make a small contribution for further research.

## INTRODUCCIÓN

Este trabajo tiene como finalidad el desarrollo de un material compuesto tipo sándwich para aplicaciones estructurales, analizar la posibilidad de su aplicación en pisos de vehículos, como pueden ser autobuses, o vehículos aéreos de tipo experimental, evaluando sus propiedades mecánicas con ensayos sobre el material compuesto empleado en las cubiertas, así como también de los ensayos de flexión y fatiga para todo el sándwich. Estas propiedades se obtienen sobre una base probabilística, se toma cada propiedad como una variable aleatoria y aproximando la distribución de probabilidad que mejor ajuste a los datos arrojados por los ensayos.

El desarrollo de este material implica la fabricación de material compuesto para las cubiertas, la fabricación del sándwich, la obtención de las probetas, los ensayos para la obtención de las propiedades mecánicas y el tratamiento estadístico y probabilístico de las propiedades. Por otro lado, para su fabricación se emplean materiales de fácil adquisición en el mercado nacional, por lo que se empleó una matriz a base de resina poliéster, cartón en forma de panal de abeja, ambos producidos en México y fibra de vidrio de fácil adquisición

Este compuesto tipo sándwich está formado de dos cubiertas de material compuesto estratificado con matriz de poliéster y refuerzo de fibra de vidrio textilizado, que se encuentra comercialmente en el mercado nacional. Así mismo es el de uso mas frecuente en aplicaciones convencionales. El núcleo está formado por panal de abeja (honey comb) fabricado en cartón, de fabricación nacional.

En México, el empleo de materiales compuestos es amplio en apariencia; sin embargo, pocas o prácticamente ninguna aplicación en elementos mecánicos de máquinas o estructuras, esto es debido al escaso conocimiento que sobre estos materiales se tiene, por lo que un paso fundamental es la evaluación de las propiedades mecánicas y con base en estas, obtener de manera objetiva los parámetros que permitan el diseño de piezas y elementos estructurales.

Por otro lado, los compuestos tipo sandwich se emplean extensamente en diversas aplicaciones, es destacable su uso en componentes estructurales en aeronaves y vehículos ligeros. En las aeronaves los pisos de la cabina de pasajeros están formados por este tipo de estructuras en diversos materiales, pueden ser con núcleos de panel metálico, de fibra de vidrio, y cubiertas en compuesto laminado de resina epóxica y refuerzo de vidrio, kevlar o carbono [1], también son ampliamente utilizados en los elementos estructurales que forman las superficies de control. En estructuras de vehículos espaciales se ocupan para la estructura principal o para soportar los diversos equipos no estructurales. En lanzadores destaca su aplicación en componentes del cuerpo principal [2]. Este tipo de materiales presenta relaciones elevadas de resistencia contra densidad, esto es lo que los hace atractivos para las aplicaciones antes mencionadas.

Otra ventaja de este tipo de materiales es que pueden adquirir formas relativamente complejas, puesto que los procesos de fabricación empleados así lo permiten. En el mundo existe un conocimiento amplio con base en varias décadas de investigación, en nuestro país son numerosas las aplicaciones de los materiales compuestos, sobre todo de plástico poliéster reforzado con fibra de vidrio, para aplicaciones de cubiertas; sin embargo, los procesos empleados no son evaluados de manera objetiva. La aplicación de materiales sándwich elaborados con poliéster y fibra de vidrio, permitiría el empleo de un material ampliamente conocido, sólo que avaluado de maneja objetiva.

Los materiales sándwich están formados por cubiertas que trabajan como membranas y que soportan los esfuerzos normales, generados por la flexión al momento de que el sándwich soporta una carga transversal. El núcleo está constituido por un material de baja densidad, que se encarga de soportar los esfuerzos cortantes. En general, estos son en magnitud mucho más

bajos que los esfuerzos normales en las cubiertas, lo que permite el empleo de materiales con bajas propiedades mecánicas, reduciendo de esta manera el peso.

Para la aplicación en pisos de vehículos un compuesto sándwich debe ser capaz de soportar las cargas debidas al peso de los pasajeros y las variaciones de carga debidas al movimiento del vehículo, por eso es importante conocer los esfuerzos en el sándwich, para esto es necesario comprender las propiedades mecánicas de las cubiertas, otro aspecto importante es conocer y poder estimar los ciclos de vida del componente, de esta manera prever el número de ciclos a los cuales es necesario cambiar el componente. Debido a esto los ensayos en flexión y fatiga arrojan datos importantes.

Los materiales compuestos presentan una dispersión estadística de sus propiedades mayor que los materiales metálicos, si esas propiedades se tratasen de manera determinística, la ventaja de utilizar estos materiales se vería mermada. En la actualidad se ha trabajado principalmente en tratar las propiedades de los materiales compuestos como variables aleatorias, a fin de tener una cantidad de parámetros mayor que permita una mejor aproximación a su comportamiento. Es por esto que actualmente se obtienen las propiedades de estos materiales bajo una base probabilística, lo que permite que se empleen metodologías de diseño también con bases probabilísticas. Considerando lo anterior, este trabajo pretende tomar un enfoque probabilístico para el tratamiento de las propiedades mecánicas que se obtuvieron en la caracterización, tanto del compuesto para las cubiertas, como del sándwich en sí mismo.

En el capítulo 1, se hace una breve reseña sobre el estado del arte, el énfasis se pone en las aplicaciones actuales, las investigaciones en desarrollo tecnológico y ciencia aplicada en el campo de los materiales sándwich. En el capítulo 2, se presenta de manera resumida el comportamiento de los materiales compuestos, de manera detallada la constitución del mismo y su comportamiento en flexión. En el capítulo 3, se describe la metodología empleada en el desarrollo del compuesto describiendo los pasos que se siguieron. En el capítulo 4, se presenta el desarrollo experimental, explicando al detalle todo el proceso de fabricación empleado, la descripción de los ensayos de composición, tensión en cubiertas, módulo de elasticidad, flexión y fatiga así como la manera de obtener las propiedades derivadas de dichos ensayos.

En el capítulo 5 se presentan los resultados, aquí se presenta su análisis estadístico, así como su manejo probabilístico, encontrando las distribuciones de probabilidad que mejor ajustan a los datos. Posteriormente se presentan las conclusiones a las que se llegaron durante el desarrollo de este trabajo. Por último se presentan las recomendaciones sobre el trabajo futuro que se puede realizar.

## **OBJETIVO**

Desarrollar un material compuesto experimental tipo sándwich, para aplicaciones estructurales, fabricado con infraestructura convencional y materiales de fácil adquisición en el mercado nacional.

## JUSTIFICACIÓN

En México se tiene escaso conocimiento acerca de los materiales compuestos de matriz polimérica; sin embargo, las aplicaciones tecnológicas de estos materiales son extensas. Los materiales compuestos que tienen una mayor difusión son los plásticos reforzados con fibra de vidrio [3], destacando sobre todo el empleo de resina poliéster y refuerzo de vidrio tipo E. Las aplicaciones son variadas destacándose sobre todo las autopartes y carrocerías. Estas piezas se emplean en partes no sometidas a grandes esfuerzos.

Los materiales compuestos presentan la gran ventaja de formar estructuras ligeras [4]; sin embargo, en México no se tiene un conocimiento sólido bien establecido sobre el análisis de esfuerzos y metodologías de diseño para este tipo de materiales, lo que impide su empleo en estructuras primarias principalmente de vehículos. Por otro lado, la tendencia mundial es el incremento de los materiales compuestos para las estructuras de vehículos, destacándose sobre todo su aplicación en la aeronáutica y el espacio, como se muestra en el estado del arte de este trabajo.

Dentro de los materiales compuestos tienen relevancia los materiales tipo sandwich, que sobresalen por su capacidad para trabajar como vigas o placas, puesto que permiten absorber cargas transversales además de tener bajo peso. En la industria aeronáutica se emplean los sandwiches comúnmente para pisos en la cabina de pasajeros de los aviones de transporte desde hace varias décadas (años setenta hasta el presente).

El desarrollo del material que se presenta en este trabajo, permitirá tener parámetros para evaluar el comportamiento, de manera objetiva, de materiales sandwich, evaluar la posibilidad

## JUSTIFICACIÓN

---

de su aplicación en vehículos, obtención de propiedades sobre una base probabilística, impulsar la investigación en el país sobre materiales compuestos a base de matriz polimérica.

## **ANTECEDENTES**

Los materiales estructurales, como su nombre lo indica, son empleados en estructuras y tienen la función de soportar esfuerzos. Dependiendo de las condiciones a las que vaya estar sometida la estructura serán los requisitos exigidos. En las obras civiles, como edificios, puentes, casas, los materiales empleados deben soportar grandes cargas, las cargas no tienen mucha variación con respecto al tiempo, además de que la transmisión de cargas es hacia el piso, por lo que en ese caso se prefiere el uso de materiales muy resistentes, aunque su densidad sea elevada, tal es el caso del concreto, algunos tipos de aceros, madera.

En el caso de estructuras de vehículos, por ejemplo, automóviles, barcos, aeronaves, una restricción a vencer es el peso, puesto que el vehículo se desplaza y por tanto, está sometido a la acción de las fuerzas provocadas por la inercia. Las aceleraciones de este provocan fuerzas y quien proporciona la energía para el desplazamiento es la planta motriz, entonces, hay interés en reducir la masa, para con esto reducir el consumo de energía. Otro de los motivos para reducir el peso de la estructura en un vehículo, es la relación costo beneficio, es decir el ahorro en peso de la estructura será el aumento en la carga útil que puede transportar. Es decir el ahorro de peso en la estructura de un autobús significará un incremento en el número de pasajeros transportados. A este efecto los materiales empleados necesitan tener una baja densidad. Estos materiales han sido aceros, aleaciones de aluminio, aleaciones de magnesio, plásticos y materiales compuestos.

En el caso de las estructuras en aeronaves y vehículos espaciales, el peso juega un factor de vital importancia; a este respecto, los materiales empleados en este tipo de estructura, por un lado tienen que soportar adecuadamente los esfuerzos y por otro lado deben formar una

estructura ligera, que permita transportar una cantidad de carga que produzca un beneficio económico. Los materiales empleados en este tipo de estructuras, son las aleaciones de aluminio principalmente, debido a que su relación de esfuerzo de cedencia contra densidad es alta, en comparación con los aceros. En los últimos 30 años se ha visto el incremento en el empleo de materiales compuestos para este tipo de estructuras, puesto que proporcionan relaciones de resistencia específica superiores que las aleaciones de aluminio [5] [4].

Los materiales compuestos se forman por la unión de varios materiales con características diferentes entre sí, uno de ellos es una matriz y el otro es un refuerzo. El refuerzo tienen como finalidad elevar las características mecánicas de la matriz, como son el esfuerzo máximo o el módulo de elasticidad, en tanto que la matriz sirve para mantener la forma. Las matrices y los refuerzos pueden ser materiales metálicos, cerámicos o polímeros, que en combinación imprimen al compuesto resultante las características deseadas. Esto se logra variando las proporciones de fibra y matriz.

Una matriz polimérica es dúctil sin embargo, soporta bajos esfuerzos, por otro lado, un refuerzo cerámico puede soportar altos esfuerzos pero tiene baja ductilidad, si se mezclan en alguna proporción estos dos materiales, el compuesto formado, tendrá una ductilidad mayor que el refuerzo y tendrá una mayor resistencia que la matriz.

Los refuerzos pueden agregarse en varias formas, como partículas, fibras cortas o largas, los refuerzos estructurales más empleados en aplicaciones de vehículos son: Vidrio, Carbono, Kevlar (fibra de aramida), Boro, entre otros. Las matrices más empleadas son principalmente polímeros como los plásticos epóxicos, poliéster y fenólicos. Los compuestos que se emplean más frecuentemente en la construcción de vehículos son: los plásticos reforzados con fibra de vidrio (GFRP) [3], fibra de carbono(CFRP) [3] o aramida (Kevlar)(AFRP) [3].

Puesto que los refuerzos empleados generalmente se emplean en forma de fibras, el compuesto resulta ser un material ortotrópico, esto significa que presenta direccionalidad en sus propiedades. Muchos de estos refuerzos en forma de fibras están textilizados y presentan forma de tela, de tal manera que para que el compuesto pueda actuar de manera conveniente,

es necesario una sucesión de capas de fibra y matriz cada una con una orientación específica, esta orientación dependerá de la dirección de los esfuerzos.

Muchos de los elementos estructurales en los vehículos tienen que soportar cargas transversales, estas cargas transversales provocan flexión. Una manera de soportar estas cargas empleando materiales compuestos, son las estructuras tipo sandwich, las cuales están formadas por dos cubiertas de material compuesto, como se describió anteriormente y entre ellas un núcleo de material de baja densidad, las cubiertas y el núcleo se encuentran unidos mediante un adhesivo. Las cubiertas están alejadas de la línea neutra lo que permite que trabajen como membranas, es decir, que estén sometidas a esfuerzos en el plano (condición de esfuerzo plano) y de esta manera absorber los esfuerzos normales provocados por los momentos flectores. El núcleo necesita mantener la separación entre las dos cubiertas, por lo que se encuentra sometido a la acción de los esfuerzos cortantes. De esta manera se tiene un compuesto que tiene baja densidad y una alta capacidad para soportar cargas transversales, estas características los hacen atractivos para aplicaciones en estructuras ligeras.

Los materiales empleados en las cubiertas son los ya mencionados, plásticos reforzados con diferentes fibras, aleaciones de aluminio, aleaciones de titanio. De estos, los plásticos reforzados son los más comunes. En estructuras aeronáuticas son los más utilizados. Los materiales empleados en el núcleo son madera balsa, espumas de diversos plásticos como poliuretano, y también materiales que presentan forma hexagonal llamados panal de abeja (honeycomb). Estos panales de abeja pueden ser fabricados en aluminio, NOMEX, fibra de vidrio impregnada con epóxico, o cartón. En la figura A-1 se presentan varios ejemplos de materiales sandwich comerciales. (Honeycomb).

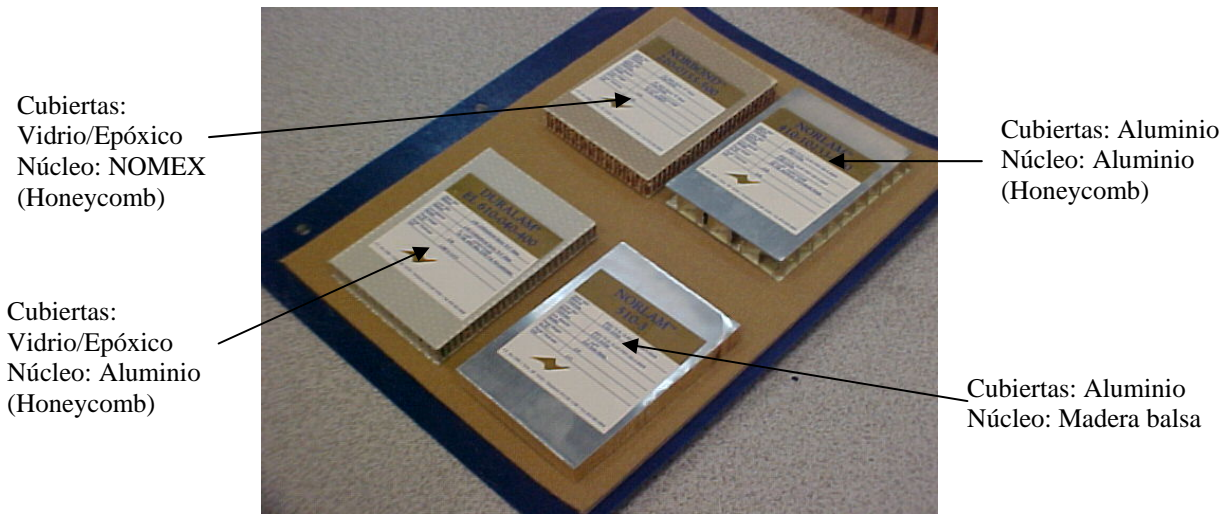


Figura A-1 Ejemplos de materiales sándwiches

En la figura A-2 se presenta un núcleo en cartón,

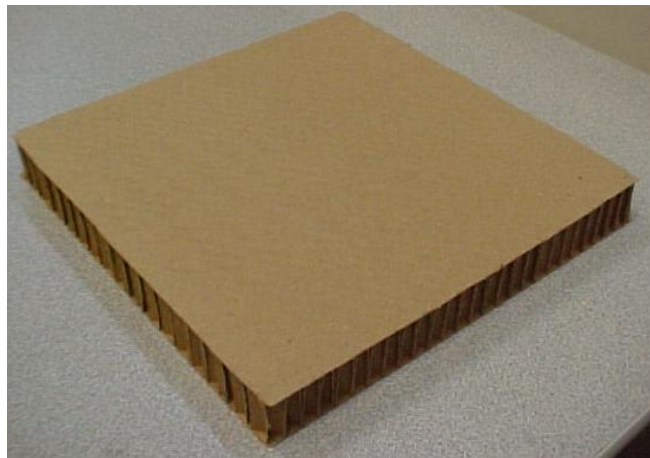


Figura A-2 Panal de abeja en cartón (Honeycomb)

En México, en cuanto al aspecto de refuerzos para materiales compuestos se fabrica solamente fibra de vidrio tipo E, por el lado de las matrices poliméricas, solamente se fabrica resina poliéster. Existen varios proveedores de resina epóxica, sin embargo la resina base es de importación. Por otro lado la mayoría de las piezas de material compuesto, para carrocerías de fabricación nacional, son hechas en fibra de vidrio y resina poliéster.

Debido a esto último se considera necesario desarrollar compuestos fabricados con los materiales nacionales, por lo que el sandwich desarrollado se realizó con cubiertas de plástico reforzado con fibra de vidrio.

## **CAPÍTULO 1.- ESTADO DEL ARTE**

En este capítulo se hace una revisión bibliográfica y de campo sobre los trabajos de investigación y desarrollos tecnológicos importantes, realizados hasta la fecha, a nivel internacional, así como nacional, sobre los materiales compuestos y las metodologías para caracterización y diseño.

Los materiales compuestos han sido empleados en aplicaciones ingenieriles desde hace varias décadas, en los años 50 la carrocería del automóvil GM – Corvette 1953 estaba completamente hecha en plástico poliéster reforzado con fibra de vidrio, se produjeron con ritmos de 10 000 ejemplares por año. De la misma década también destaca el modelo Citroën DS del año 1955, en el cual el techo estaba fabricado en plástico poliéster reforzado con fibra de vidrio, se produjeron 70 000 ejemplares por año [6]. Para el año 1986 el modelo Renault Alpine su carrocería estaba completamente hecha en fibra de vidrio y resina poliéster [6]. En construcción de ferrocarriles destaca el diseño de la carretilla M.B.B. completamente hecha en fibra de vidrio y resina poliéster la cual tubo una ganancia de masa de 1 tonelada [6].

En construcción naval como ejemplo se tiene el barco BAMO (Barco oceánico antiminas) completamente hecho en estructura sandwich con cubiertas de plástico poliéster reforzado con fibra de vidrio y núcleo de madera balsa [6].

En donde ha tenido mayor avance el desarrollo de materiales compuestos ha sido en el campo de la aeronáutica y del espacio. Los primeros elementos fabricados en material compuesto, introducidos en aviones de transporte comercial, se realizaron en el periodo de 1972 a 1986, dentro del programa establecido por la Agencia estadounidense NASA llamado: Aircraft Energy Efficiency (ACEE) [7], en este programa participaron los constructores de aviones más importantes de los Estados Unidos, el cual se empleó principalmente el material

compuesto Narmco T300/5208 hecho de plástico epóxico reforzado con fibra de carbono [7]; sin embargo, el conocimiento incompleto sobre el comportamiento de estos materiales se tenía, produjo fallas prematuras, estas fallas se debieron principalmente a que no se conocían los modos de falla. Para 1987 habiendo analizado los modos de falla y con mayor conocimiento en el comportamiento se introdujeron 350 componentes en servicio regular en las aeronaves comerciales. En 1993 con los datos obtenidos por la operación de estos elementos se pudo establecer que en ningún caso había ocurrido una merma en su resistencia provocada por fatiga [7].

El consorcio europeo Airbus fue el primer constructor de aeronaves en hacer uso extensivo de los materiales compuestos, el avión A 310 fue el primero en que su caja de torsión del empenaje vertical estaba hecha de material compuesto. Dentro de la misma familia, el A 320 (1988) fue el primer avión comercial en el cual todo el empenaje fue realizado en material compuesto, más recientemente el avión A 340 (1992) para la construcción del ala presenta 13% en peso de materiales compuestos [7].

En México La Armada de México desde 1998, ha comenzado la fabricación de aeronaves utilitarias hechas de material compuesto, destaca el empleo de fibra de carbono y resina epóxica. En estas aeronaves la mayor parte de los elementos estructurales son fabricados en compuesto. Por otro lado en la UNAM, Acosta [8] desarrolló una tesis sobre un compuesto laminar.

Harrys [7], menciona que en un estudio de la NASA realizado por Vosteen y Hadcock en 1994, llevaron a cabo un estudio sobre experiencias y lecciones obtenidas de las estructuras en material compuestos concluyendo que los programas exitosos de desarrollo de partes de material compuesto siguieron la metodología de **building-block** [7][9]. La cual consiste en ensayar probetas para obtener las propiedades del material, desarrollar los conceptos y el análisis, desarrollar los procesos de manufactura para la escala de la producción planeada, demostración del concepto a nivel de componente, y por último la verificación en ensayos a escala completa [10].

El tratamiento sobre el diseño de estructuras con materiales compuestos se ha llevado a cabo desde un punto de vista determinístico. Desde este enfoque a las cargas últimas que soportan las estructuras en un ensayo se les aplica un factor de incertidumbre (anteriormente llamado factor de seguridad), que absorbe el riesgo de que las cargas aplicadas a la estructura sobrepasen el valor de diseño; sin embargo, este riesgo no está debidamente analizado [5], en textos convencionales universitarios [4] no se trata. La necesidad de crear vehículos con determinados niveles establecidos de riesgo, como lo son vehículos espaciales reutilizables, han hecho evidente la necesidad de considerar de una manera diferente el enfoque de diseño, esto ha llevado a plantear nuevas metodologías tanto para el diseño como para la evaluación de los materiales, pero desde un punto de vista probabilístico [11] [12] [13]. Para atacar este problema M. W. Long y J.D. Narciso proponen en 1999 una nueva metodología de diseño probabilístico [11]. En este trabajo hacen también una revisión histórica de la evolución de los tratamientos probabilísticos en el diseño de aeronaves. Paralelamente Lin, Du, y Rusk en 2000 también realizan investigaciones sobre metodologías basadas en conceptos de incertidumbre [14].

De entre los materiales compuestos se ha tenido especial interés por los materiales tipo sandwich, los cuales presentan una alta rigidez en flexión y elevadas relaciones de resistencia contra peso. Este tipo de materiales se emplea principalmente en aplicaciones en donde trabajan como vigas o placas. Cruz en 1991 [15] estableció un método para optimizar el diseño de materiales sandwich para aplicaciones en aeronaves de transporte, empleando un programa de computadora llamado SANDOP. Sleight en 1995 [16] estudió el comportamiento de inestabilidad (flamdeo) en estructuras sandwich expuestas a cargas de compresión cuando ocurría el desprendimiento de la interface entre el núcleo y la cubierta. Posteriormente se observó que estas estructuras sandwich podían emplearse en futuros diseños de aeronaves como parte estructural principal en el fuselaje. A este efecto Mukhopadhyay en 1996 [17] realizó un estudio para analizar la factibilidad de estas estructuras en aviones de transporte futuros concluyendo que podría tenerse una gran ganancia en el peso. Sobre esta misma línea Rouse en 1998 [18] realizó un análisis del comportamiento de este tipo de estructuras, en paneles para fuselaje simulando el efecto del orificio de una ventana.

En estudios recientes también se ha considerado el empleo de estructuras sandwich para las estructuras primarias en el ala de futuras aeronaves de transporte, tal es el caso del estudio llevado a cabo por Palm en 2000 [19] sobre la construcción de un modelo de prueba a escala real de la caja de torsión de una aeronave de transporte, este trabajo se realizó con la intención de evaluar el comportamiento del material sandwich fabricado con núcleo de panal de abeja en titanio y cubiertas de fibra de carbono impregnadas con resina de bismaldeido, Se compararon los resultados obtenidos experimentalmente con resultados obtenidos con modelos numéricos, obteniendo resultados muy aproximados entre ellos.

Por otro lado, uno de los aspectos que se ha empezado a estudiar recientemente es el caso de los compuestos textiles, que son fibras tejidas en preformas completas, que posteriormente se impregnan mediante procesos de transferencia de resina (RTM) [7] [20] [21]. Los compuestos tradicionales son elaborados por la sucesión de capas de refuerzo con resina (láminas), dispuestas en orientaciones establecidas, la matriz (resina) es el único medio que absorbe los esfuerzos interlaminares, la separación entre estas capas se le conoce como delaminación, que es un modo de falla bastante frecuente. Los textiles surgen al estudiar la posibilidad de colocar fibras en dirección transversal, esto con la finalidad de evitar la delaminación. Los compuestos textiles más simples se basan principalmente en cocer las capas de refuerzo, las fibras con las cuales se cosen son fibras en sentido transversal, lo que proporciona al compuesto una mayor tolerancia a la presencia de un daño por delaminación [20].

Siguiendo con la tendencia tanto del estudio de materiales tipo sandwich, como con el estudio de los compuestos textiles, Stanley en 2001 [21] realizó el desarrollo de un material sandwich con cubiertas de fibra de carbono con resina epóxica y núcleo de espuma de poliuretano o espuma de polimetacrilamida, estos con la particularidad de que las cubiertas están cocidas entre sí mediante fibras de kevlar, lo que permite fibras en sentido transversal aumentando con ello su tolerancia al daño por separación de la cubierta con el núcleo.

Haciendo una visita de campo a la base de mantenimiento de Aerovías de México S.A. (Aeroméxico), se pudo constar que dentro de los materiales compuestos, una gran parte son construcciones tipo sandwich. Los pisos de los aviones que entraron en servicio en los años

80, 90 y 2000 están hechos en materiales tipo sandwich, en la figura 1-1 se presenta el piso de un avión MD-80 que entró en servicio a finales de la década de los años 80 y que a lo largo de este tiempo han salido al mercado varias versiones.



Figura 1-1 Pisos de panel sandwich en avión MD-80

En la figura 1-2 se puede observar el material sandwich del piso del mismo avión



Figura 1-2 Piso de panel sandwich avión MD-80

En la figura 1-3 se presenta un detalle de este piso, en donde se puede observar el núcleo y la sujeción al resto de la estructura.



Figura 1-3 Detalle del piso de la cabina de pasajeros de un avión MD 80.

Este tipo de materiales sandwich, se emplean para cubiertas de motor como se puede ver en la figura 1-4



Figura 1-4 Cubierta lateral para inspección de motor en un B-767.

En superficies de control como se muestra en la figura 1-5.



Figura 1-5 Aletas hipersustentadoras (Flaps) en un avión B 767 fabricadas en material compuesto tipo sandwich

En la figura 1-6 se muestra también construcciones sandwich en compuertas de pozo del tren de aterrizaje principal del avión B -767



Figura 1-6 Compuertas del pozo del tren de aterrizaje principal del avión B - 767



Figura 1-7 Superficie de control que presenta núcleo de sandwich en panal de abeja de aluminio y cubiertas en aluminio.

En la figura 1-8 se presentan diversas formas de panal de abeja para los núcleos de material sandwich, destacándose el empleo de NOMEX, aluminio y madera balsa para núcleo en tanto que para las cubiertas destaca el empleo de fibra de vidrio, carbono o Kevlar impregnados con resina epóxica.

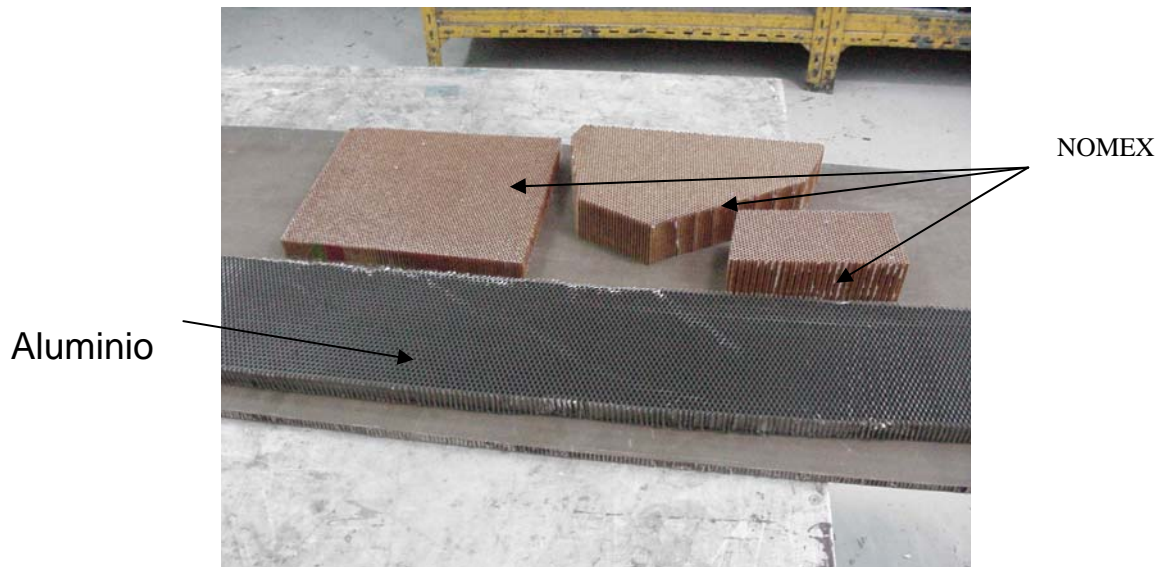


Figura 1-8 Paneles de abeja en NOMEX y Aluminio

## **CAPÍTULO 2.- CONSIDERACIONES TEÓRICAS**

En este capítulo se tratarán, los fundamentos teóricos de base para entender el comportamiento de los materiales compuestos. Se hablará además, de su composición, de las características de los refuerzos y de las matrices, así como del comportamiento en flexión de las estructuras sándwich.

### **2.1 GENERALIDADES**

Los materiales pueden ser isotrópicos, ortotrópicos o anisotrópicos. Los materiales isotrópicos presentan las mismas propiedades en cualquier dirección, los materiales ortotrópicos presentan direccionalidad en sus propiedades mecánicas y los materiales anisotrópicos presentan diferentes propiedades en cualquier dirección; la ortotropía es un caso particular del comportamiento anisotrópico.

Generalmente los materiales metálicos se comportan como materiales isotrópicos, puesto que si se evalúan sus propiedades en diferentes direcciones, prácticamente se tendrían los mismos valores. Por ejemplo, considérese una placa de metal como la que se muestra en la figura 2-1(a), si se cortaran tres probetas en direcciones de  $0^\circ$  ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$  las curvas de esfuerzo deformación serían iguales en los tres casos, como se puede ver en las figuras 2-1(b), 2-1(c) y 2-1 (d).

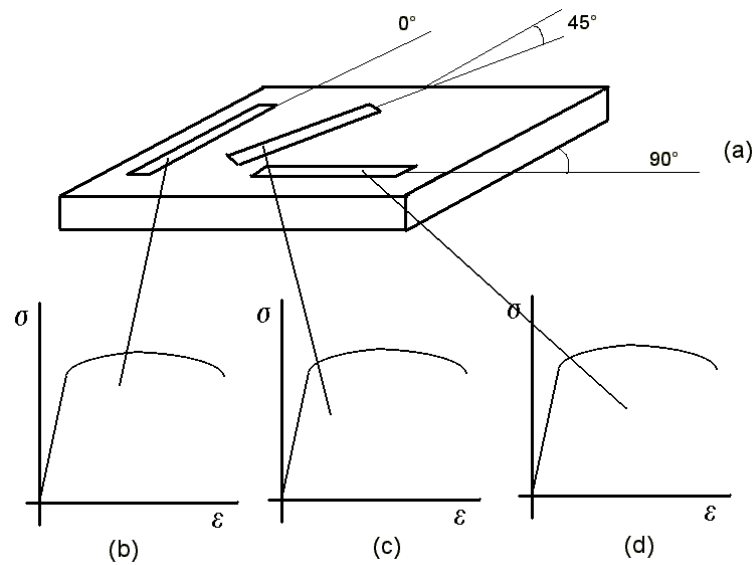


Figura 2-1 Comportamiento en direcciones a) lamina , b) 0°, c) 45° d) 90°

Para este tipo de materiales el comportamiento elástico estaría dado por la ley generalizada de Hooke que se presenta enseguida:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{bmatrix} \quad 2-1$$

En donde  $\varepsilon_\varepsilon$  son las deformaciones y  $\sigma_i$  son los esfuerzos, esta ecuación nos indica que serían necesarias únicamente dos propiedades para definir el comportamiento elástico del material isotrópico, estas dos constantes son:

El módulo de elasticidad **E**

La relación de Poisson **ν**

Los materiales anisotrópicos son aquellos, como se mencionó anteriormente, tienen diferentes propiedades en cada dirección. Esto es, imagínese que se tiene una placa de material anisotrópico, y se cortan tres probetas del mismo tamaño pero en direcciones diferentes, como por ejemplo, 0° 45° y 90°, como se muestra en la figura 2-2.

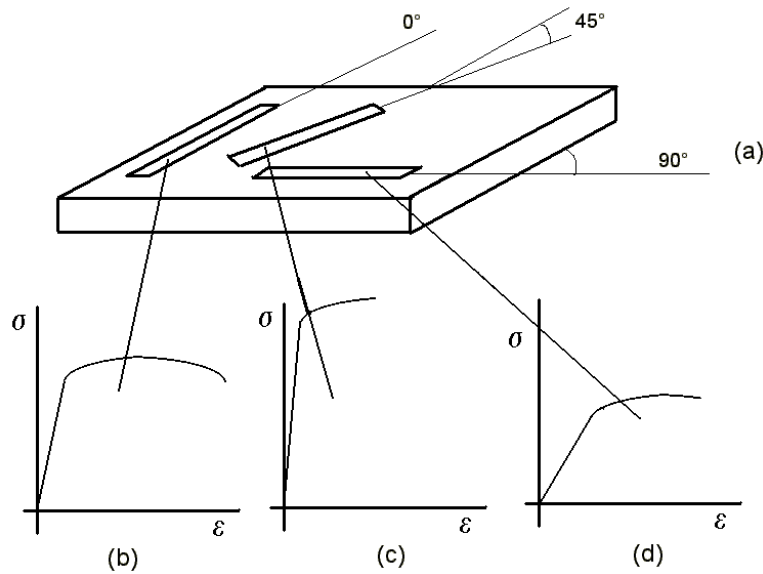


Figura 2-2 Comportamiento anisotrópico

En este caso se observa que el módulo de elasticidad, en las tres direcciones es diferente y que el comportamiento del diagrama esfuerzo deformación es diferente en los tres casos. Para un material con estas características la ecuación que definiría su comportamiento elástico sería:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{ij} \end{bmatrix}_{9 \times 1} = \begin{bmatrix} \varphi_{ijkl} \end{bmatrix}_{9 \times 9} \begin{bmatrix} \sigma_{kl} \end{bmatrix}_{9 \times 1} \quad 2-2$$

Algunos de los elementos de la matriz serían iguales, sin embargo, se necesitarían 21 coeficientes diferentes para poder determinar su comportamiento [4] [6] [22]. Un caso particular de un material anisotrópico es un material ortotrópico, supóngase que se tiene un material compuesto con una matriz determinada, en la cual se encuentran refuerzos en forma de fibras, las cuales se encuentran orientadas en una dirección determinada, como se muestra en la figura 2-3.

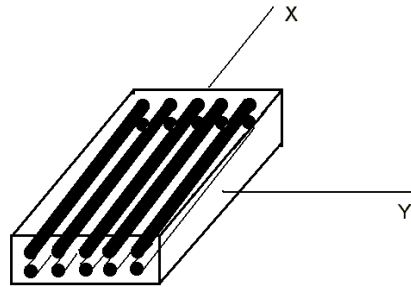


Figura 2-3 Material ortotrópico

En este caso las fibras están a lo largo del eje X, considere al material de la matriz es dúctil, pero con pobre resistencia, y por el contrario las fibras del refuerzo están fabricadas en material duro con resistencia elevada, esto significaría que el material compuesto resultante tendría una alta resistencia en dirección X, cuando se cargara a lo largo de las fibras, por el contrario tendría muy poca resistencia en dirección del eje Y en dirección perpendicular a las fibras. Imagínese que la placa en cuestión es una placa delgada, de tal manera que sólo puede soportar cargas sobre el plano X Y, es decir, condición de esfuerzo plano, entonces, el material compuesto podría ser caracterizado elásticamente por la siguiente ecuación:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad 2-3$$

En esta ecuación podemos ver que la matriz tiene cinco constantes [4] [6] [22]:

- Dos módulos de elasticidad  $E_x$  y  $E_y$
- Dos relaciones de Poisson  $\nu_{xy}$  y  $\nu_{yx}$
- Módulo de corte  $G_{xy}$

En realidad sólo hay cuatro constantes puesto que se ha demostrado que una de las constantes no es independiente y puede ser expresada en función de otras, para explicarlo se tiene la siguiente relación:

$$\nu_{xy} = \nu_{yx} \frac{E_x}{E_y} \quad 2-4$$

Por lo que en realidad se tienen; dos módulos de elasticidad  $E_x$  y  $E_y$  un módulo de corte  $G_{xy}$  y una relación de Poisson  $\nu_{xy}$  ó  $\nu_{yx}$ . Un tipo de materiales que se comporta de esta manera son los materiales compuestos, estos están constituidos de dos o más materiales con propiedades diferentes, uno de ellos se llama matriz y al otro refuerzo. La función principal de la matriz es conservar la disposición geométrica del material en tanto que el refuerzo sirve principalmente para absorber los esfuerzos o para imprimirle al conjunto determinadas propiedades. Generalmente los refuerzos están constituidos de materiales que tienen resistencias elevadas, sin embargo se comportan de manera frágil, como se muestra en la figura 2-4 (a), por el contrario las matrices generalmente tienen un comportamiento dúctil pero una baja resistencia, como se muestra en la figura 2-4 (b)

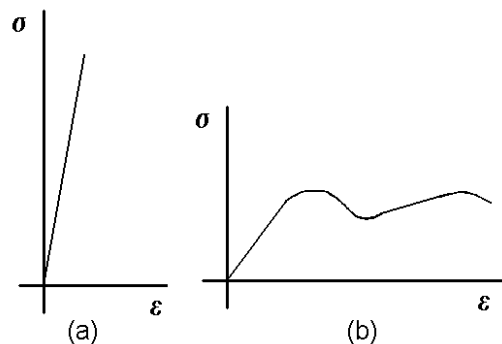


Figura 2-4 Comportamiento en tensión de refuerzo (a) y matriz (b).

El compuesto resultante combina ambas propiedades, según la proporción de constituyentes, es decir, el compuesto resulta más resistente que la matriz y más dúctil que el refuerzo original, como se muestra en la figura 2-5.

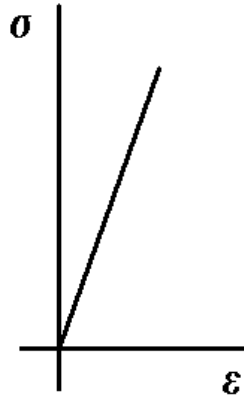


Figura 2-5 Comportamiento en tensión de un material compuesto

El módulo de elasticidad del compuesto es menor que el modulo de elasticidad del material mas duro, pero es mas grande que el módulo de elasticidad de la matriz dúctil, de la misma manera, el esfuerzo último es mas elevado que el del material de la matriz, pero menor que el del material del refuerzo. Los materiales compuestos generalmente tienen únicamente zona elástica, por lo que el material compuesto falla cuando alguno de los materiales componentes falla. En los materiales compuestos a matriz cerámica se puede presentar el caso contrario, la matriz es un material muy resistente y el refuerzo un material dúctil, de esta manera el compuesto resultante combina ambas propiedades.

Debido a la direccionalidad de sus propiedades y a que combinan las propiedades de sus componentes, los materiales compuestos tienen relaciones de resistencia específica (esfuerzo último/ densidad) muy altas. En el caso de los compuestos a matriz polimérica, sus resistencias específicas son superiores a las de los metales, haciéndolos muy atractivos para vehículos, tanto de aire, como de mar o tierra.

Esta direccionalidad permite optimizar el empleo del material, puesto que se puede prever una adecuada orientación de las fibras, según las direcciones de los esfuerzos, lo que permite construir piezas extremadamente ligeras con relación a las cargas que soportan.

Una característica importante de los materiales compuestos es su comportamiento en fatiga, para el caso de los aceros el límite de fatiga es aproximadamente 0.5 del esfuerzo máximo del material, para el caso de las aleaciones de aluminio se tiene que es aproximadamente de 0.3, en cambio, para los compuestos este valor es del 0.9, esto significa que soportan bastante bien esta condición.

Los materiales compuestos se han empleado desde el inicio de la humanidad, la madera es un material compuesto natural [23], el cuero, el adobe son ejemplos de materiales compuestos. Ejemplo de esto es el concreto, hecho de una matriz de cemento, grava y arena, y el refuerzo, constituido de varillas de acero, formando de esta manera un compuesto a matriz cerámica con refuerzo metálico. En este caso la matriz se comporta de una manera frágil mientras que el refuerzo de una manera dúctil, las varillas de acero soportan los esfuerzos normales de tensión que de otra manera no podrían ser soportados por el concreto. Esto se muestra en la figura 2-6.

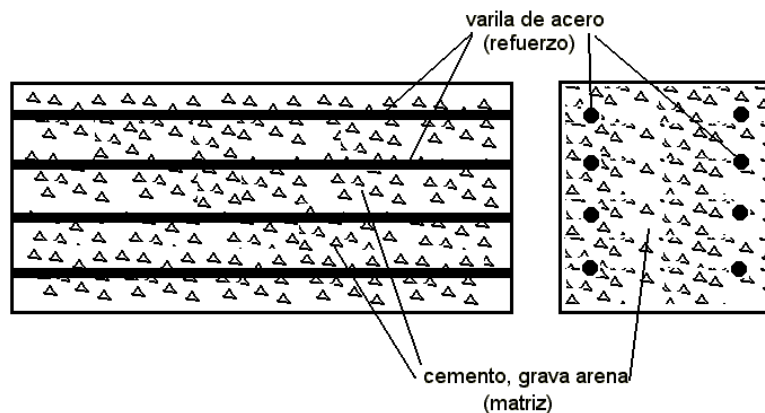


Figura 2-6 Esquema del concreto

Los tipos de materiales más empleados son: metales, polímeros, cerámicos. Los materiales empleados como refuerzos pueden ser de diferentes tipos, de acuerdo con su forma y clase de material. Según su forma los refuerzos pueden ser:

En fibras

- Fibras tejidas
- Aleatoriamente distribuidas
- Fibras no tejidas
- Fibras cortas

En partículas

Dentro de los materiales compuestos más empleados en la actualidad, destacan los fabricados con matriz polimérica, refuerzo cerámico o también polimérico, estos refuerzos generalmente se producen en forma de textil. Las telas forman un arreglo bidimensional, de espesor muy pequeño, por lo que para fabricar piezas se requieren varias capas. A este tipo de compuestos se les conoce como compuestos estratificados [24], que son los más ampliamente utilizados en la actualidad [2] [6], [25], [26], [27]. Por otro lado, como ya se mencionó las matrices pueden ser:

Poliméricas

- Estas pueden ser a su vez:
  - Termofijos, (poliesteres, phenólicos, melaminas, silicones, poliuretanos, epóxicos).
  - Termoplásticos

Cerámicas:

- Carburo de Silicio, Carbono, este tipo de matrices permite soportar altas temperaturas.

Metálicas:

- Aleaciones de aluminio. De titanio, eutécticos orientados.

En cuanto a los refuerzos, existe una gama muy amplia de refuerzos, de los mas utilizados destacan las fibras, estas pueden ser: cortas, distribuidas en forma bidimensional aleatoria, fibras largas, orientadas de manera unidireccional o fibras largas tejidas formando telas. Las

fibras pueden ser de diferentes materiales como: vidrio, aramida (Kevlar), carbono, boro, carburo de silicio.

Como ya se mencionó la mayoría de las piezas fabricadas en materiales compuestos son estratificados, en la figura 2-7 se puede apreciar un esquema.

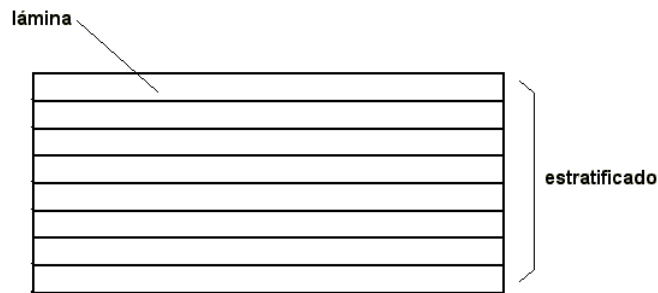


Figura 2-7 Corte esquemático de un estratificado

Los choques impactos y golpes provocan un efecto llamado delaminación [28], este fenómeno es la separación de entre dos capas adyacentes [6], como se muestra en la figura 2-8

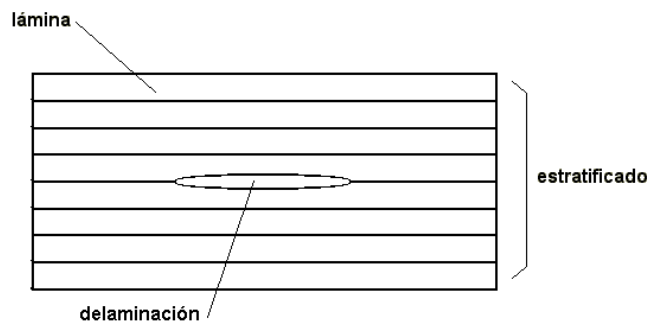


Figura 2-8 Corte de un estratificado mostrando delaminación

Generalmente los materiales compuestos estratificados tienen orientaciones de  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $-45^\circ$  y  $90^\circ$ , como se muestra en la figura 2-9

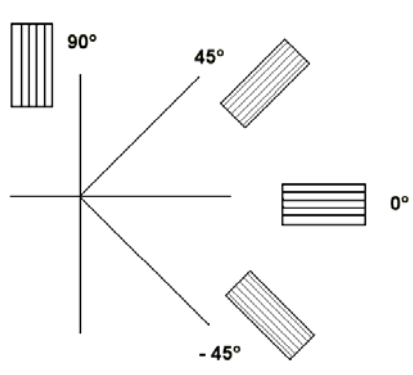


Figura 2-9 Orientaciones empleadas comúnmente

Este tipo de laminados son ortotrópicos y también presentan esta característica bajo cargas térmicas. Cuando se calientan o se enfrían, las dilataciones no son uniformes, esto se traduce en una distorsión de la pieza, para evitarla, se requiere que el estratificado tenga lo que se le conoce como **simetría espejo**, esto significa que las orientaciones de las fibras en las diferentes capas, tienen que tener simetría respecto del plano medio [6] [25], esto se representa en la figura 2-10

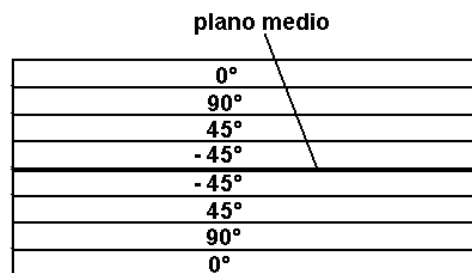


Figura 2-10 Simetría espejo

Existen arreglos de fibras unidireccionales, bidireccionales y en tres dimensiones. Los arreglos bidimensionales forman telas en configuraciones como las que se muestran en la figura 2-11 y 2-12.

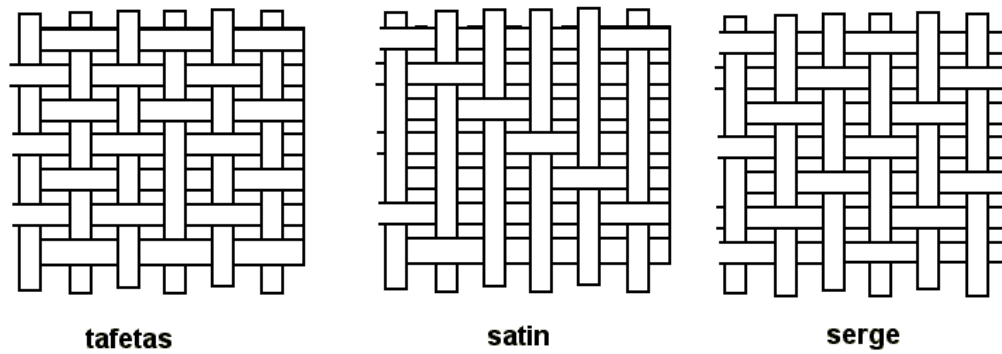


Figura 2-11 Arreglos bidimensionales de fibra (1)

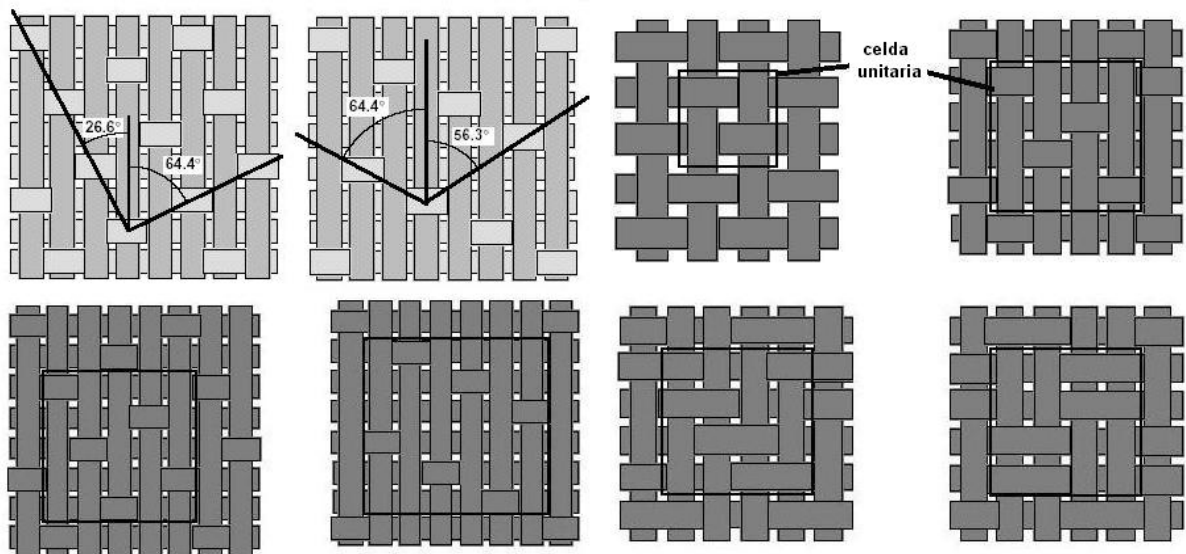


Figura 2-12 Arreglos bidimensionales de fibra (2) fuente: referencia [20]

Existen configuraciones bidimensionales de varias direcciones y configuraciones tridimensionales también en varias direcciones, como se puede ver en la figura 2-13.

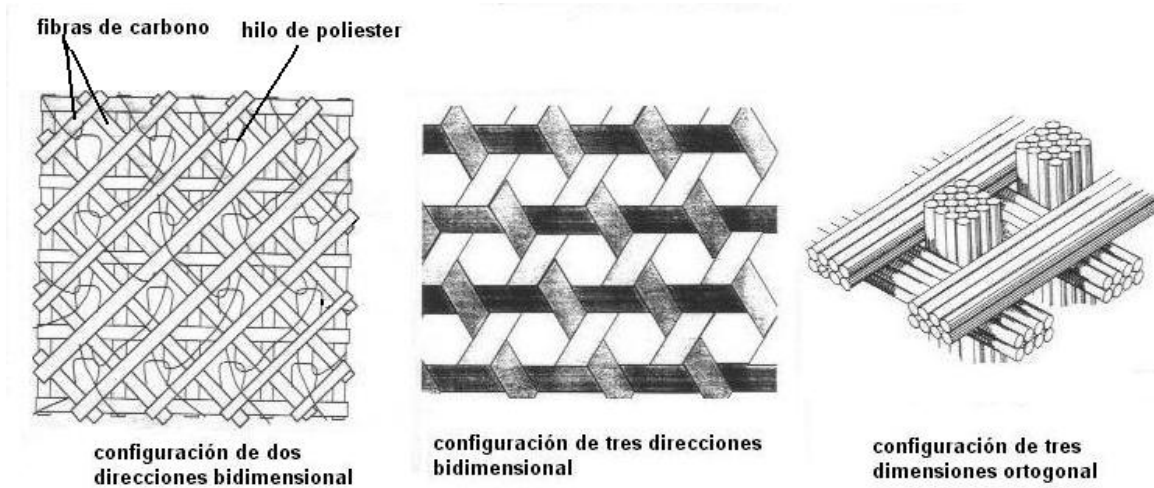


Figura 2-13 Arreglos en direcciones múltiples y arreglos tridimensionales, [20]

En la tecnología tradicional del diseño piezas en materiales metálicos, se empieza por la concepción geométrica de la pieza, posteriormente se selecciona el material adecuado, se especifican los procesos de manufactura convenientes, se realiza el análisis de esfuerzos requerido y se comprueba que la pieza soporte adecuadamente las cargas, este procedimiento es iterativo [4], este se muestra en la figura 2-14

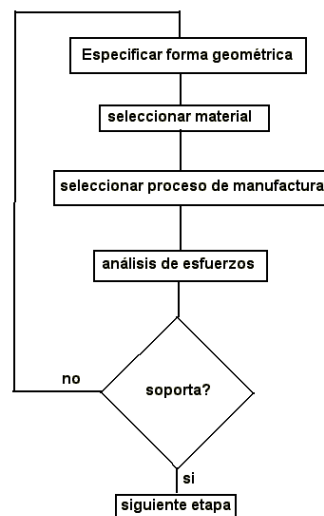


Figura 2-14 Desarrollo de material metálico

En este caso el desarrollo del material es independiente del proceso de diseño de la pieza

La filosofía en el diseño de piezas de material compuesto es diferente, puesto que, el desarrollo del material va de la mano con el proceso de diseño de la pieza, es decir, se determina la configuración geométrica de la pieza, se diseña el material (selección de matriz, selección de refuerzo, selección de capas y orientación de cada capa), se especifica proceso de manufactura y se analizan los esfuerzos [6][25][29], este proceso se presenta en la figura 2-15.

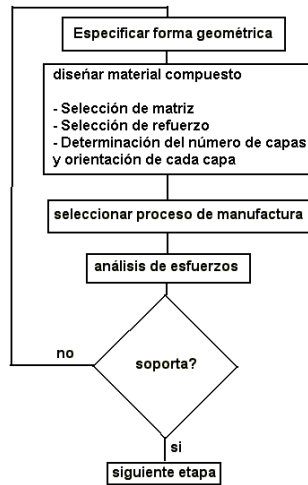


Figura 2-15 Desarrollo de material compuesto.

## 2.2 COMPOSICIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO

El material compuesto está formado por una matriz, un refuerzo y porosidad, por tal motivo se puede expresar que la suma del volumen de la matriz, el volumen del refuerzo y de la porosidad es lo siguiente:

$$V_t = v_f + v_m + v_p \quad 2-5$$

En donde:

$V_t$  Volumen total

$v_f$  Volumen de refuerzo

$v_m$  Volumen de matriz

$v_p$  volumen de poros

de igual manera se tiene que la masa es la suma de las masas de la matriz y del refuerzo, la porosidad siendo espacios huecos llenados en este caso por aire a presión atmosférica, que no contribuye al peso, por lo que podemos hacer que si se esta rodeado de aire entonces podemos suponer que:

$$M_t = m_f + m_m \quad 2-6$$

En donde:

$M_t$  Masa total

$m_f$  masa de refuerzo

$m_m$  masa de matriz

si definimos la fracción volumétrica de refuerzo como:

$$V_f = \frac{v_f}{V_t} \quad 2-7$$

La fracción volumétrica de matriz es entonces:

$$V_m = \frac{v_m}{V_t} \quad 2-8$$

la fracción volumétrica de poros es:

$$V_p = \frac{v_p}{V_t} \quad 2-9$$

Del mismo modo la fracción másica de fibra es:

$$M_f = \frac{m_f}{M_t} \quad 2-10$$

La fracción másica de matriz es entonces:

$$M_m = \frac{m_m}{M_t} \quad 2-11$$

La densidad total es

$$\rho_t = \frac{M_t}{V_t} \quad 2-12$$

La masa de refuerzo será entonces:

$$m_f = v_f \rho_f \quad 2-13$$

En donde:

$\rho_f$  Densidad de refuerzo

La masa de matriz sería entonces:

$$m_m = v_m \rho_m \quad 2-14$$

En donde:

$\rho_m$  Densidad de matriz

Como:

$$v_f = V_f V_t \quad 2-15$$

$$v_m = V_m V_t \quad 2-16$$

Entonces:

$$m_f = V_f V_t \rho_f \quad 2-17$$

De igual forma para la matriz.

Como:

$$m_f = M_f M_t \quad 2-18$$

$$m_m = M_m M_t \quad 2-19$$

por lo que sustituyendo se tiene:

$$M_f = \frac{V_f V_t \rho_f}{M_t} \quad 2-20$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{\rho_t} \quad 2-21$$

Del mismo modo se calcula la fracción másica de matriz

$$M_m = \frac{V_m \rho_m}{M_t} \quad 2-22$$

$$M_m = \frac{V_m \rho_m}{\rho_t} \quad 2-23$$

Con esto se pueden obtener las fracciones másicas en función de las fracciones volumétricas y viceversa, lo que resta ahora es obtener la fracción volumétrica de poros.

Como se conocen las fracciones volumétricas de refuerzo y matriz, entonces se tiene:

$$V_p = 1 - V_f - V_m \quad 2-24$$

### 2.3.- EL REFUERZO

El refuerzo tiene varias presentaciones: en fibras largas, fibras cortas, partículas o fibras tejidas. Para el caso de fibras tejidas, las características físicas son aquellas de un textil. Una de estas es su masa areal, esta es la masa por unidad de área [30].

En el caso de los textiles se toma un segmento de tela y se mide su masa, por lo que la masa areal se puede escribir como:

$$m_{af} = \frac{m_f}{A_f} \quad 2-25$$

En donde:

$m_{af}$  Masa areal del refuerzo

$m_f$  Masa de la muestra del refuerzo

$A_f$  Área de la muestra del refuerzo

Este valor es una propiedad del tipo de refuerzo, considerando esto se puede calcular un espesor equivalente es decir el espesor de una placa homogénea fabricada del mismo material de la fibra textilizada, como si el material del refuerzo estuviera concentrado en un volumen igual al ocupado por refuerzo en forma textil, este volumen ocupando la misma área de la muestra, como se muestra en la figura 2-16

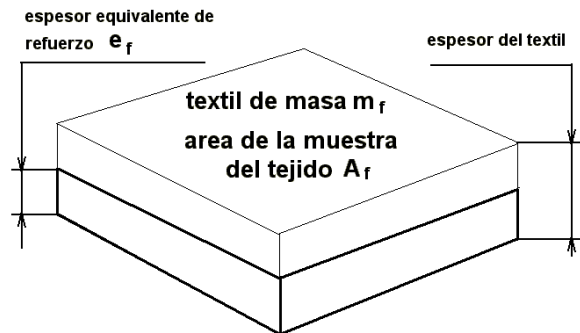


Figura 2-16 Estructura equivalente de un compuesto

El volumen de refuerzo es

$$v_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad 2-26$$

También se puede expresar como

$$v_f = A_f e_f \quad 2-27$$

En donde:

$e_f$  espesor equivalente

Igualando las ecuaciones se tiene:

$$A_f e_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad 2-28$$

Despejando  $e_f$  se tiene:

$$e_f = \frac{m_f}{A_f \rho_f} \quad 2-29$$

$$e_f = \frac{m_{af}}{\rho_f} \quad 2-30$$

De esta ecuación se puede apreciar que  $m_{af}$  es una constante que depende del tipo de textil y la densidad  $\rho_f$  es una propiedad del material, por lo que  $e_f$ , el espesor equivalente de refuerzo, es también una constante que depende del textil y no del tamaño.

## 2.4.- EL COMPUESTO

Si de un proceso de fabricación de material compuesto, se conocen sus fracciones volumétricas de porosidad, fibra, refuerzo y conociendo las densidades de fibra, y del compuesto, se puede estimar el espesor promedio de una capa de haciendo las siguientes consideraciones.

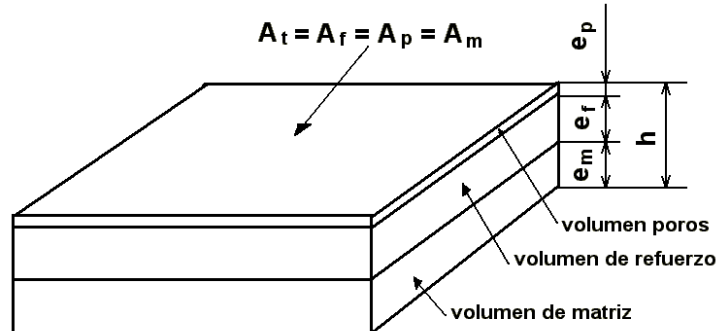


Figura 2-17 Composición de material compuesto

Considere que se tiene un volumen conocido de material compuesto, como el que se muestra en la figura 2-17, en donde se puede ver que se consideran los volúmenes concentrados de poros, matriz y refuerzo, estos tienen todos la misma superficie superior y forman cada uno una placa, haciendo la siguiente consideración:

$$A_t = A_m = A_f = A_p \quad 2-31$$

En donde:

$A_t$  Área total del compuesto

$A_m$  Área de la matriz

$A_f$  Área del refuerzo

$A_p$  Área de poros

Entonces los volúmenes se pueden expresar de la siguiente manera:

$$v_m = A_t e_m$$

$$v_m = A_m e_m$$

$$v_f = A_t e_f$$

$$v_f = A_f e_f$$

$$v_p = A_t e_p$$

$$v_m = A_m e_m$$

Sabiendo que

$$V_t = v_f + v_m + v_p \quad 2-32$$

$$V_t = A_t h \quad 2-33$$

Entonces se establece que:

$$A_t h = A_t e_p + A_t e_f + A_t e_m \quad 2-34$$

Por lo que se comprueba que

$$e_p + e_f + e_m = h \quad 2-35$$

Sabiendo que

$$v_p = V_t V_p \quad 2-36$$

$$v_f = V_t V_f \quad 2-37$$

$$v_m = V_t V_m \quad 2-38$$

Partiendo de estas relaciones se tiene

$$v_t = \frac{e_f A_t}{V_f} \quad 2-39$$

$$e_m = \frac{V_m e_f}{V_f} \quad 2-40$$

$$e_p = \frac{V_p e_f}{V_f} \quad 2-41$$

Como se sabe el espesor equivalente de fibra puede ser expresado por

$$e_f = \frac{m_{af}}{\rho_f} \quad 2-42$$

Se tiene entonces:

$$e_p = \frac{V_p m_{af}}{\rho_f V_f} \quad 2-43$$

$$e_m = \frac{V_m m_{af}}{\rho_f V_f} \quad 2-44$$

Por lo tanto

$$h = \frac{m_{af}}{\rho_f} \left( \frac{V_p}{V_f} + \frac{V_m}{V_f} + \frac{V_f}{V_f} \right) \quad 2-45$$

$$h = \frac{m_{af}}{\rho_f V_f} (V_p + V_m + V_f) \quad 2-46$$

$$1 = V_p + V_m + V_f \quad 2-47$$

$$h = \frac{m_{af}}{\rho_f V_f} \quad 2-48$$

Por otro lado podemos escribir entonces:

$$e_p = h V_p \quad 2-49$$

$$e_m = h V_m \quad 2-50$$

$$e_f = h V_f \quad 2-51$$

El material sándwich esta formado por dos cubiertas de compuesto, pegadas a un núcleo de cartón. Las características del compuesto, se explicaron previamente en las secciones precedentes, ahora toca el turno de explicar el comportamiento del sándwich, teniendo en consideración que éste, tiene como finalidad soportar cargas de flexión y la fatiga que soportaría es en flexión también, se considera necesario explicar en esta sección el comportamiento en flexión de materiales sándwich, ya que es uno de los aspectos esenciales, de este trabajo.

## 2.5.- FLEXIÓN EN ESTRUCTURAS SÁNDWICH

Si se tiene una estructura sandwich con carga transversal como se muestra en la figura 2-18

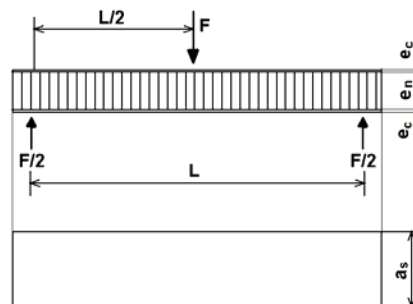


Figura 2-18 Esquema de cargas aplicadas sobre un compuesto sandwich

En donde:

$L$  longitud de la viga

$a_s$  ancho del sandwich

$e_c$  espesor de la cubierta

$e_n$  espesor del nucleo

$F$  Carga transversal aplicada

Podemos entonces establecer un diagrama de equilibrio como se muestra en la figura 2-19

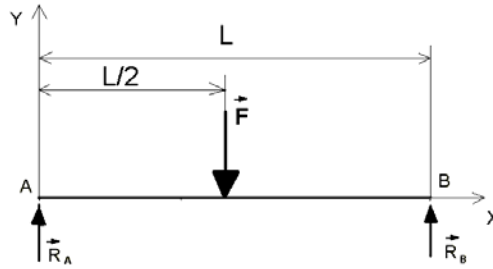


Figura 2-19 Diagrama de cuerpo libre de un compuesto sandwich

En donde  $F$  es el vector fuerza aplicada sobre el sandwich,  $R_A$  es el vector reacción en el apoyo A y  $R_B$  es el vector reacción sobre el apoyo B.

Para poder analizar las carga sobre cualquier punto del sandwich, debemos evaluar una sección cualquiera, como se muestra en la figura 2-20

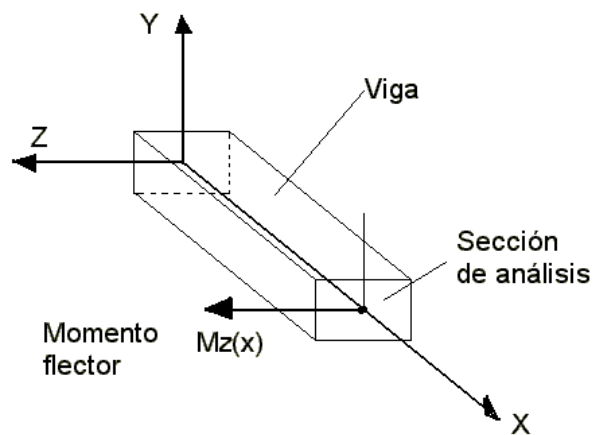


Figura 2-20 Momento flector actuando sobre la sección de análisis

De esta manera se analiza el momento flector que aparece a lo largo de la viga, esto se puede ver con mayor claridad haciendo el análisis en plano  $x, y$ . Para esto, se tiene entonces el diagrama mostrado en la figura 2-21

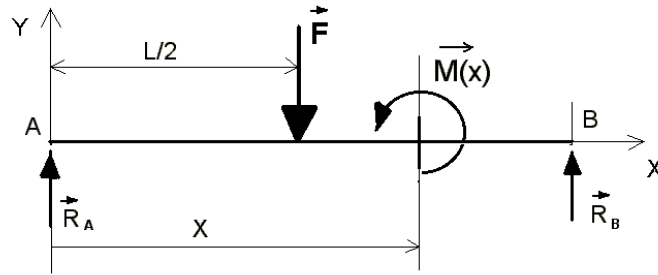


Figura 2-21 Cargas y momento flector en sandwich

En donde

$$\bar{R}_A = \begin{Bmatrix} 0 \\ F/2 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad \bar{R}_B = \begin{Bmatrix} 0 \\ F/2 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad \bar{F} = \begin{Bmatrix} 0 \\ -F \\ 0 \end{Bmatrix} \quad \bar{M}(x) = \begin{Bmatrix} Mx(x) \\ My(x) \\ Mz(x) \end{Bmatrix} \quad 2-52$$

Entonces, haciendo la suma de momentos en la sección de análisis se tiene:

$$\bar{M}(x) + \begin{bmatrix} -x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{Bmatrix} 0 \\ F/2 \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -(x-L/2) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{Bmatrix} 0 \\ -F \\ 0 \end{Bmatrix} = \bar{0} \quad 2-53$$

$$\begin{Bmatrix} Mx(x) \\ My(x) \\ Mz(x) \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -xF/2 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \langle x-L/2 \rangle F \end{Bmatrix} = \bar{0} \quad 2-54$$

De esta última ecuación podemos establecer que:

$$Mz(x) = \frac{F}{2}x - F\langle x-L/2 \rangle \quad 2-55$$

De esta ecuación podemos decir que el momento flector máximo se presenta en  $X=L/2$  por lo que sustituyendo en la ecuación anterior se tiene.

$$M_z(L/2)_{MAX} = \frac{FL}{4} \quad 2-56$$

Si se hace la consideración de que las cargas normales son soportadas por las cubiertas y las cargas cortantes por el núcleo, entonces podemos decir que el momento flector produce fuerzas perpendiculares a la sección transversal de las cubiertas del sandwich como se representa en la figura 2-22.

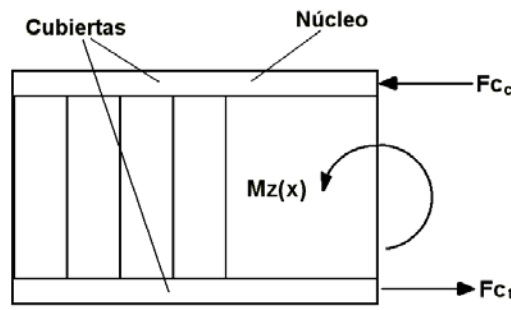


Figura 2-22 Fuerzas en las cubiertas provocadas por el momento flector

El momento flector produce una fuerza  $F_{cc}$  de compresión sobre la cubierta superior, mientras que la fuerza  $F_{ct}$  produce tensión sobre la cubierta inferior la magnitud de estas fuerzas se puede evaluar de la siguiente manera:

$$M_z(x) = F_{cc} \left( \frac{e_n + e_c}{2} \right) + F_{ct} \left( \frac{e_n + e_c}{2} \right) \quad 2-57$$

Si se considera que el momento flector actúa en la parte media de la sección transversal, entonces las distancias a las cubiertas son iguales y por tanto, podemos decir que  $F_{cc} = F_{ct}$  y simplemente les llamamos  $F_c$ , la ecuación anterior puede expresarse como:

$$M_z(x) = F_c (e_n + e_c) \quad 2-58$$

Sustituyendo el momento flector  $M_z(x)$  se tiene:

$$\frac{FL}{4} = F_C(e_n + e_c) \quad 2-59$$

Despejando la Fuerza sobre las cubiertas  $F_C$ , se tiene:

$$F_C = \frac{FL}{4(e_n + e_c)} \quad 2-60$$

Si se considera que la fuerza  $F_C$  se distribuye uniformemente sobre toda la sección transversal de la cubierta, puesto  $e_c \ll e_n + e_c$ , entonces podemos expresar que el esfuerzo normal sobre las cubiertas es:

$$\sigma_c = \frac{F_C}{A_C} \quad 2-61$$

En donde:

$\sigma_c$  Esfuerzo normal en las cubiertas

$A_C$  Es el área de la sección transversal de la cubierta

$A_C = e_c a_s$

Sustituyendo en la ecuación del esfuerzo normal se tiene

$$\sigma_c = \frac{FL}{4e_c a_s (e_n + e_c)} \quad 2-62$$

Para calcular el esfuerzo cortante se tiene la consideración mostrada en la figura 2-23.

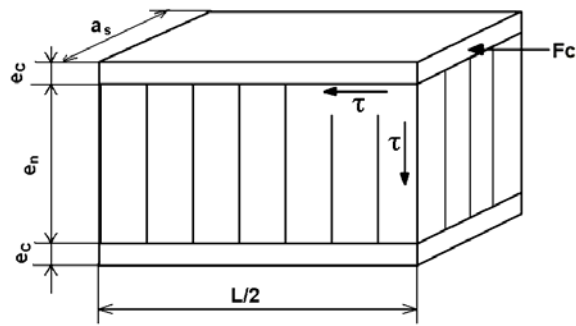


Figura 2-23 Esfuerzo cortante en el núcleo

La fuerza sobre las cubiertas  $F_C$  produce un esfuerzo cortante en el núcleo el cual se puede determinar mediante la siguiente expresión:

$$\tau_n = \frac{2F_C}{La_s} \quad 2-63$$

$$F_C = \frac{FL}{4(e_n + e_c)} \quad 2-64$$

Sustituyendo se tiene:

$$\tau_n = \frac{F}{2(e_n + e_c)a_s} \quad 2-65$$

Esta ecuación es la mostrada en la norma ASTM C 393 [31]. Existe otra manera de calcular el esfuerzo cortante en el núcleo que arroja un valor más conservador, tomada de la referencia [6]. El núcleo es el que absorbe las cargas cortantes que aparecen sobre el sandwich, observe la figura 2-24, en la cual se presenta la mitad de la viga en cuestión.

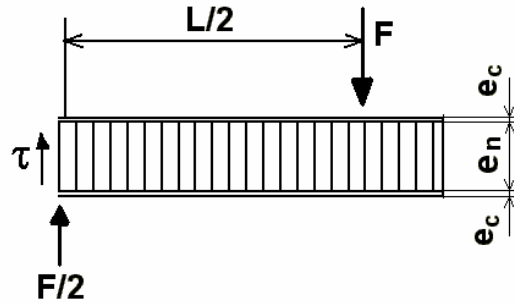


Figura 2-24 Segmento de sandwich con cargas aplicadas

La carga cortante en todo el segmento es igual a  $F/2$ , puesto que la sección transversal del núcleo es la que retoma la carga cortante, el esfuerzo entonces tiene la siguiente forma:

$$\tau_n = \frac{F}{2e_n a_s} \quad 2-66$$

Esta misma ecuación puede ser deducida de la siguiente manera:

Considerando la figura 2-25, en la cual se representa un segmento de núcleo.

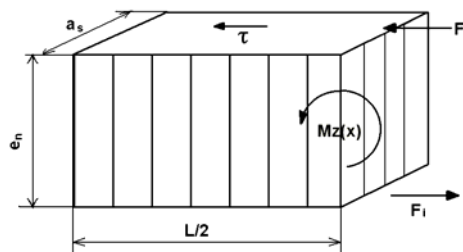


Figura 2-25 Esfuerzos cortantes en el núcleo provocadas por la fuerza en las cubiertas

El momento flector sobre el sandwich genera cargas  $F_1$  que son las fuerzas en la interface entre el núcleo y las cubiertas, estas generan sobre el núcleo un esfuerzo cortante, que puede ser evaluado haciendo:

$$\tau_n = \frac{2F_i}{a_s L} \quad 2-66$$

Las cargas  $F_i$  aparecen por efecto del momento flector  $M_z(x)$ , por lo que las cargas  $F_i$  se evalúan de la siguiente manera:

$$F_i = \frac{M_z(x)}{e_n} \quad 2-67$$

El momento flector como se mencionó es:

$$M_z(x) = \frac{FL}{4} \quad 2-68$$

Sustituyendo se tiene:

$$F_i = \frac{FL}{4e_n} \quad 2-69$$

Sustituyendo la carga  $F_i$  en la expresión del esfuerzo cortante se tiene:

$$\tau_n = \frac{F}{2e_n a_s} \quad 2-70$$

Esta expresión es la misma que en la de D. Gay [6].

## **CAPÍTULO 3.- METODOLOGÍA Y DESARROLLO EXPERIMENTAL**

En este capítulo se presenta la metodología seguida en el desarrollo de este trabajo, así como también la explicación del desarrollo experimental. Aquí se explica en detalle metodología para la obtención de las propiedades tanto para los laminados, como para el sándwich.

### **3.1 METODOLOGÍA**

Para el desarrollo de materiales compuestos, la filosofía de su concepción es diferente que para el diseño de elementos en materiales metálicos, tal como se presento en el capítulo 2 de consideraciones teóricas. Esta metodología establece que los pasos a seguir en el diseño son: establecer la geometría de la pieza, diseño de la material compuesto, análisis de esfuerzos y comprobar que se soporten las cargas, todo esto de manera iterativa, hasta lograr el resultado deseado [6] [25] [32].

Por otro lado en referencia consultadas, sobre todo en el manual militar [9] [29] [33] y en trabajo realizado por Harris et al [7], sobre el estado del arte en el diseño y fabricación de materiales compuestos, establece que del aprendizaje de varios años de la experiencia en la tecnología de materiales compuestos, se reconoce a la metodología del **“Building Block”**, como una alternativa con fundamento sólido para el desarrollo de estructuras en este tipo de materiales. Dicha metodología establece que el análisis teórico, por sí mismo no

proporciona un sustento confiable para el desarrollo de materiales compuestos, y por tanto para cada nivel de desarrollo es necesaria una serie de ensayos para su validación. Los niveles de desarrollo son los que se presentan a continuación, de manera resumida.

El primer nivel es la matriz y el refuerzo, el análisis que se realice debe estar sustentado en su caracterización. Como estos materiales son estratificados, formados de varias capas, el segundo nivel es la lámina [24] y su correspondiente caracterización. El tercer nivel es el desarrollo del laminado [24]. El cuarto nivel es el desarrollo de un elemento estructural. El quinto nivel son los subensambles. Así hasta llegar a estructuras completas.

Tomando los puntos más importantes de esta metodología y adaptándola a los recursos disponibles, se seleccionaron los materiales con los que se haría el sándwich; para tal efecto se seleccionó la matriz y el refuerzo para las cubiertas y el material del núcleo. Considerando que la única matriz polimérica fabricada en México es la resina poliéster, se decidió el empleo de la misma. Por otro lado habiendo investigado los tipos de refuerzo posibles se llegó a la conclusión que el vidrio era el más conveniente debido a que existe un fabricante nacional.

Una vez seleccionados los materiales de las cubiertas, se procedió a la evaluación de sus propiedades físicas. Posteriormente se procedió al desarrollo de la tecnología de fabricación del laminado. Cabe hacer mención de que esta etapa fue la más larga, debido a la gran cantidad de trabajo necesario. Se desarrollaron diversas técnicas de impregnación del refuerzo con resina, así como de formado del laminado. Según norma ASTM D 2734 [34], y referencia [9], un compuesto de buena calidad debe contener menos del 1% de porosidad, por lo que el trabajo realizado para la tecnología de fabricación fue orientado en esa dirección. Se intentó una técnica para moldeo en vacío, dando buenos resultados en lo referente al contenido de refuerzo, sin embargo no se logró poner apunto en cuanto a los niveles de porosidad deseados. Al final se empleó una técnica de tendido a mano, con tratamiento del refuerzo, con la cual se logró el nivel de porosidad satisfactorio, por lo que se tomó como la definitiva. Paralelamente al desarrollo del proceso de fabricación del laminado, se realizó la puesta a punto de la técnica para su corte sin delaminación. Esto se

logró mediante el empleo de disco abrasivo lubricado con agua, esta se describe en el capítulo 4 de desarrollo experimental.

Para la selección del núcleo del sándwich, se investigaron los diversos paneles de fabricación nacional, obteniendo como resultado la existencia de solo dos. Uno de ellos se descartó, debido a que el tamaño de la celda es muy grande (20mm), lo que se traduce en fallas prematuras por inestabilidad, al momento de someterla a cargas compresivas. El segundo fabricante, produce bajo licencia de una firma estadounidense y tiene el tamaño de celda más pequeño de los dos (9.52mm), por lo que este fue el seleccionado. El núcleo tiene que mantener la separación entre las cubiertas, como se explicó en el capítulo 2, entre mayor sea su espesor, la carga resultante sobre las cubiertas es menor, por lo que el espesor seleccionado fue de 31.63mm, que es el mayor para el tamaño de celda.

Una vez desarrollados tanto el proceso de fabricación como de corte para el laminado, se procedió a la caracterización mecánica del mismo, para lo cual se fabricaron 10 laminados de los cuales se extrajeron 30 probetas para ensayos de tensión, 30 probetas para obtención del módulo de elasticidad y 5 para evaluar el comportamiento en direcciones diferentes. Otros 40 laminado fueron fabricados, para obtención de los sándwich, de cada uno de ellos se extrajo una probeta para los ensayos físicos de densidad y composición (fracción de refuerzo, matriz y porosidad). Todos los ensayos a excepción de los de tensión en direcciones diferentes, el número de probetas considerado fue de 30, con la finalidad de que fueran estadísticamente representativas, este número se estableció con base en recomendaciones obtenidas de varias referencias [9] [11] [14] [33].

El siguiente paso fue la fabricación de los sándwich, como se explica en la sección 3.2. Se obtuvieron un total de 20, con dimensiones de 300mm por 300mm. Para su caracterización mecánica se extrajeron 60 probetas, 3 de cada uno, de estas, 30 se emplearon en los ensayos de flexión y las otras 30 restantes fueron sometidas a ensayos de fatiga.

Para control de las probetas, los ensayos, los resultados, y tener una rastreabilidad que permita continuar investigaciones futuras, se identificó a cada probeta con una clave, la

cual indica, el sándwich de procedencia y de que laminado se extrajeron, guardándose registro de la fecha de elaboración. Esta distribución se presenta en los anexos de este trabajo.

Con los resultados de todos los ensayos se procedió a realizar una estadística de cada propiedad, obteniéndose la media, la desviación estándar, el intervalo (valor máximo menos mínimo), la desviación estándar entre la media, y el intervalo entre la media. Debido a que el empleo de métodos probabilísticos es la tendencia mundial en el diseño de piezas en material compuesto, se requieren las propiedades de estos materiales obtenidas sobre una base también probabilística, por lo que se procedió a tratar las propiedades derivadas de los ensayos como variables aleatorias, obteniendo las distribuciones de probabilidad que mejor ajustaron a los datos, estos se llevó a cabo mediante el programa RISK<sup>MR</sup>. Un diagrama de toda la metodología empleada se presenta en la figura 3-1

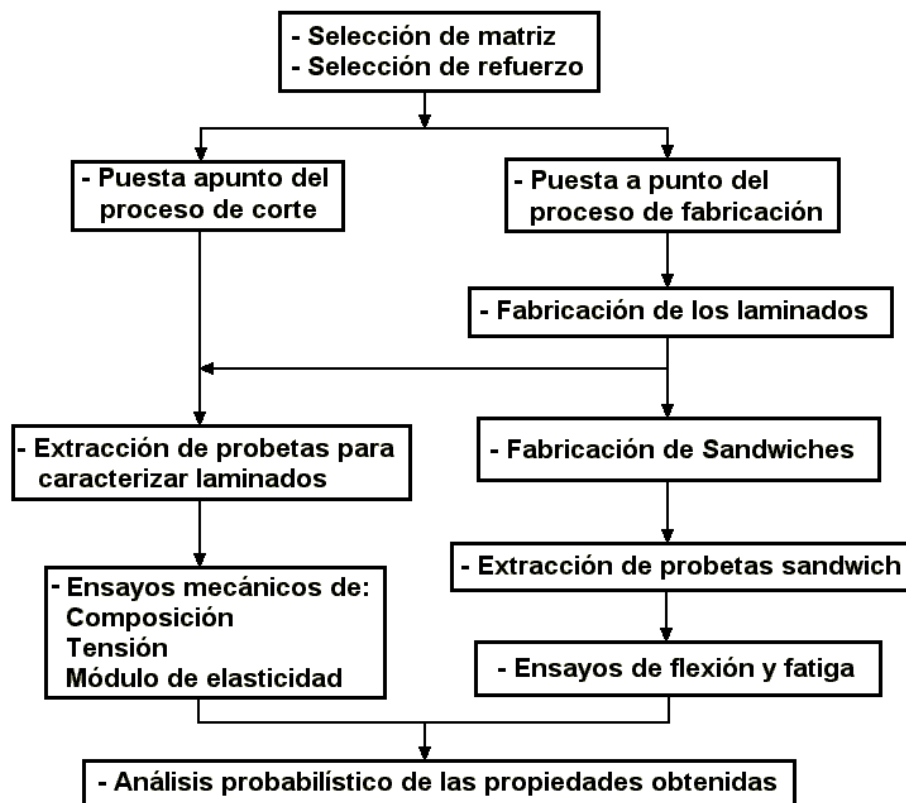


Figura 3-1 Diagrama de la metodología empleada

## 3.2 DESARROLLO EXPERIMENTAL

### 3.2.1 FABRICACIÓN DEL LAMINADO COMPUESTO ESTRATIFICADO

Este material está formado por plástico reforzado con fibra de vidrio, la matriz es plástico poliéster del tipo MR – 250 y el refuerzo está constituido por fibra de vidrio tipo E, tejida en forma de tafetás [6][20] con 16 hilos por pulgada y una densidad de  $2.54 \text{ g/cm}^3$  [27]<sup>1</sup>, esta fibra se presenta en la figura 3-2.

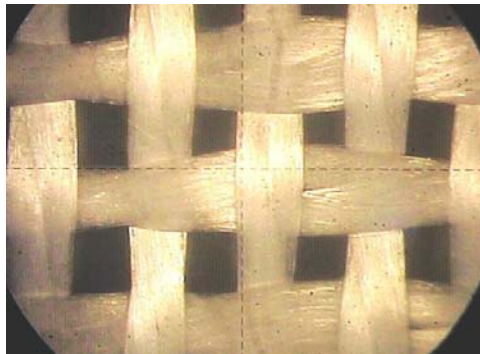


Figura 3-2 Micrografía del refuerzo presentando tejido tafetás amplificado a 15x.

La matriz es plástico poliéster, éste se forma a partir de la polimerización de la resina MR – 250 mediante el empleo de Peróxido de Metil Etil Cetona como catalizador. Esta reacción se lleva a cabo de manera exotérmica. La proporción empleada de catalizador es variable según: las condiciones de temperatura y del proceso. En textos prácticos [27] se recomienda emplear el 1%, sin embargo para los laminados hechos para este trabajo, experimentalmente se observó que con 0.5% de catalizador, en masa, se obtenían resultados satisfactorios para las condiciones del proceso empleado, ya que si el porcentaje de catalizador es mayor al 1%, la reacción de polimerización se lleva a cabo con mayor rapidez.

---

<sup>1</sup> En ensayos experimentales se obtuvieron densidades de  $2.539 \text{ g/cm}^3$  con desviación estándar de  $0.021 \text{ g/cm}^3$

---

El compuesto está formado por varias capas (estratos) de fibra en diferentes orientaciones, estas se designan por entre corchetes, la orientación de cada capa se designa por el ángulo de grados, separados por una diagonal. Para este caso, las orientaciones en las cuales se elaboró el compuesto fueron:

[0/90/22.5/-67.5/45/-45/67.5/-22.5/67.5/-22.5/45/-45/22.5/-67.5/0/90]

Como el refuerzo que se empleó fue la fibra tejida en tafetás, los hilos de fibra de vidrio presentan dos direcciones estas son 0 y 90°. Estrictamente hay una diferencia entre un refuerzo tejido y un refuerzo unidireccional [20], sin embargo se puede aproximar su comportamiento suponiendo que fueran dos capas unidireccionales a 0 y 90° respectivamente, como lo explica D. Gay [6].

La presentación de la tela de fibra de vidrio es en rollos, en el mercado se pueden encontrar segmentos de aproximadamente 1m<sup>2</sup>, comercialmente a este tipo de tela se le conoce como tela marina. La tela empleada para este trabajo está impregnada con una sustancia que le imparte una consistencia rígida, esto permite cortarla con facilidad. Sin embargo, este recubrimiento impide la correcta impregnación de la resina poliéster en la fibra, lo que provoca que el compuesto fabricado de esta manera tenga porosidades arriba del 1%. En el manual militar de materiales compuestos poliméricos [9] [33], y en la norma ASTM D 2734 – 91[34], se establece que un compuesto de buena calidad debe tener menos del 1% de porosidad en volumen, por lo que para poder alcanzar esto es necesario asegurar la adecuada impregnación de la fibra por la resina.

Experimentalmente, haciendo ensayos de puesta a punto del proceso, se observó que si se eliminaba el recubrimiento de la fibra mediante calentamiento a 650° C, el vidrio quedaba limpio y la impregnación se llevaba a cabo de mejor manera y por consiguiente la porosidad se veía reducida a niveles menores del 1%, como se demuestra en las secciones posteriores de este trabajo. Este tratamiento no afecta al vidrio, puesto que no hay cambio de masa ni

de densidad, y la fractura con gran delaminación se reduce, el modo de falla cambia. Sería conveniente analizar los efectos con mayor detalle en investigaciones posteriores.

Este laminado tiene la función de servir en las cubiertas de la estructura sándwich. En su conjunto ésta estructura trabaja como placa, pero las cubiertas trabajan como membranas, por lo que es necesario que tenga propiedades iguales en cualquier dirección, por esta razón se buscó que el material compuesto se comportara de una manera más próxima a la isotropía. Esto se logra haciendo que el número de capas aumente y que la distribución de las orientaciones sea también uniforme. Dicho de otra manera entre más capas con distribución de orientaciones uniforme, el material resultante se aproxima cada vez más al comportamiento isotrópico en membrana.

Para evitar la distorsión en los laminados compuestos estratificados, es necesario una construcción con geometría espejo [6] [9] [25] [29] [33], es decir el plano medio del laminado debe ser un plano de simetría, por lo que es necesario repetir las orientaciones. Para este caso las orientaciones empleadas fueron de 0, 90, 22.5, 45, 67.5, -67.5, -45, -22.5, como se muestra en la figura 3-3

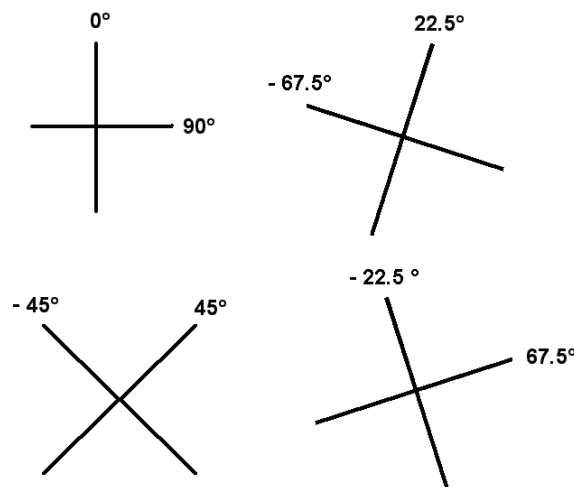


Figura 3-3 Orientaciones de la tela empleadas

La distribución de las orientaciones se puede observar en la figura 3-4

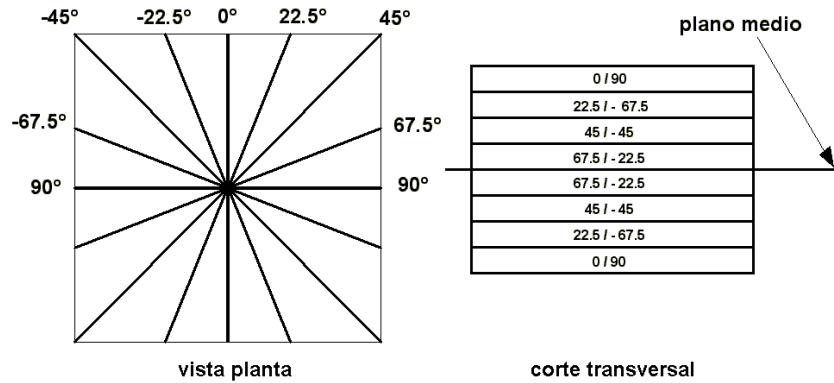


Figura 3-4 Distribución de las orientaciones en el laminado

Para la fabricación de estos laminados y considerando que la fibra es rígida, se trazan los segmentos que se quieren cortar de acuerdo a la orientación de la capa, como se muestra en la figura 3-5.

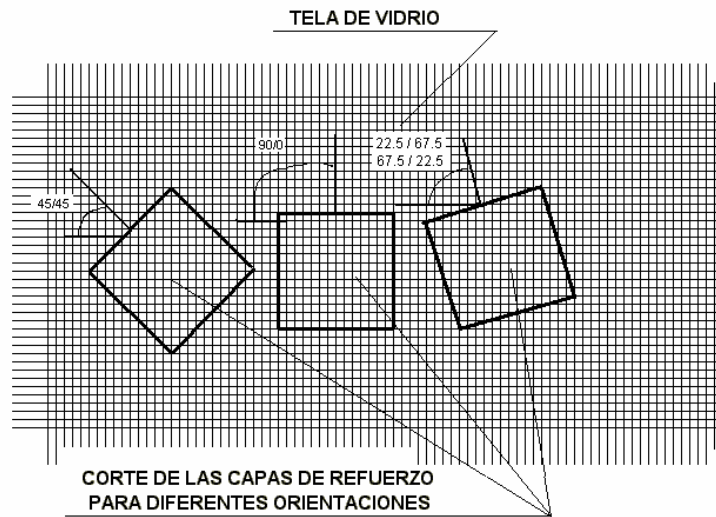


Figura 3-5 Trazo de los segmentos en diferentes orientaciones

Una vez obtenidos los ocho tramos necesarios, se colocan en el orden correspondiente al que será su ubicación dentro del compuesto, considerado la simetría espejo.

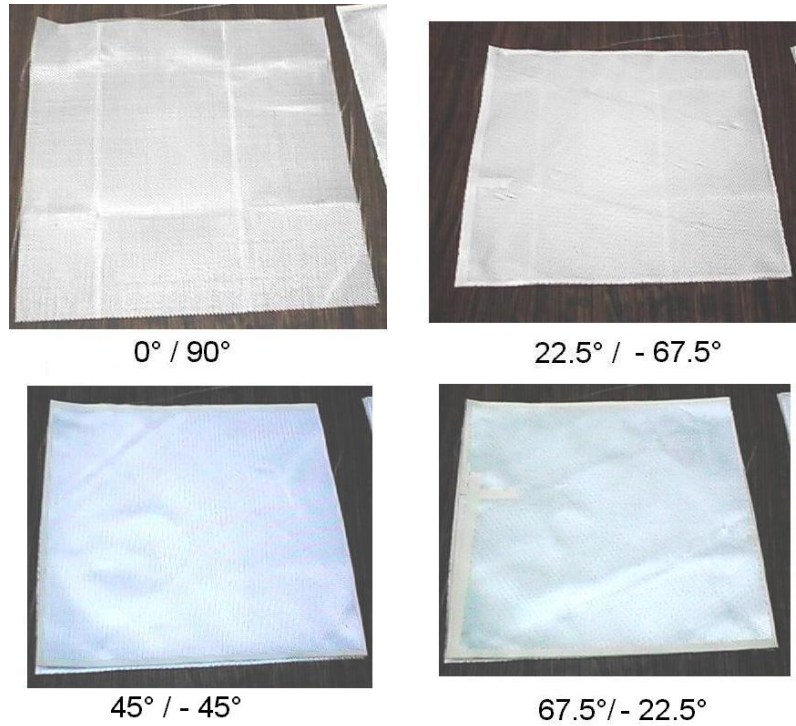


Figura 3-6 Refuerzo cortado en diferentes orientaciones

Para que el refuerzo esté limpio, entonces es necesario introducirlos a un horno a 650 ° C por un mínimo de 30 minutos, como se presenta en la figura 3-7.



Figura 3-7 Colocación de refuerzo en el horno

El recubrimiento se consume dejando el vidrio limpio, como se observa en la figura 3-8



Figura 3-8 Eliminación del recubrimiento del refuerzo

Una vez realizado esto, el refuerzo adquiere una apariencia brillante, y queda listo para ser impregnado de resina. Requiriéndose los materiales que aparecen en la Figura 3-9.

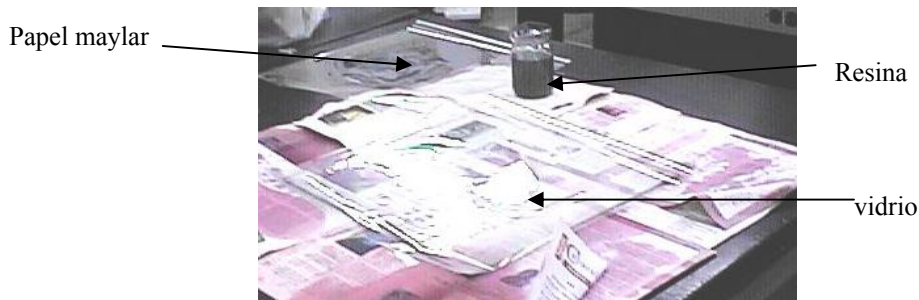


Figura 3-9 Dispositivo empleado para elaboración del laminado

Con este dispositivo se impregna la fibra siguiendo el siguiente procedimiento:

Se coloca sobre el papel maylar, localizado en la placa de vidrio, el primer tramo de fibra de vidrio (primera capa), con la orientación de las fibras adecuada para dicha capa. Enseguida se agrega la resina preparada (resina + catalizador) para la primera capa, distribuyéndola en toda la tela, asegurando una impregnación adecuada. Esto se logra cuando la tela se vuelve transparente, repitiéndose para cada capa. Una vez puestas todas las capas, se cubre el compuesto con la segunda hoja de papel maylar. Con ayuda de un

rodillo se recorre toda la superficie del compuesto, sobre el papel maylar a manera de evacuar el aire presente dentro, así como también el exceso de resina, para lograrlo se aplica una carga sobre el rodillo y se desliza sobre la superficie, el exceso de resina es necesario dirigirlo hacia las orillas, de esta manera hasta que todo el aire y el exceso de resina sean removidos. Se coloca la segunda placa de vidrio, sobre la superficie libre del papel maylar que cubre el compuesto, sobre este vidrio se coloca un peso muerto capaz de producir una presión aproximada de 1500Pa, como se esquematiza en la figura 3-12, con el fin de lograr un espesor uniforme. Posteriormente, es necesario dejar transcurrir aproximadamente 4 horas para que el compuesto cure.



Figura 3-10 Impregnación de resina al refuerzo

En la figura 3-11 se puede observar la apariencia del conjunto una vez terminada la impregnación.



Figura 3-11 Conjunto de fibra impregnado de resina

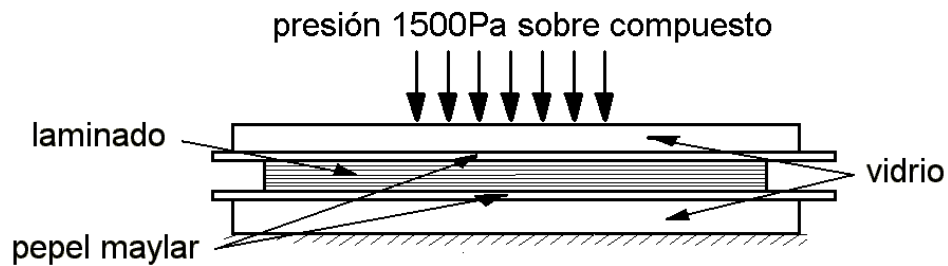


Figura 3-12 Esquema del conjunto para elaboración de compuesto

El compuesto así hecho, se puede entonces cortar a las dimensiones requeridas, para elaborar la estructura sándwich. La apariencia final del laminado se muestra en la figura 3-13 y figura 3-18 de la sección de fabricación de probetas para ensayos de tensión y módulo de elasticidad.

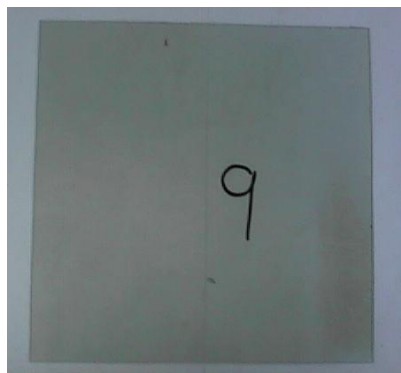


Figura 3-13 Laminado terminado

### 3.2.2 ELABORACIÓN DEL MATERIAL SÁNDWICH

El material sandwich está formado por dos cubiertas, (compuestos laminados), las cuales están sometidas a esfuerzos normales y un núcleo hecho de cartón en forma de panal de abeja (honey comb). Este último soporta los esfuerzos cortantes. Puesto que el sandwich debe funcionar como unidad, es necesario pegar las cubiertas al núcleo mediante plástico poliéster.

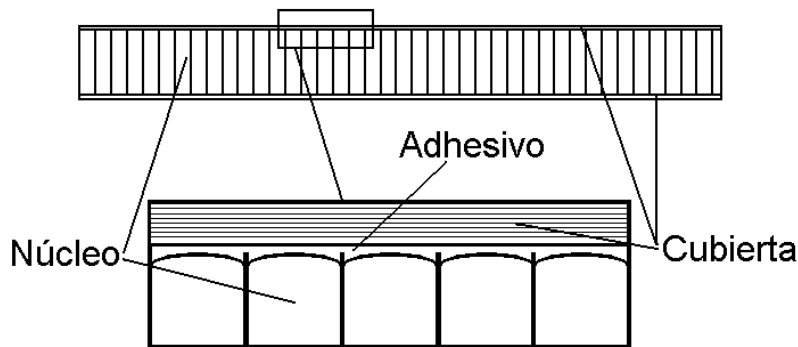


Figura 3-14 Constitución de material sandwich mostrando detalle en la interface

El núcleo es de cartón, en forma de panal de abeja, con celdas que se repiten, siendo estas semi-hexagonales tal como se muestra en la figura 3-15.

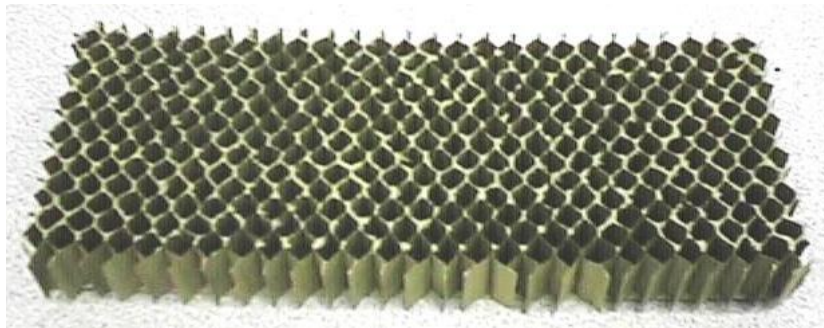


Figura 3-15 Núcleo de panal de abeja en cartón

El tamaño nominal de la celda es de  $3/8$  de pulgada (9.52mm). Este dato se obtuvo del fabricante, el espesor es de 31.63mm, medido con un procedimiento similar al indicado en la norma ASTM C 366 [35]. La densidad del núcleo, como tal, es de  $0.04449\text{g/cm}^3$ , medida

mediante procedimiento similar al de la norma ASTM C-271[36]. Comercialmente este material se fabrica en láminas de 1250mm por 3048mm.

Se cortan segmentos de este material de 300 por 300mm. El procedimiento para corte es relativamente sencillo puesto que se emplea para esto navaja doméstica para cortar papel tipo “cutter”, lo que minimiza el riesgo de dañar las celdas. Las celdas vienen cubiertas con una delgada capa de cartón, que es necesario quitar, para que queden al descubierto completamente las celdas.

Una vez que el panel tiene el tamaño requerido, se procede a pegar las cubiertas, para esto se requiere un vidrio que sirve como superficie plana. Sobre este se coloca papel maylar, encima se coloca una de las cubiertas. En la cara visible de la cubierta se agrega resina poliéster ya preparada, (según procedimiento descrito en la sección 4.1), hasta que se cubra la totalidad de la superficie. Enseguida se coloca el panel sobre la superficie, asegurando que los cantos de las celdas queden impregnadas de resina. Una vez hecho esto, es necesario ejercer una presión de aproximadamente 1635Pa para asegurar la adherencia del panel y de la cubierta. Finalmente se deja pasar aproximadamente 4 horas para que la resina cure. Cuando la resina (que en este caso hace la función de adhesivo) haya curado se realiza el mismo procedimiento pero ahora para pegar la otra cubierta. Las presiones indicadas aquí, se obtuvieron experimentalmente mediante prueba y error, durante la puesta a punto del proceso. El procedimiento descrito se presenta en la figura 3-16

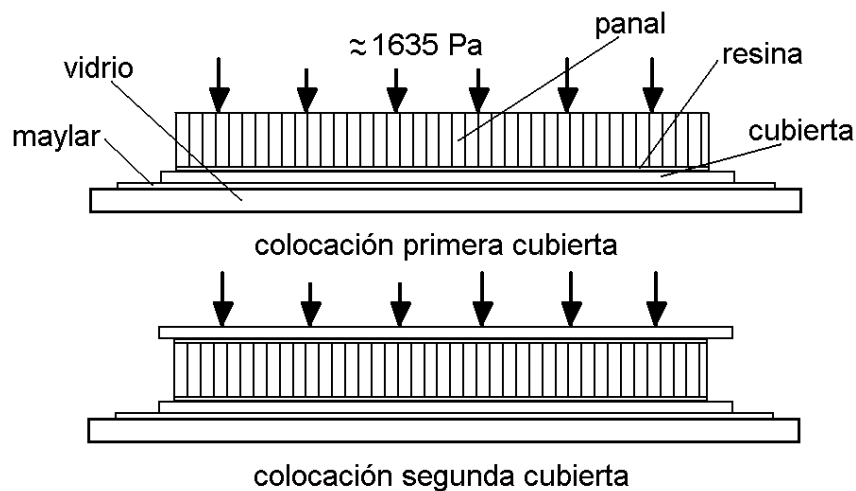


Figura 3-16 Elaboración de sandwich

El sandwich ya elaborado se presenta en la figura 3-17

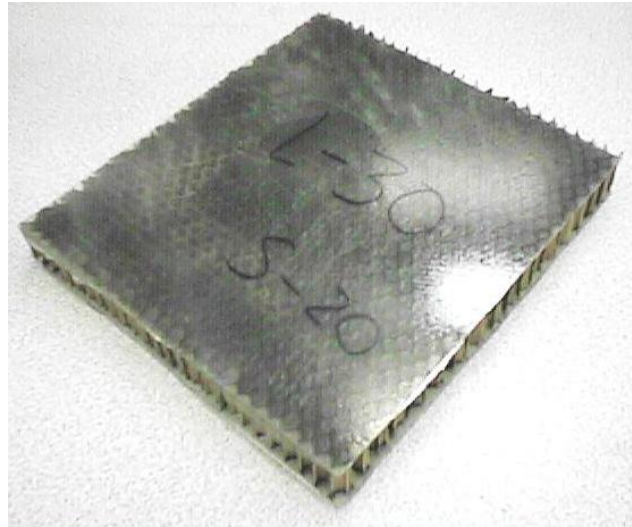


Figura 3-17 Sándwich

### 3.2.3 CARACTERÍSTICAS DE LAS PROBETAS

#### 3.2.3.1 OBTENCIÓN DE LAS PROBETAS DE TENSIÓN DE LOS LAMINADOS

A partir de los laminados, como el mostrado en la figura 3-18, se obtuvieron las probetas de para los ensayos de tensión de densidad, y de módulo de elasticidad.

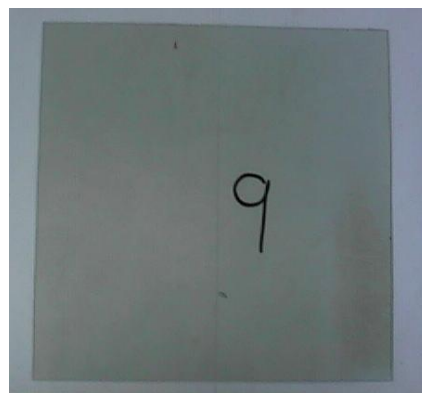


Figura 3-18 Laminado

Para este efecto, se empleó una cortadora de disco abrasivo marca BUHELER modelo abrasimet, la cual se muestra en la figura 3-19a y 3-19b, mostrando el aspecto exterior e interior respectivamente.

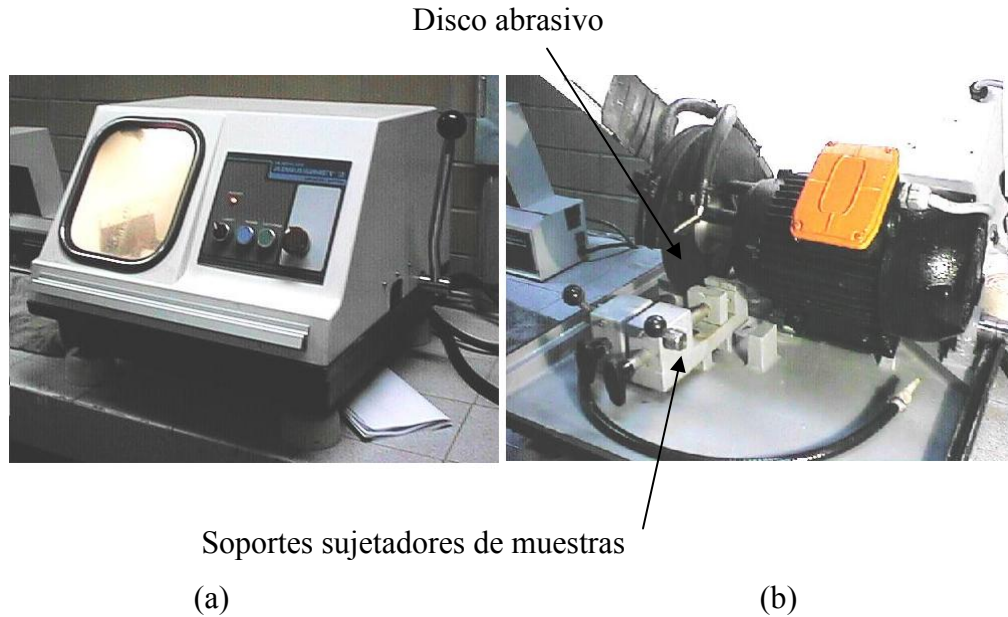


Figura 3-19 Cortadora Abrasimet (a) vista externa (b) vista interna

Para poder cortar los laminados, se tuvo que hacer una modificación a esta cortadora, esta consistió en el diseño de otros soportes para los laminados, los cuales proporcionan guiado según el ancho deseado, estos nuevos soportes se muestran en la figura 3-20.



Figura 3-20 Soportes para corte de laminado

Estos soportes se instalan en los mismos puertos de anclaje de los originales, como se puede ver en la figura 3-21.

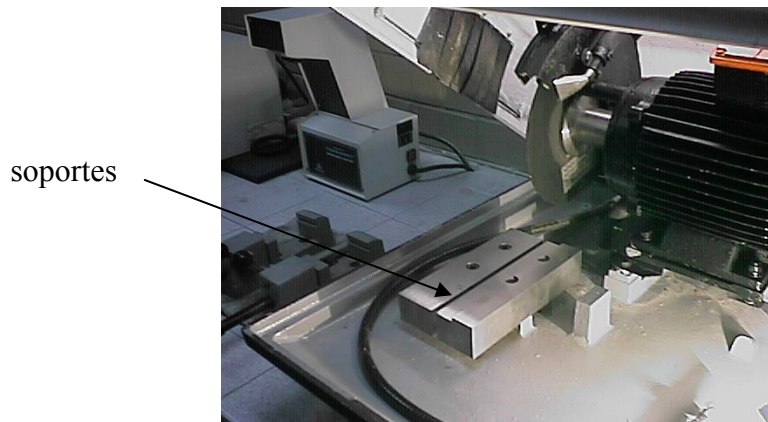


Figura 3-21 Instalación de soportes para laminado

Estos nuevos aditamentos permiten el deslizamiento del laminado y tienen una guía, para que la probeta sea cortada con un ancho constante, como se puede ver en la figura 3-22.

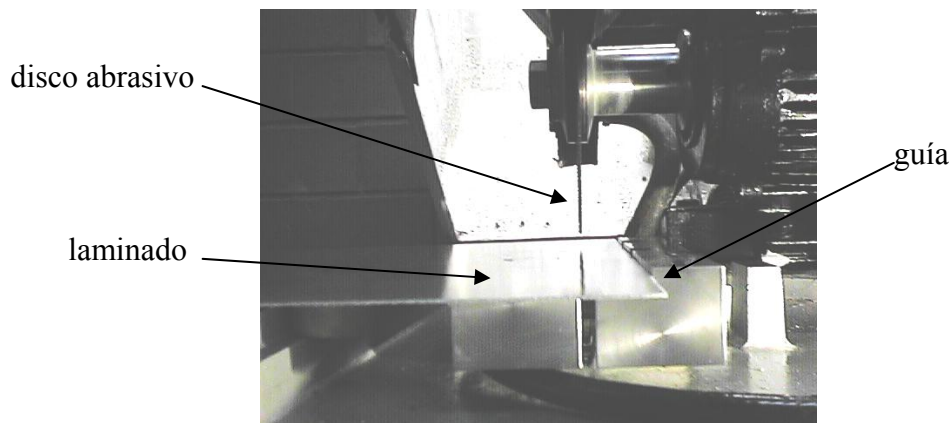


Figura 3-22 corte de laminado

El disco abrasivo en el momento del corte es lubricado con agua. Se decidió este método de corte, puesto que se recomienda por la norma ASTM D 3039/3039M [37], además de que en pruebas realizadas, se observó que no se presenta delaminación, lo cual es un riesgo en

los materiales compuestos [28]. El mecanismo de corte se presenta esquemáticamente en la figura 3-23.

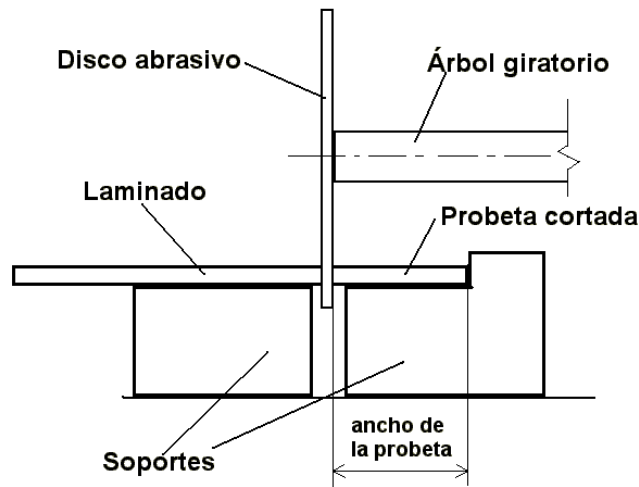


Figura 3-23 Esquema de corte de laminados (1)

El ancho de las probetas según norma ASTM D 3039/3039M [37] se recomienda de 25mm, por lo que el ancho de las probetas para ensayo de tensión fue de esta misma medida. Las probetas para módulo de elasticidad se cortaron con un ancho de 12.5mm, con la finalidad de que se pudiera instalar correctamente el extensómetro. Para obtener este nuevo ancho, se adaptó una barra en la guía como se muestra en la figura 3-24.

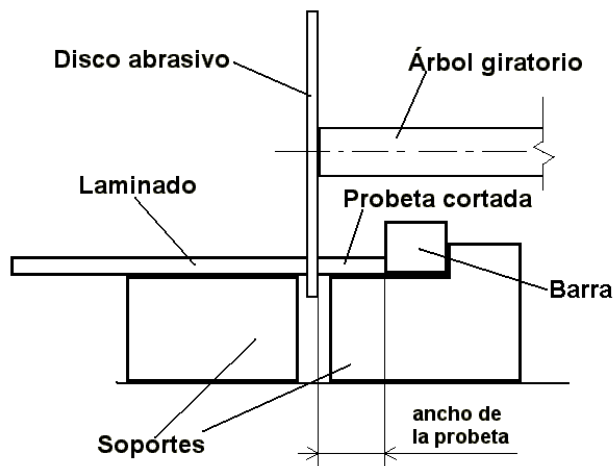


Figura 3-24 Esquema de corte de laminados (2)

### 3.2.3.2 PROBETA PARA ENSAYO DE FLEXIÓN Y FATIGA EN FLEXIÓN EN MATERIALES TIPO SÁNDWICH

El ensayo de flexión debe ser lo más apegado a la norma ASTM C 393 [31], en donde los requerimientos planteados para el tamaño de la probeta son los siguientes:

- 1) La probeta debe tener sección transversal rectangular.
- 2) El espesor de la probeta debe ser igual al espesor del sandwich.
- 3) El ancho no debe ser menor a dos veces el espesor total, y no menor a tres veces el tamaño de la celda del núcleo, además debe ser menor o igual a la mitad de la longitud entre apoyos.
- 4) La longitud de la probeta debe ser la longitud entre apoyos más 50mm o la mitad del espesor, la que sea mayor.

Para nuestro caso, el espesor del sandwich es de 35mm, por lo que:

$\text{ancho} \geq 2 \text{ espesor}$

$\text{ancho} > 3 \text{ tamaño de celda}$

$\text{ancho} < 0.5 \text{ longitud entre apoyos}$

$\text{longitud de la probeta} = \text{longitud entre apoyos} + 50$

para este caso particular se tiene lo siguiente:

$\text{ancho} \geq 2(35\text{mm})$

$\text{ancho} \geq 70\text{mm}$

$\text{ancho} \geq 3 \text{ tamaño de celda}$

el tamaño de celda es de 10mm (estrictamente 9.52mm nominal esto corresponde a 3/8 de pulgada) por lo que:

$\text{ancho} \geq 3(10\text{mm})$

ancho  $\geq 30\text{mm}$

por lo que se selecciona un ancho de 70mm

la longitud entre apoyos  $\geq 2$  ancho

longitud  $\geq 140\text{mm}$

se escoge una longitud entre apoyos de 220 mm

la longitud de la probeta debe ser la longitud de apoyos mas 50mm según la norma ASTM C 393 [31]

por lo que para nuestro caso  $220\text{mm} + 50\text{mm}$

longitud de la probeta de 270mm.

De todo lo anterior se desprende que, el tamaño de la probeta queda como se muestra en la figura 3-25 siguiente:

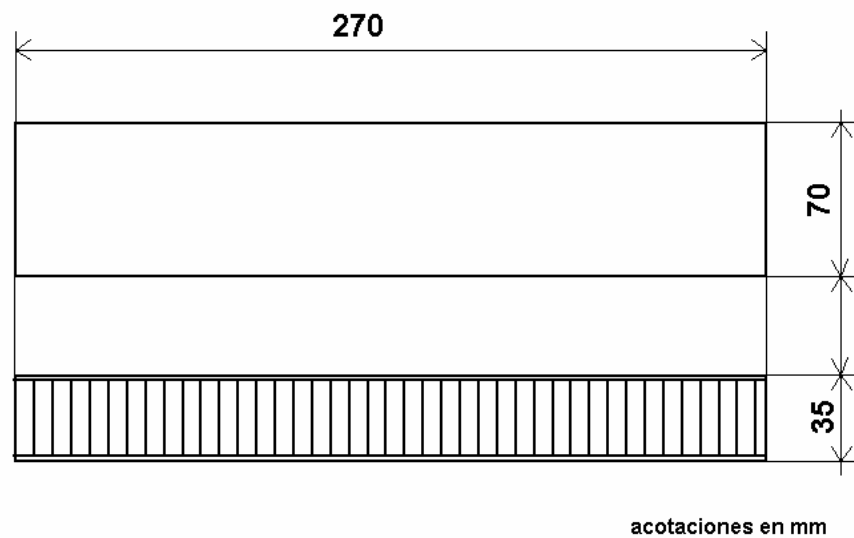


Figura 3-25 Dimensiones de la probeta para ensayos de flexión y fatiga

Las probetas se obtienen a partir de los materiales obtenidos según se explica en la sección 3.2.2. De cada sandwich se obtienen tres probetas, esto se realiza mediante corte en sierra circular ver figura 3-26



Figura 3-26 Sierra circular y corte de probetas para flexión y fatiga

La probeta ya cortada se muestra en la figura 3-27

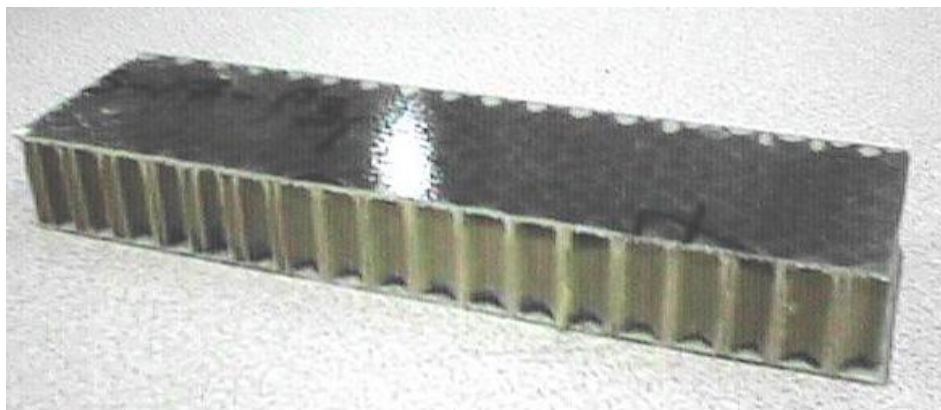


Figura 3-27 Probeta terminada para ensayos de flexión y fatiga

### 3.2.4 PRUEBAS FÍSICAS Y MECÁNICAS

#### 3.2.4.1 ENSAYOS DE CONTENIDO DE FIBRA RESINA Y POROSIDAD

Con el fin de evaluar el contenido de fibra, resina y porosidad se realizaron una serie de ensayos, estos parámetros son importantes ya que de estos contenidos dependen las propiedades mecánicas del compuesto, además de que la porosidad es un parámetro importante para evaluar la calidad del compuesto. El procedimiento empleado trata en lo más posible apearse a las normas ASTM D 792 [38], ASTM D 2734 [34] y ASTM D 3800 [39].

#### PROBETAS

Las probetas empleadas se tomaron de cada laminado que se utilizó para la elaboración de las probetas sandwich. La probeta es de tipo rectangular de 77 por 25mm, el espesor es el mismo del laminado, con un agujero practicado en uno de los extremos a fin de poder sostener la probeta para medición de densidad, como se muestra en la figura 3-28.

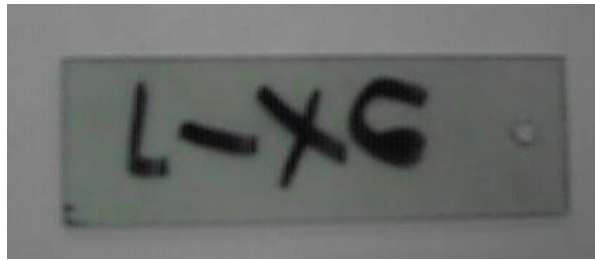
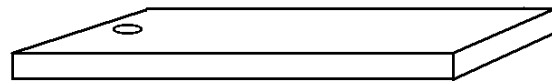


Figura 3-28 Probeta para evaluación del contenido de fibra, resina y porosidad

Cada una de estas probetas se identificó con la misma marca que el laminado del cual se extrajeron.

La medición de densidad se realiza mediante un método hidrostático, basado en la norma ASTM D 792 [38], adaptado para las condiciones propias y los recursos disponibles. Este método tiene como fundamento la medición del peso y el cálculo del empuje hidrostático, para de esta manera calcular el volumen de la probeta.

Se tienen varias probetas tomadas de los diferentes laminados, empleados en la fabricación de los sandwiches, estas probetas tienen la forma que se muestra en la figura 3-29a y 3-29b



**PROBETA PARA MEDICIÓN DE DENSIDAD**

(a)



(b)

Figura 3-29 Probeta de medición de densidad (a) esquema (b) fotografía

Estas probetas se pesan y posteriormente se colocan en un dispositivo como el mostrado en la figura 3-30

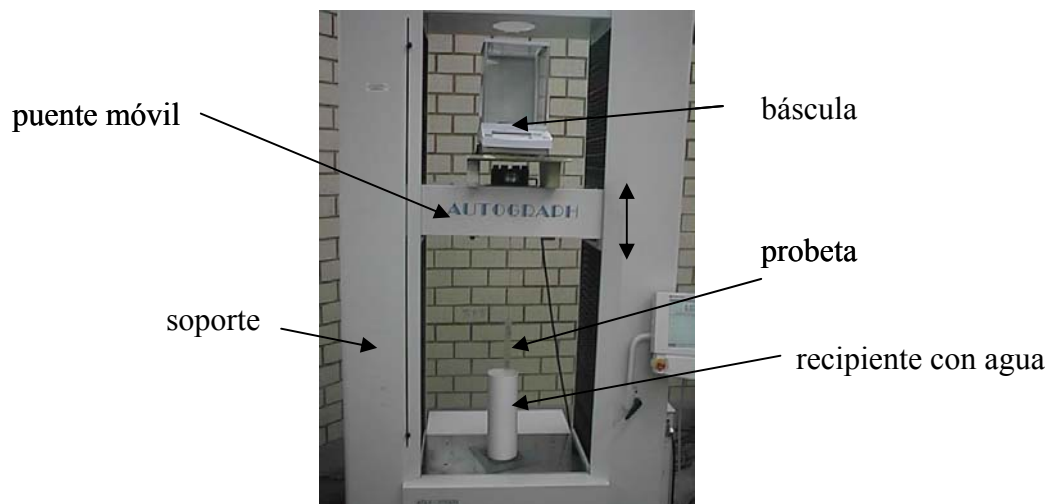


Figura 3-30 Dispositivo para medición de densidad

El agua destilada sirve, en este caso, como líquido de referencia, puesto que se conoce su densidad, la báscula empleada es marca OHAUS modelo adventurer con intervalo de 210g y resolución de 0.0001g. Esta se muestra en la figura 3-31.



Figura 3-31 Báscula

El soporte empleado es el marco de carga de una máquina para ensayos mecánicos marca Shimadzu modelo AG-100, con puente móvil. La posición del puente de la máquina para ensayos es controlable con precisión de 0.001mm, por lo que se pueden hacer las maniobras necesarias para la colocación y retiro de la probeta y poder regresar a la posición de medición requerida.

Colocada la probeta en el dispositivo, se sumerge la probeta dentro del líquido moviendo el puente, cuando se llega a la posición de medición, se fija el puente, quedando el dispositivo como el mostrado en la figura 3-32.

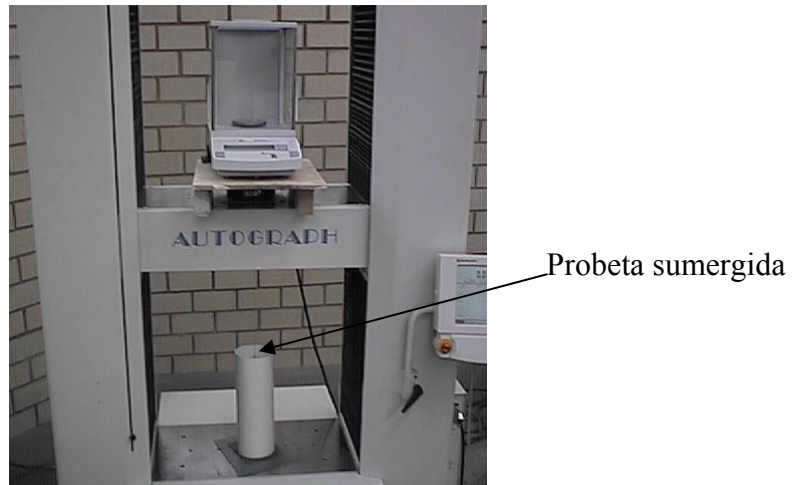


Figura 3-32 Dispositivo en posición para hacer medición

El dispositivo se representa esquemáticamente en la figura 3-33

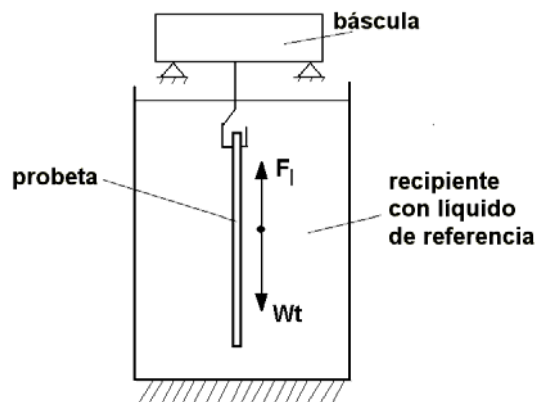


Figura 3-33 Representación esquemática del dispositivo de medición de densidad

Tomando como referencia la figura 3-33, se puede apreciar que el peso indicado en la balanza es:

$$F_m = W_t - F_l \quad 3-1$$

En donde:

$F_l$  Fuerza de empuje hidrostático

$W_t$  Peso de la probeta

$F_m$  Peso indicado en la balanza

Por lo que la fuerza de empuje hidrostático queda como:

$$F_l = W_t - F_m \quad 3-2$$

Como se sabe, la ley de empuje hidrostático establece que el empuje es igual al peso del fluido desplazado, en este caso el líquido de referencia es agua destilada, por lo que se puede establecer

$$F_l = \gamma_{agua} V_t \quad 3-3$$

En donde:

$\gamma_{agua}$  Peso específico del agua

$V_t$  Volumen de la probeta

$F_l$  Fuerza de empuje hidrostático

Por lo que igualando se tiene:

$$V_t \gamma_{agua} = W_t - F_m \quad 3-4$$

Por lo que el volumen de la probeta queda como:

$$V_t = \frac{W_t - F_m}{\gamma_{agua}} \quad 3-5$$

La densidad entonces se puede calcular como:

$$\rho_t = \frac{M_t}{V_t} \quad 3-6$$

En donde:

$\rho_t$  Densidad de la probeta

$M_t$  Masa de la probeta

O bien se puede calcular directamente de la siguiente ecuación:

$$\rho_t = \frac{W_t \rho_{agua}}{(W_t - F_m)} \quad 3-7$$

Este procedimiento se realiza con todas las probetas, el procesamiento de los datos se realizó mediante hoja de cálculo electrónica EXCEL los resultados se presentan en el capítulo 4

### MEDICIÓN DE CONTENIDO DE FIBRA, RESINA Y POROSIDAD

Una vez determinado el volumen y la masa de cada probeta, se colocó en un crisol como el que se muestra en la figura 3-34. Este es previamente calentado a 700°C por 30 minutos y posteriormente enfriado a temperatura ambiente en un desecador, a fin de evitar la humedad, enseguida se realiza la medición de la masa de la probeta y del crisol figura 3-35, posteriormente se introdujo en un horno a 650°C (figura 3-36) durante 45 minutos, de esta manera la resina se inflama y se consume, dejando paso únicamente a la fibra (figura 3-37), posteriormente se deja enfriar en un desecador (figura 3-38), se vuelve a tomar la medición de la masa del crisol con la fibra, la diferencia en la masa es la masa de la resina [40]. Los crisoles empleados fueron de alta alúmina fabricados en el departamento de Ingeniería Metalúrgica de E.S.I.Q.I.E. IPN, en colaboración con departamento de Ingeniería Aeronáutica E.S.I.M.E. U. Ticomán a través del proyecto CGPI 200707, con excelentes resultados.



Figura 3-34 Crisol



Figura 3-35 Medición de masa de crisol y probeta



Figura 3-36 Calentamiento de compuesto en horno



Figura 3-37 Crisol con fibra después de que la resina se ha consumido

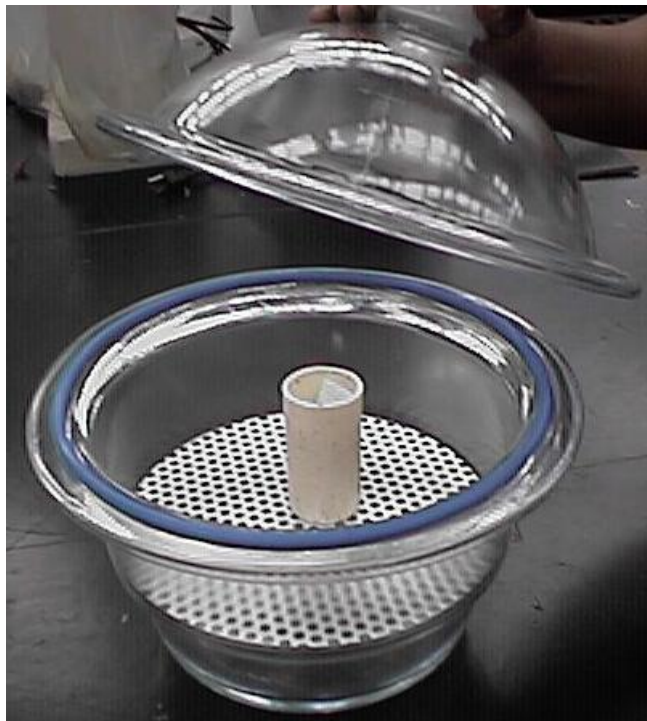


Figura 3-38 Crisol con fibra en desecador

Con la masa de la probeta previamente conocida, se puede determinar la masa de fibra de la siguiente manera:

$$m_f = M_t - m_m \quad 3-8$$

En donde:

$M_t$  masa de la probeta,

$m_m$  masa de la resina (matriz)

$m_f$  masa de la fibra (refuerzo).

Una vez conocidas estas dos masas se procede a calcular el volumen tanto de fibra como de resina, partiendo de las densidades de fibra como de la resina, como se muestra a continuación:

$$v_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad 3-9$$

$$v_m = \frac{m_m}{\rho_m} \quad 3-10$$

En donde  $m$  es la masa,  $\rho$  es la densidad y  $v$  es el volumen, considerando que los subíndices  $f$  y  $m$  significan refuerzo y matriz respectivamente, bajo este contexto  $f$  es para la fibra y  $m$  es para la resina. Con estos volúmenes y el volumen de la probeta previamente medido, entonces la suma de los volúmenes de fibra, resina y poros deben ser igual al volumen total de la probeta.

$$V_t = v_f + v_m + v_p \quad 3-11$$

El volumen de poros se calcula de la ecuación anterior, como:

$$v_p = V_t - v_m - v_f \quad 3-12$$

con los volúmenes obtenidos se puede calcular la fracción volumétrica de cada componente, de la siguiente manera:

$$V_m = \frac{v_m}{V_t} \quad 3-13$$

$$V_f = \frac{v_f}{V_t} \quad 3-14$$

$$V_p = \frac{V_p}{V_t} \quad 3-15$$

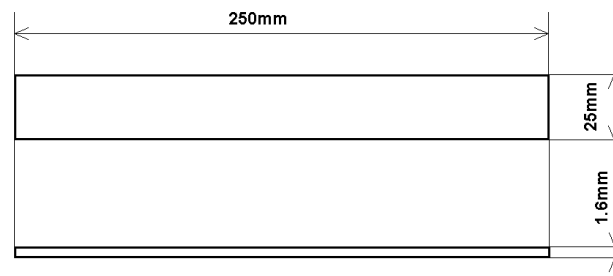
En donde  $V$  es la fracción volumétrica y los subíndices  $m$ ,  $f$  y  $p$  corresponden a la resina, fibra y porosidad respectivamente,  $V_t$  es el volumen total de la probeta, esto se realizó para un total de 32 probetas. Los datos se procesaron empleando hoja electrónica de cálculo EXCEL, los resultados de estos ensayos se presentan en el capítulo 4 de este trabajo.

### 3.2.4.2 ENSAYOS DE TENSIÓN

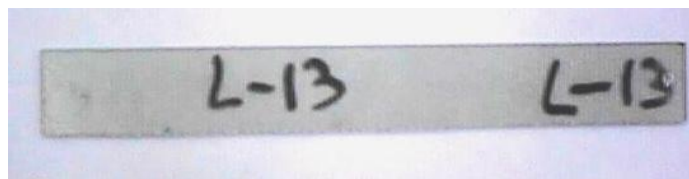
Para la realización de estos ensayos se tomó como base la norma ASTM D 3039[37], adaptándola a los recursos disponibles. Se obtuvieron: el diagrama esfuerzo – deformación, el esfuerzo máximo, se trató de evaluar el módulo de elasticidad sin extensómetro (los ensayos para el módulo de elasticidad con extensómetro se tratan por separado), y la caracterización del modo de falla.

### PROBETAS

El tipo de probeta empleado fue de 25mm de ancho, 250mm de largo total El espesor es el propio del laminado del cual se obtuvo, la probeta se presenta la figura 3-39a y 3-39b.



(a)



(b)

Figura 3-39 Probeta para tensión (a) croquis con dimensiones y (b) fotografía

Cada una de estas probetas se midió 10 veces en ancho y espesor, de esta manera se consideraron como datos el ancho y el espesor promedio, con ambos se calculó el área de la sección transversal de cada probeta. Posteriormente, en cada probeta se marcaron los límites de la longitud calibrada de 150mm. En cuanto a la prueba, la probeta fue colocada con una separación de 150mm entre las mordazas de la máquina de ensaye y de esta manera respetar la longitud calibrada. Es importante recordar que las probetas se extrajeron de los laminados de material compuesto, según procedimiento explicado anteriormente en sección 3.2.3.1.

## EQUIPOS

Para los ensayos de tensión, se utilizó una máquina universal, electromecánica, marca Shimadzu modelo AG-100, como la que se muestra en la figura 3-40.



Figura 3.40 Máquina universal AG-100

Esta máquina tiene capacidad para 100kN, con una interface para ser controlada y adquirir datos mediante computadora, el programa empleado para el control y adquisición de datos es **Trapezium™** de Shimadzu cargado en una computadora PC convencional. El equipo completo de ensayo, control y adquisición de datos se muestra en la figura 3-41.

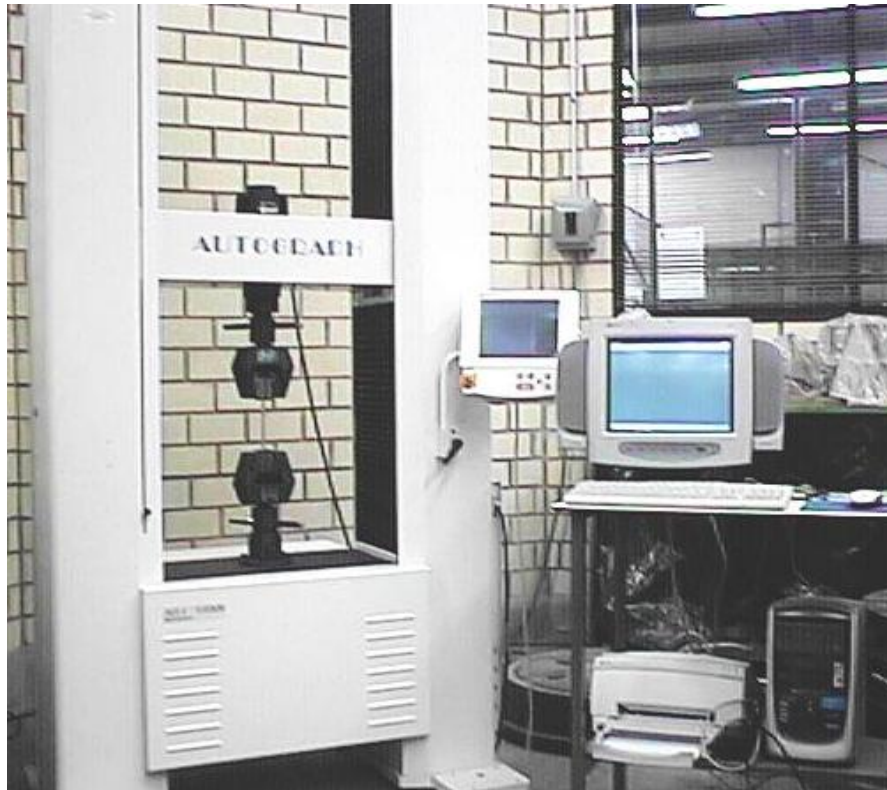


Figura 3-41 Equipo completo empleado para los ensayos de tensión

#### ADQUISICIÓN DE DATOS

La adquisición de datos se realizó a través del puerto serial de la computadora y una tarjeta que para tal efecto viene instalada en la máquina de ensayos. Es importante hacer notar que el programa de control, al momento de estructurar el ensayo, permite configurar la adquisición de datos. Además, para estos ensayos la velocidad de muestreo fue de 10 puntos por segundo, tomándose un valor de carga y otro de desplazamiento, el cual corresponde al valor de la elongación de la probeta.

## ENSAYO

El ensayo se desarrolló con una rapidez de separación de las mordazas de 2.5mm/s, con la finalidad de apegarse, en la medida de lo posible, a la norma ASTM D 3039[37]. En sentido estricto, dicha velocidad se mantuvo durante todo el ensayo. Los resultados se almacenaron para su procesamiento posterior.

## POCESAMIENTO DE DATOS

El procesamiento de los datos se realizó en hoja de cálculo electrónica EXCEL, en donde se obtuvo para cada punto el valor del esfuerzo y la deformación, como se explica a continuación. Considere que cada punto está compuesto como ya se dijo por un valor de carga ( $P_i$ ) y un valor elongación ( $\delta_i$ ), entonces los valores de esfuerzo se calcularon haciendo:

$$\sigma_i = \frac{P_i}{A_c} \quad 3-16$$

En donde

$\sigma_i$  es el esfuerzo en el punto i

$A_c$  es el área de la sección transversal inicial de la probeta ensayada

Los valores de deformación se obtuvieron haciendo:

$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{L_0} \quad 3-17$$

En donde:

$\varepsilon_i$  la deformación en el punto i

$L_0$  longitud calibrada inicial

Se construyó el diagrama esfuerzo deformación, a este respecto, se puede decir que algunos materiales compuestos presentan un comportamiento bilineal, en su curva esfuerzo deformación (figura 3-42). El material ensayado es de este tipo, por lo que siguiendo los lineamientos de la norma ASTM D 3039 [37], se tiene que obtener el esfuerzo de

transición, y el módulo de elasticidad evaluado es del tipo cuerda, este cálculo se realiza mediante la pendiente entre dos puntos del diagrama esfuerzo deformación. La norma ASTM D 3039 [37] establece los valores de deformación que se deben tomar para este cálculo, estos se presentan en la tabla 3-1. En este caso los valores de deformación más grandes de todos los diagramas se acercan a  $12000\mu\epsilon$  por lo que los dos puntos a tomar son a  $1000\mu\epsilon$  y a  $3000\mu\epsilon$ , como se muestra en la figura 3-42.

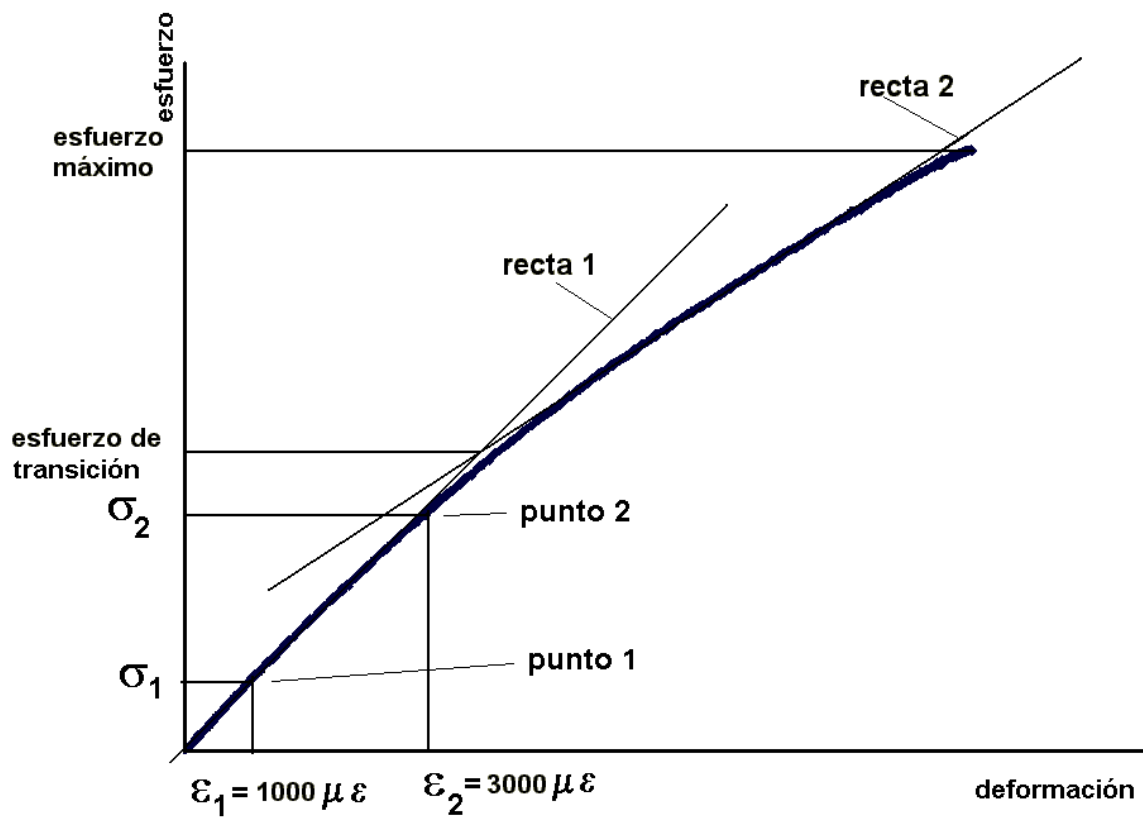


Figura 3-42 Diagrama esfuerzo - deformación característico del compuesto

<b>Tabla 3-1 Intervalos de deformación para el cálculo del módulo cuerda</b>		
Deformación última del material $\mu\varepsilon = 0.001\varepsilon$	Intervalo de deformación longitudinal para el cálculo de módulo cuerda ASTM D 3039	
	Punto de inicio(1) $\mu\varepsilon$	Punto final(2) $\mu\varepsilon$
< 6000	500	1500
$\geq 6000$ pero < 12000	1000	3000
$\geq 12000$	1000	6000

El procedimiento para el cálculo del módulo cuerda se realiza de la siguiente manera: considerando los valores de  $\sigma_1$   $\sigma_2$   $\varepsilon_1$   $\varepsilon_2$  como se muestra en la figura 3-42, entonces el módulo cuerda queda dado por la ecuación siguiente:

$$E_{cuerda} = \frac{\sigma_2 - \sigma_1}{\varepsilon_2 - \varepsilon_1} \quad 3-18$$

El esfuerzo de transición, se obtuvo dividiendo el diagrama esfuerzo deformación en dos segmentos, la primera y segunda zonas lineales. De cada segmento se hizo una regresión lineal, de esta manera se obtienen dos líneas rectas con sus respectivas ecuaciones y sus factores de correlación, todo esto se efectuó en el programa EXCEL. Resolviendo el sistema formado por las dos rectas, se obtiene el punto en el cual existe la intersección, el valor de esfuerzo de ese punto es el esfuerzo de transición, como se esquematiza en la figura 3-42 y se puede calcular conociendo las ecuaciones de cada recta, como se desarrolla a continuación:

$$\sigma = m_1\varepsilon + b_1 \quad \text{Ecuación de la recta 1} \quad 3-19$$

$$\sigma = m_2\varepsilon + b_2 \quad \text{Ecuación de la recta 2} \quad 3-20$$

En donde:

$m_1, m_2$  Pendiente de la recta 1 y 2 respectivamente

$b_1, b_2$  Ordenada al origen del recta 1 y 2 respectivamente

Igualando los esfuerzos se tiene:

$$m_1\varepsilon + b_1 = m_2\varepsilon + b_2 \quad 3-21$$

Despejando  $\varepsilon$  se tiene

$$\varepsilon = \frac{b_2 - b_1}{m_1 - m_2} \quad 3-22$$

Sustituyendo este valor en cual quiera de las dos ecuaciones de las rectas se tiene:

$$\sigma = m_2 \left( \frac{b_2 - b_1}{m_1 - m_2} \right) + b_2 \quad 3-23$$

Ó bien:

$$\sigma = m_1 \left( \frac{b_2 - b_1}{m_1 - m_2} \right) + b_1 \quad 3-24$$

Para el esfuerzo máximo simplemente se toma el valor de esfuerzo más alto del diagrama esfuerzo deformación.

También se caracterizó el modo de falla con base en la norma ASTM D 3039[37], donde se expresa una clasificación mediante tres letras, como se muestra en la tabla 3-2.

<b>Tabla 3-2 Caracterización de los modos de falla</b>					
<b>Primera letra</b>		<b>Segunda letra</b>		<b>Tercera letra</b>	
Tipo de falla	Letra	Area de falla	Letra	Localización de falla	Letra
Angular	A	Dentro de la mordaza	I	Parte inferior	B
Delaminación en el borde	D	En la mordaza	A	Parte superior	T
En la mordaza	G	< 1 ancho a partir de la mordaza	W	Izquierda	L
Lateral	L	En la longitud calibrada	G	Derecha	R
Multi-modo	M(xyz)	Áreas múltiples	M	En medio	M
A lo largo	S	Varias	V	Varios	V
Explosivo	X	Desconocida	U	Desconocida	U
Otro	O				

En la figura 3-43 se presentan ejemplos de la caracterización del modo de falla.

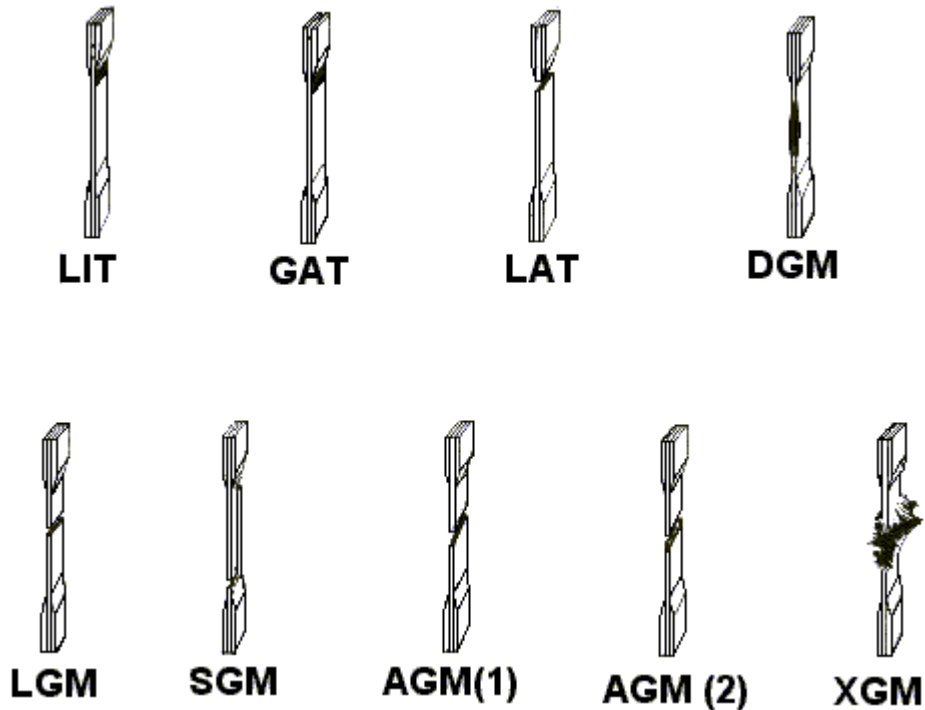


Figura 3-43 Ejemplos de caracterización del modo de falla según norma ASTM D 3039

De todas las propiedades obtenidas se obtuvo la media, desviación estándar, máximo y mínimo, estos se presentan en el capítulo 4 correspondiente a los resultados.

### 3.2.4.3 ENSAYOS PARA OBTENER EL MÓDULO DE ELASTICIDAD DE LOS LAMINADOS

Estos ensayos se realizaron principalmente con la finalidad de evaluar el módulo de elasticidad del material, aunque también se obtuvieron el resto de los parámetros como en los ensayos de tensión. La variante fue el empleo de un extensómetro, para poder hacer mediciones adecuadas de la elongación y de esta manera obtener el módulo de elasticidad.

#### PROBETAS EMPLEADAS

Las probetas empleadas son del tipo que se presenta en la figura 3-44

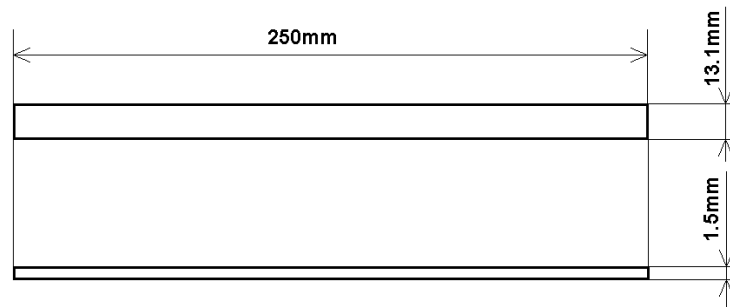


Figura 3-44 Probetas para obtención del módulo de elasticidad

### EQUIPO

El equipo empleado en estos ensayos se compone en primer lugar, de una máquina para ensayos mecánicos servohidráulica marca INSTRON modelo 8502, con capacidad de 250kN. La que se muestra en la figura 3-45.



Figura 3-45 Máquina INSTRON modelo 8502

En segundo lugar, de un extensómetro marca INSTRON con intervalo de 0 a 12.5mm y longitud calibrada de 25mm, el cual se muestra en la figura 3-46.



Figura 3.46 Extensómetro

Este extensómetro se conecta directamente a la máquina de pruebas, la cual despliega automáticamente la lectura.

La máquina para ensayos puede ser controlada mediante computadora personal, esto se logra a través de una tarjeta de interface GPIB bajo norma IEEE 488. Para este caso, el control de la máquina y la adquisición de datos se logró a través del programa **serie IX** de INSTRON versión 10.15.

## ENSAYO

El ensayo se llevó a cabo siguiendo el mismo procedimiento que el descrito en para los ensayos de tensión en la sección 3.2.4.2, la velocidad fue de 2.5mm/minuto para respetar la norma [37], frecuencia de muestreo fue de 10 puntos por segundo. El procesamiento de los datos se realizó de la misma manera que en los ensayos de tensión, descrito en la sección 3.2.4.2. La diferencia fue básicamente el tipo de probeta además de que en estos ensayos no se realizó la caracterización de la falla. En la figura 3-47, se puede observar el arreglo de probeta montada en máquina de pruebas y extensómetro colocado sobre la probeta.



Figura 3-47 Probeta con extensómetro, colocada en máquina de pruebas.

#### 3.2.4.4 ENSAYOS DE TENSIÓN EN VARIAS DIRECCIONES DEL LAMINADO

Se realizaron ensayos de tensión con probetas extraídas de un laminado en direcciones de  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  y  $90^\circ$ , como se muestra en la figura 3-48. Esto con la finalidad de observar la variación de las propiedades en función de la dirección.

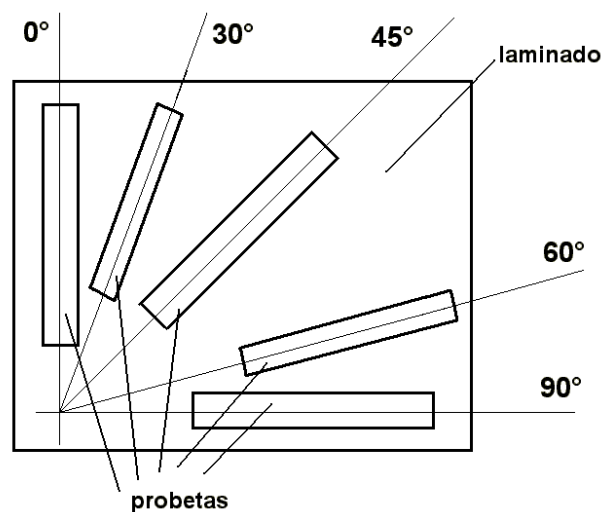


Figura 3-48 Probetas para tensión extraídas del laminado en varias direcciones

Teóricamente siendo un compuesto simétrico balanceado, con 8 capas dobles a 0,90/22.5,-67.5/45,-45/67.5,-22.5/67.5,-22.5/45,-45/22.5,-67.5/0,90, la variación de las propiedades por la dirección debe ser mínima, en este trabajo se considera un material isotrópico, el ensayo se realizó para observar que tanto se aproxima a la isotropía. Las probetas, equipo y procesamiento de datos fueron similares al presentado en la sección 3.2.4.2, para los ensayos de tensión. Los resultados se presentan en el capítulo 4.

#### 4.4.5 ENSAYOS DE FLEXIÓN EN SANDWICH

Estos ensayos se realizaron para obtener las propiedades en flexión del compuesto sandwich, las cuales son: el esfuerzo normal en las cubiertas, el esfuerzo cortante en el núcleo y el esfuerzo cortante en la interface cubierta-núcleo.

#### PROBETAS

Las probetas empleadas para estos ensayos tienen la forma mostrada en la figura 3-49 (a) y (b).

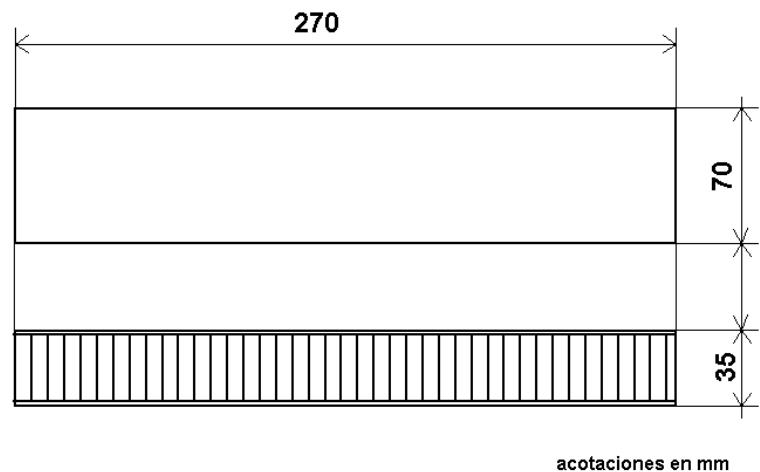


Figura 3-49 (a) Croquis con dimensiones de la probeta para ensayos de flexión



Figura 3-49 (b) Fotografía de la probeta empleada para ensayos de flexión

Las características de estas probetas y la justificación de las dimensiones se explicaron en la sección 3.2.3.2.

#### EQUIPOS EMPLEADOS

Para estos ensayos, se valió de una máquina para ensayos mecánicos Shimadzu modelo AG-100, con un dispositivo para flexión, un dispositivo para medir deflexión, un indicador de variaciones, y el programa de control y adquisición de datos **TRAPEZIUM™** de Shimadzu. La medición de deflexión se realiza a través de un indicador de variaciones, mostrado en la figura 3-50. Este se coloca en el soporte mostrado en la figura 3-51, el cual consta de un puerto para anclaje, además, en los extremos tiene dos agujeros por los que se pasan pernos que sirven para ser instalado sobre la probeta.



Figura 3-50 Indicador de variaciones

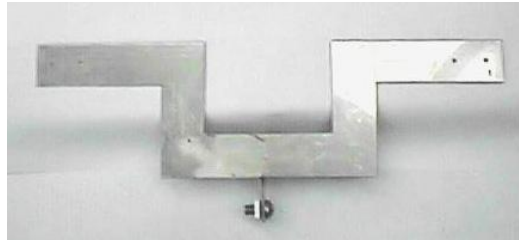


Figura 3-51 Soporte para indicador de variaciones

El indicador de variaciones se coloca en el soporte como se muestra en la figura 3-52, conservando el eje del palpador del indicador paralelo al plano del soporte, y perpendicular a la línea que une los orificios de los extremos del soporte. Este dispositivo es el recomendado en la norma ASTM C 393 [31], para ensayo de flexión en materiales de construcción sandwich. Las dimensiones del dispositivo son las adecuadas para el tipo de probeta y las dimensiones del dispositivo de flexión

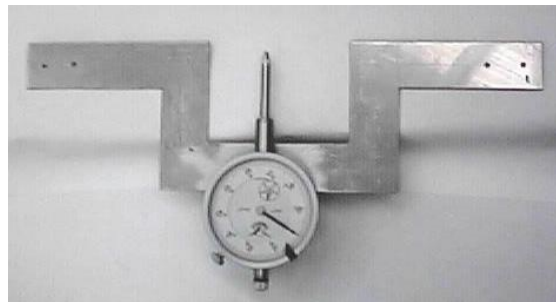


Figura 3-52 Dispositivo para medir deflexión en el sandwich

El dispositivo de flexión se compone de dos apoyos en forma de rodillos, los cuales descansan sobre bases trapezoidales y proporcionan apoyos simples, que permiten el giro de la probeta. Esto hace que únicamente existan reacciones verticales. Además el aplicador de carga, en forma de rodillo, genera una carga casi puntual. Este dispositivo se muestra en la figura 3-53.

Las bases trapezoidales en la parte inferior cuentan con una marca la cual sirve de índice. Estas bases se fijan a un soporte graduado a partir de la mitad, es decir el origen se encuentra en medio, debe considerarse que, la marca de cada base, permite ajustar la distancia entre apoyos de acuerdo a la probeta.

El aplicador se sujeta a la celda de carga de la máquina de ensayos, la cual esta colocada sobre el puente móvil y el resto del dispositivo fija en el marco de carga de la máquina, como se puede ver en la figura 3-53

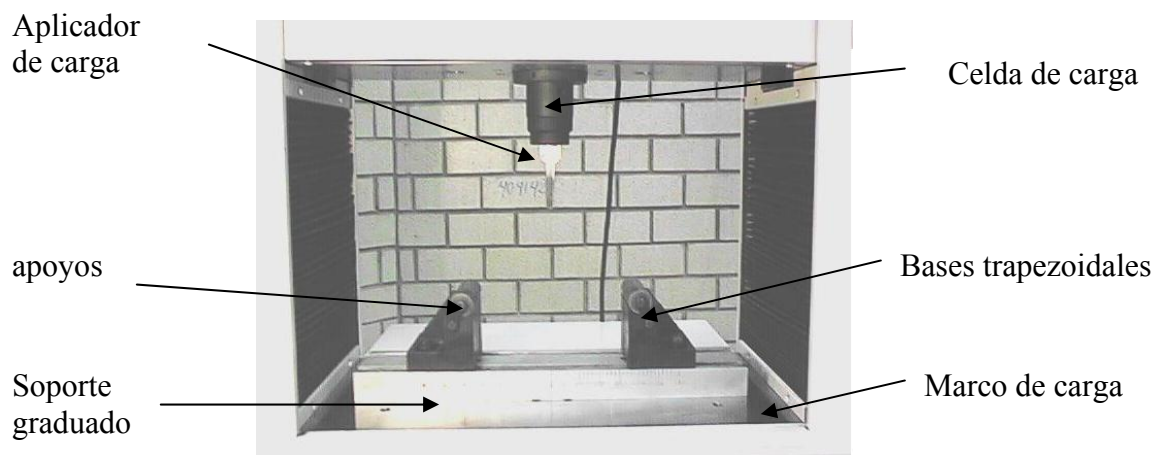


Figura 3-53 Dispositivo de flexión montado en máquina de ensayos

Con la probeta y el dispositivo de medición de deflexión, se coloca éste último sobre la probeta con la ayuda de dos pernos, los cuales se introducen en los orificios de los extremos del dispositivo de medición deflexión y se colocan sobre la línea neutra o media de la probeta, previamente marcada. Este conjunto de probeta con medidor de deflexión se coloca en el dispositivo de flexión, como se muestra en la figura 3-54. Se instala sobre la línea neutra del sandwich un apoyo para el palpador del indicador de variaciones, esto con la finalidad de que se desplace junto con la línea neutra. Se debe tener cuidado que, los pernos que se encuentran sobre la línea neutra coincidan con los apoyos y en esta forma, asegurar la medición correcta de la deflexión.

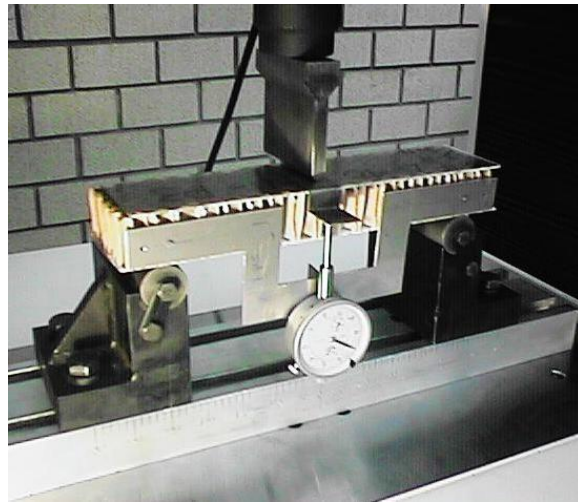


Figura 3-54 Arreglo completo con probeta, para ensayo de flexión

En la figura 3-55 se presenta un esquema explicativo del principio de medición, en el cual se muestra como al momento de desplazar el aplicador de carga, se genera una deflexión  $\delta_i$  y aparece como resultado una carga  $F_i$ . Esta deflexión  $\delta_i$  es mediada gracias a que el cuerpo del indicador de variaciones permanece inmóvil respecto de la línea neutra a la altura de los apoyos y el palpador del indicador se desplaza junto con la deflexión máxima, por lo que la deflexión  $\delta_i$  es la que se presenta en el indicador. Por otro lado, la carga  $F_i$  se puede obtener mediante la celda de carga.

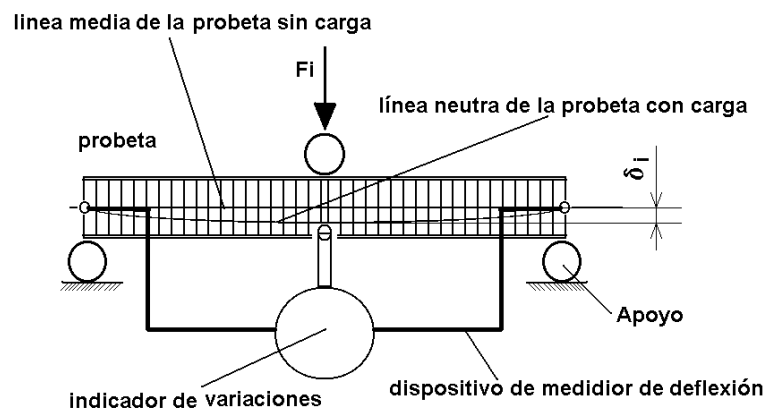


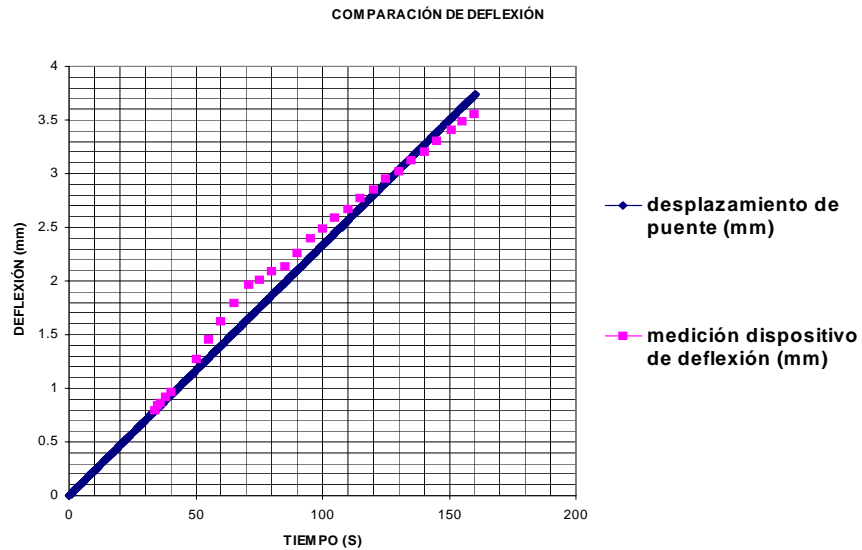
Figura 3-55 Esquema explicativo del arreglo para ensayo de flexión

La máquina de ensayos por sí misma también toma la medición del desplazamiento del aplicador de carga, suponiendo que no existe efecto de compresión en el núcleo del sandwich, puede ser considerado como medición de deflexión. Así mismo la adquisición de datos se realiza mediante el programa de control de la máquina y se transfiere a la computadora a través del puerto serial. Los datos registrados son la fuerza medida por la celda de carga y le desplazamiento del puente que puede corresponder a la deflexión. El registro de los datos de la deflexión proporcionado por el indicador se realizó de manera manual.

## ENSAYO

La velocidad de desplazamiento del puente móvil de la máquina fue de 1.5mm/minuto, esto para cumplir con la norma ASTM C 393 [31], la cual establece que la carga máxima debe ocurrir, entre 3 a 6 minutos después de iniciado el ensayo. La frecuencia de muestreo fue de 5 datos por segundo. Además, la distancia entre los apoyos es de 220mm, la cual está en función de las dimensiones de la probeta, la justificación se encuentra en la sección 4.3.2.

Se realizó un ensayo con el dispositivo para medición de deflexión, tomando los datos a través de una cámara de video convencional. Posteriormente, se observó la variación de la deflexión tomada con el dispositivo de deflexión y la lectura del desplazamiento del puente móvil de la máquina. Esta comparación se muestra en la gráfica 3-1 que se muestra a continuación.



Gráfica 3-1 Comparación de la deflexión medida con dispositivo y mediante desplazamiento del puente de la máquina

Como se puede observar en la gráfica 3-1, la diferencia entre estas dos mediciones es muy pequeña (15.5%), además de que no se evalúa el módulo de rigidez, por lo que se decidió en los ensayos restantes, tomar la medición de la deflexión con el desplazamiento del puente de la máquina. Por lo que el arreglo es el que se presenta en la figura 3-56. Bajo este esquema las probetas se ensayaron hasta la ruptura.

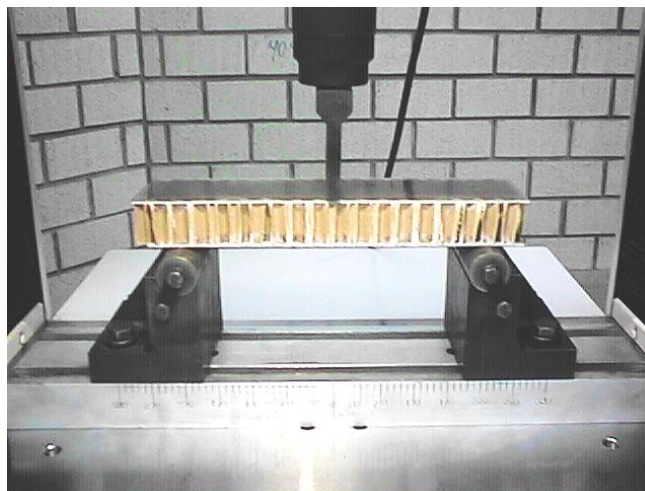


Figura 3-56 Arreglo de probeta, dispositivo y máquina de ensayos definitivo

Los datos registrados por la máquina fueron después procesados en hoja de cálculo EXCEL, en donde se obtuvieron la carga máxima, el esfuerzo máximo normal en las cubiertas, esfuerzo cortante máximo en el núcleo mediante dos ecuaciones diferentes y por último se caracterizó el tipo de falla. De estos valores se obtuvo la media, la desviación estándar, el valor máximo, el mínimo, la desviación estándar entre la media y el máximo menos el mínimo entre la media.

El esfuerzo normal máximo en las cubiertas se calcula mediante la ecuación siguiente:

$$\sigma_c = \frac{FL}{4e_c a_s (e_n + e_c)} \quad 3-25$$

En donde:

$L$  longitud de la viga (distancia entre apoyos)

$a_s$  ancho del sandwich

$e_c$  espesor de la cubierta

$e_n$  espesor del núcleo

$F$  carga transversal aplicada

Para calcular el valor máximo entonces se sustituye el valor de la carga máxima en  $F$ . Esta ecuación se dedujo en la sección 2.5 de las consideraciones teóricas de este trabajo, presentándose en dicha sección como ecuación 2-62.

El esfuerzo cortante máximo en el núcleo se obtuvo mediante la ecuación siguiente:

$$\tau_n = \frac{F}{2(e_n + e_c)a_s} \quad 3-26$$

Esta ecuación es la mostrada en la norma ASTM C 393 [31] y deducida en la sección 2.5. La segunda forma alternativa en la que se calculó el esfuerzo cortante en el núcleo fue con la siguiente ecuación:

$$\tau_n = \frac{F}{2e_n a_s} \quad 3-27$$

La deducción de esta ecuación se presenta en la sección 2.5 de consideraciones teóricas de este trabajo, además de que esta ecuación aparece en la referencia [6]. Con estas ecuaciones se obtuvieron los diagramas de esfuerzo contra deflexión de cada probeta, además de los datos ya mencionados. Un diagrama tipo se presenta en el capítulo 4.

#### 3.2.4.6 ENSAYOS DE FATIGA EN SÁNDWICHES

Estos ensayos se realizaron, para observar el comportamiento de este material, sometido a carga cíclica en flexión, con la probeta simplemente apoyada en los extremos y carga cíclica en el centro. Puesto que los materiales compuestos presentan un límite de fatiga bastante elevado, aproximadamente del 90% de su esfuerzo máximo, entonces se decidió, con base en los datos obtenidos del ensayo de flexión, que la carga máxima aplicada durante un ciclo fuera el 90% de la carga máxima soportada por las probetas en los ensayos de flexión.

#### PROBETAS

Las probetas ensayadas fueron 30, con las mismas características a las usadas en los ensayos de flexión, las cuales se describen en detalle en la sección 3.2.3.2.

#### EQUIPO EMPLEADO

Este fue una máquina servohidráulica para ensayos mecánicos INSTRON Modelo 8502, la cual puede ser configurada para ensayos en carga cíclica, además, se requiere un

dispositivo para ensayos de flexión, el cual se muestra en la figura 3-57. La distancia entre los apoyos fue la misma que para los ensayos de flexión, la cual fue de 220mm.

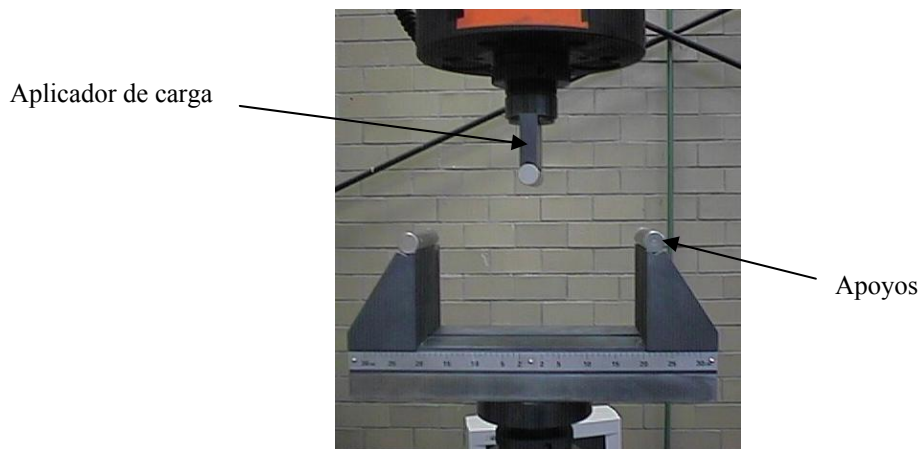


Figura 3-57 Dispositivo empleado para fatiga en flexión

Este dispositivo es similar al utilizado para los ensayos de flexión, sólo que por tratarse de una máquina diferente, varía en forma ligeramente. Dicho dispositivo se coloca en la máquina como se muestra en la figura 3-58.

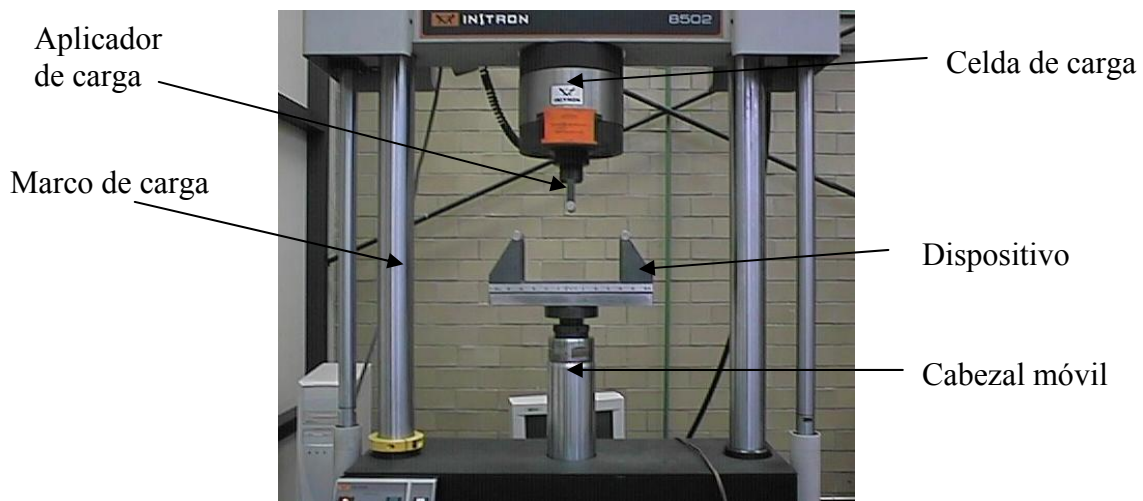


Figura 3-58 Colocación de dispositivo en maquina para fatiga

En la figura 3-59 se presenta todo el arreglo con probeta montada

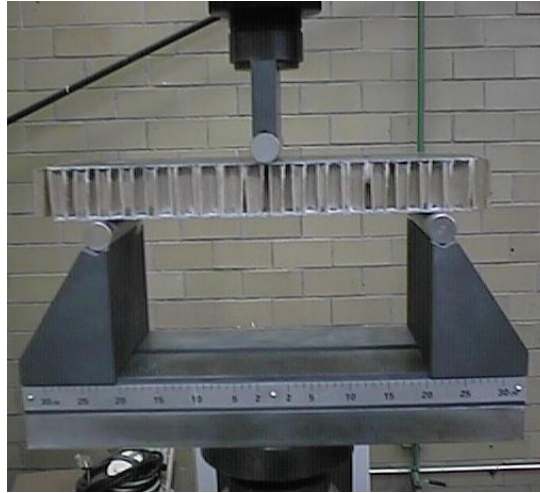


Figura 3-59 Arreglo con la probeta montada

#### ENSAYO

Se aplicó carga cíclica sinusoidal con un máximo de 882.9 N (90Kgf) y un mínimo de cero, la frecuencia fue de 9.424 rad/s o en ciclos por segundo 1.5Hz, por lo que la carga en función del tiempo queda como:

$$F(t) = F_{\max} \text{sen}(\omega t) \quad 4-28$$

En donde:

$F(t)$  es la carga aplicada en función del tiempo.

$\omega$  es la frecuencia del movimiento cíclico en rad/s

$t$  es la variable tiempo

Sustituyendo los valores carga y de frecuencia queda como:

$$F(t) = 882.9 \text{Nsen}(9.424t) \quad 4-29$$

Esta carga se representa gráficamente en la figura 3-60.

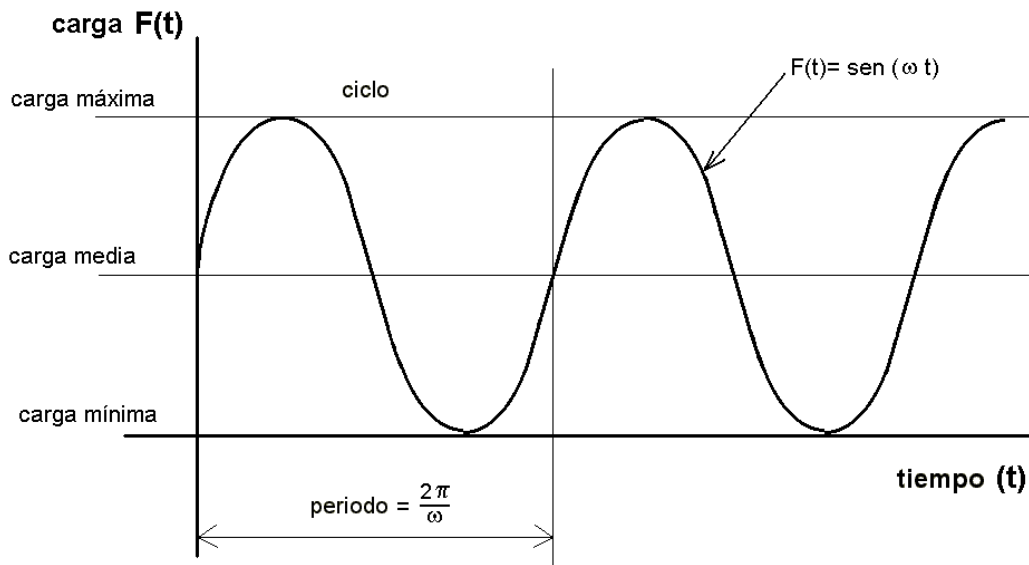


Figura 3-60 Carga cíclica sinusoidal

Empleando las ecuaciones para el esfuerzo normal en la cubierta que se presenta en la sección 2.5 se tiene que, la variación del esfuerzo viene dada por:

$$\sigma_c(t) = \frac{F(t)L}{4e_c a_s (e_n + e_c)} \quad 3-30$$

$$\sigma_c(t) = \frac{LF_{\max} \text{sen}(\omega t)}{4e_c a_s (e_n + e_c)} \quad 3-31$$

Esta ecuación se puede escribir de la siguiente manera:

$$\sigma_c(t) = \sigma_{c_{\max}} \text{sen}(\omega t) \quad 3-32$$

Para la carga máxima el valor del esfuerzo máximo es de

$$\sigma_{C \max} = 13.80 \text{ MPa}$$

El esfuerzo cortante calculado de las dos maneras vistas en la sección de flexión, quedan entonces como:

$$\tau_n = \tau_{n \max} \text{sen}(\omega t) \quad 3-33$$

Siendo  $\tau_{n \max} = 0.188 \text{ MPa}$

Para la manera alternativa de calcularlo se tiene:

$$\tau_{n \max} = 0.197 \text{ MPa}$$

En la figura 3-61 se presenta, esquemáticamente, la variación cíclica sinusoidal de los esfuerzos normal y cortante.

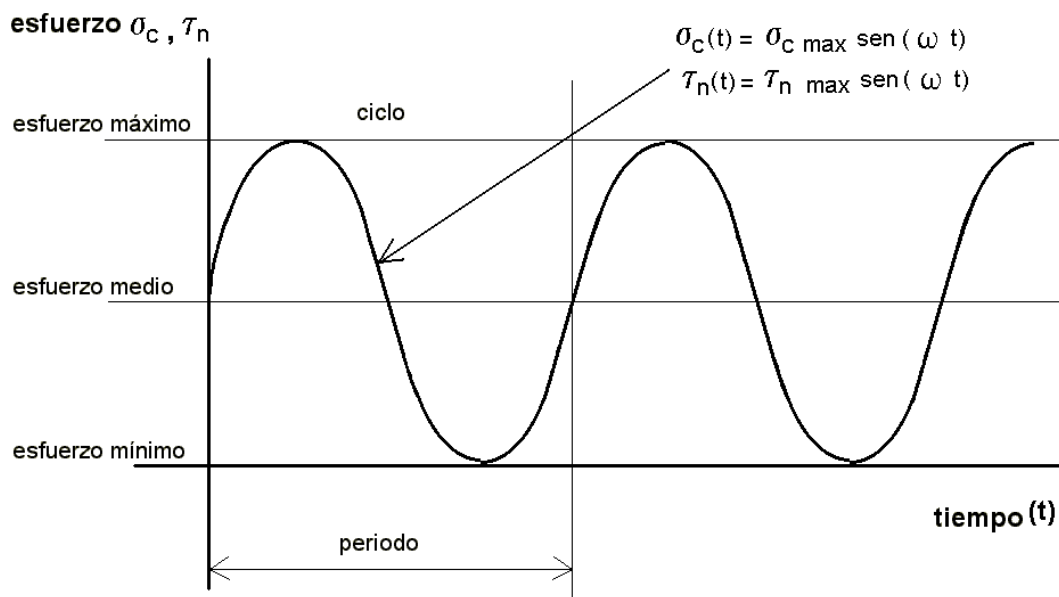


Figura 3-61 Variación cíclica sinusoidal de los esfuerzos normal y cortante

Los datos obtenidos de estos ensayos son el número de ciclos soportados por cada probeta, el modo de falla de cada probeta. Los modos de falla encontrados son Inestabilidad de

panal, identificado con las siglas INP, desprendimiento de interface, con las siglas DIN, falla en cubierta FCU, estos se muestran en la tabla 3-3.

<b>Modos de Falla</b>	<b>Identificación</b>
Inestabilidad del Panal	INP
Desprendimiento de la Interface	DIN
Falla en Cubierta	FCU

Estos resultados se presentan en el capítulo 4.

## **CAPÍTULO 4.- RESULTADOS Y ANÁLISIS ESTADÍSTICO DE LOS DATOS EXPERIMENTALES**

De los ensayos realizados, siguiendo los procedimientos descritos en el capítulo 4 y las propiedades obtenidas, se presentan los resultados de todos los ensayos, cada uno se presenta en una tabla y de cada propiedad se presenta la estadística. Como se explicó en el capítulo 4, para evaluar cada propiedad se realizaron varios ensayos (30 aproximadamente), con estos valores, se tomó a cada propiedad como una variable aleatoria. Para encontrar el comportamiento de esta, se obtuvo la distribución de probabilidad, con el mejor ajuste, obteniendo los valores límite para una confianza del 90%.

Al final de cada tabla de resultados se presenta la estadística del ensayo, en donde se muestran la media, desviación estándar, valor máximo, mínimo, máximo menos mínimo, desviación estándar entre la media, máximo menos mínimo entre la media. Posteriormente para cada ensayo se presentan las distribuciones de probabilidad correspondientes a cada propiedad, en donde se obtienen los parámetros de cada distribución. Cabe hacer la aclaración de que las distribuciones tienen sus propios parámetros que son diferentes a la estadística, es decir para una determinada propiedad la media de la estadística es diferente de la media de la distribución encontrada.

### **4.1 RESULTADOS DE COMPOSICIÓN**

#### **4.1.1 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE COMPOSICIÓN**

De los ensayos de composición, se obtuvieron las propiedades de: densidad, fracciones volumétricas de matriz, refuerzo y porosidad, fracciones másicas de matriz y refuerzo. En

primer lugar se presentan las características físicas tanto de la matriz como del refuerzo, las cuales se muestran en la tabla 4-1. Las densidades se presentan en la tabla 4-2. Posteriormente se presentan los datos de cada ensayo para las fracciones volumétricas y másicas en la tabla 4-3 y por último el tratamiento probabilístico, para encontrar la distribución de probabilidad adecuada.

densidad fibra (vidrio tipo E)	2.54 g /cm <sup>3</sup> [3]
densidad resina (MR-250)	1.207189237 g /cm <sup>3</sup> <sup>(1)</sup>
densidad del agua a 20° C	0.99823 g /cm <sup>3</sup> [3]

Los resultados de la medición de densidad se presentan en la tabla 4-2

Probeta	Densidad en g/cm <sup>3</sup>	Probeta	Densidad en g/cm <sup>3</sup>	Probeta	Densidad en g/cm <sup>3</sup>
L-11	1.695946604	L-25	1.80260271	L-X2	1.762696355
L-12	1.682156413	L-28	1.749452019	L-X3	1.788308378
L-13	1.545328826	L-31	1.770251912	L-X4	1.793273471
L-14	1.896252914	L-34	1.729044627	L-X5	1.756445585
L-15	1.765228429	L-35	1.742919154	L-X6	1.725806452
L-16	1.755228888	L-37	1.804535053	L-X7	1.778161232
L-17	1.763315283	L-38	1.762521689	L-X8	1.761423221
L-18	1.754877845	L-41	1.771286899	L-X9	1.769940419
L-19	1.795407759	L-44	1.768558288	L-X10	1.753193853
L-20	1.791384726	L-46	1.753562509	L-X11	1.771057138
L-21	1.744720418	L-47	1.750018482	L-X12	1.74351235
L-22	1.797659613	L-49	1.763844558	L-X13	1.699990063
L-23	1.772524223	L-50	1.741936642		
L-24	1.739055471	L-X1	1.774340029		
Media				1.755911924	
Desviación Estándar				0.057139144	
Máximo				1.896252914	
Mínimo				1.545328826	
Máximo – Mínimo				0.350924088	
Desviación Estándar/Media				0.032541008	
Max - Min / Media				0.199852899	

<sup>1</sup> Dato obtenido experimentalmente en el Laboratorio de Ensaye de Materiales de E.S.I.M.E. Unidad Ticomán

En la tabla 4-3 Se presentan los resultados de las fracciones volumétricas y másicas

<b>Tabla 4-3 Resultados de los ensayos de composición.</b>					
<b>Probeta</b>	<b>Fracción refuerzo en volumen</b>	<b>Fracción matriz en volumen</b>	<b>Fracción de poros en volumen</b>	<b>Fracción de refuerzo en masa</b>	<b>Fracción de matriz en masa</b>
L-11	0.35990005	0.64762049	-0.007520536	0.53901822	0.46098178
L-12	0.3491788	0.65875527	-0.007934063	0.527248322	0.472751678
L-13	0.29234513	0.66499283	0.042662038	0.480516916	0.519483084
L-14	0.50930379	0.49919372	-0.008497511	0.68220416	0.31779584
L-15	0.41012518	0.59933476	-0.00945994	0.590132099	0.409867901
L-16	0.40375642	0.6044517	-0.008208118	0.584277817	0.415722183
L-17	0.41017069	0.59765422	-0.007824904	0.590837927	0.409162073
L-18	0.404642	0.60229758	-0.006939585	0.585676484	0.414323516
L-19	0.43343533	0.57528844	-0.008723772	0.613189813	0.386810187
L-20	0.42790522	0.58359158	-0.011496796	0.606725757	0.393274243
L-21	0.39585324	0.61237555	-0.008228798	0.576291324	0.423708676
L-22	0.43330629	0.57742533	-0.010731617	0.61223936	0.38776064
L-23	0.41635205	0.59227666	-0.008628713	0.596626099	0.403373901
L-24	0.39094195	0.61801655	-0.008958496	0.570995325	0.429004675
L-25	0.43726707	0.57318632	-0.010453386	0.616141512	0.383858488
L-28	0.39962451	0.6083601	-0.00798461	0.580208112	0.419791888
L-31	0.41523261	0.59274971	-0.007982327	0.595785735	0.404214265
L-34	0.38570573	0.62074119	-0.006446914	0.566609174	0.433390826
L-35	0.39434165	0.61406393	-0.008405581	0.574684017	0.425315983
L-37	0.43931995	0.57046762	-0.009787572	0.618371299	0.381628701
L-38	0.40863819	0.60022129	-0.008859483	0.588895452	0.411104548
L-41	0.41479354	0.59453091	-0.009324448	0.594807978	0.405192022
L-44	0.41303491	0.59597087	-0.009005778	0.59319994	0.40680006
L-46	0.40185589	0.60707014	-0.008926033	0.582080174	0.417919826
L-47	0.39687321	0.61461824	-0.011491451	0.576027036	0.423972964
L-49	0.40873317	0.60111727	-0.009850446	0.588590558	0.411409442
L-50	0.39299376	0.61608608	-0.009079845	0.573042743	0.426957257
L-X1	0.41675984	0.59292281	-0.009682648	0.596599289	0.403400711
L-X2	0.40917682	0.59923266	-0.008409487	0.589613255	0.410386745
L-X3	0.42689068	0.58317787	-0.010068553	0.606328494	0.393671506
L-X4	0.43140427	0.57779393	-0.009198205	0.611042808	0.388957192
L-X5	0.40399993	0.60494721	-0.008947139	0.584225231	0.415774769
Media	0.40539372	0.60157253	-0.006966248	0.585349013	0.414650987
Desviación Estándar	0.03645954	0.0309519	0.009992524	0.034740655	0.034740655
Máximo	0.50930379	0.66499283	0.042662038	0.68220416	0.519483084
Mínimo	0.29234513	0.49919372	-0.011496796	0.480516916	0.31779584
Máximo - mínimo	0.21695866	0.16579911	0.054158834	0.201687244	0.201687244
Des. Estándar/Media	0.08993613	0.05145165	-1.434419874	0.059350326	0.083782882
Max - Min / Media	0.53518011	0.2756095	-7.774462998	0.344558954	0.48640242

Para la densidad se encontró la **Distribución Logística**, fue la que mejor se ajustó a los datos. Para esta distribución, la densidad de probabilidad está dada por:

$$f(x) = \frac{z}{\beta(1+z)^2} \quad 4-1$$

En donde:

$$z = \exp[-(x - \alpha) / \beta] \quad 4-2$$

La distribución está dada por:

$$F(x) = \frac{1}{1+z} \quad 4-3$$

Los parámetros de esta distribución son:

$$\beta > 0$$

Dominio de la función:

$$-\infty < x < \infty$$

Media  $\alpha$

Moda  $\alpha$

Varianza:

$$\sigma^2 = \frac{\beta^2 \pi^2}{3} \quad 4-4$$

Desviación estándar de la distribución:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\beta^2 \pi^2}{3}} \quad 4-5$$

Para los datos de la densidad, los parámetros son:

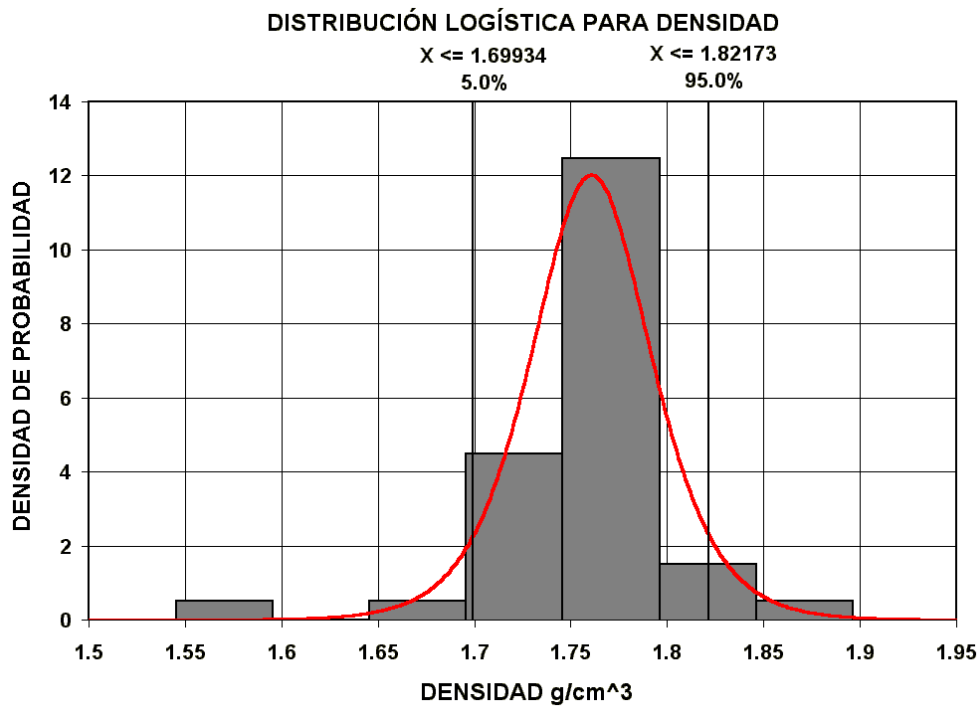
$$\alpha = 1.7605321$$

$$\beta = 2.08E-02$$

La media, moda, mediana 1.760532 g/cm<sup>3</sup>

La desviación estándar es de 0.037698 g/cm<sup>3</sup>

La distribución se presenta en la gráfica 4-1



Gráfica 4-1 Distribución Logística para la densidad

De esta distribución se desprende que la densidad es de 1.760532 g/cm<sup>3</sup> +0.06119 g/cm<sup>3</sup>, - 0.06119 g/cm<sup>3</sup> con una confianza del 90%

Otra distribución que se muestra para la densidad es la **Distribución Normal** [41][42], la cual tiene la siguiente densidad de probabilidad

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \exp\left(-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right) \quad 4-6$$

Parámetros:

$$\sigma > 0$$

Dominio

$$-\infty < x < \infty$$

Media  $\mu$

Varianza  $\sigma^2$

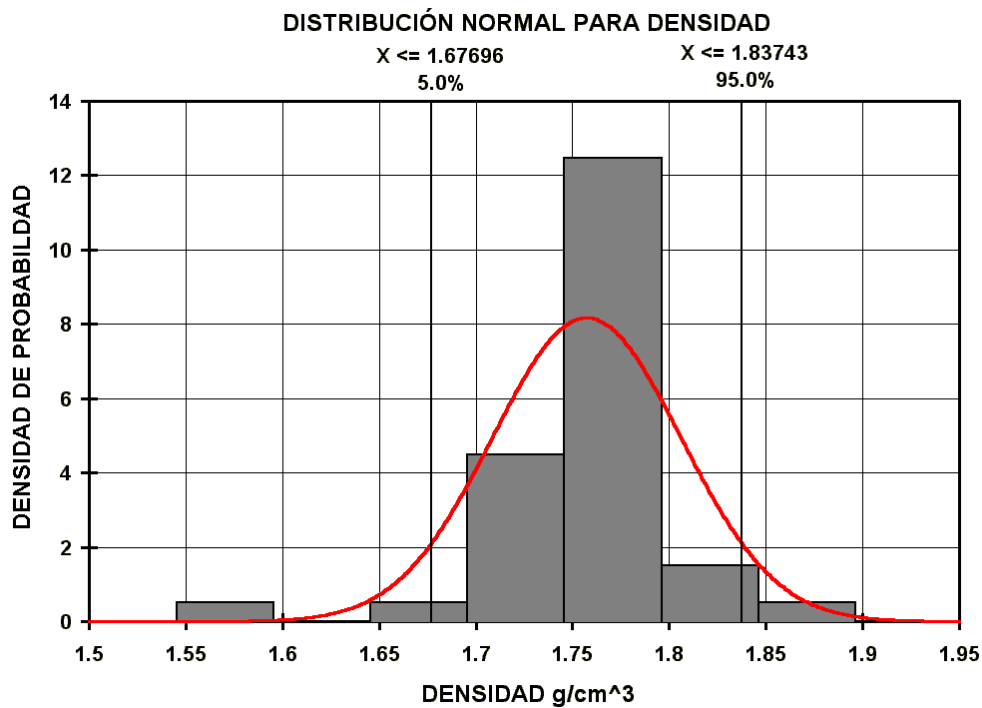
Desviación estándar  $\sigma$

Para el caso de la densidad los parámetros fueron:

$$\mu = 1.757194 \text{ g/cm}^3$$

$$\sigma = 0.04878 \text{ g/cm}^3$$

La distribución así obtenida se presenta en la gráfica 4-2



Gráfica 4-2 Distribución normal para la densidad

Teniendo en consideración esta distribución se tiene que la densidad es de  $1.757194\text{g/cm}^3 + 0.08023\text{g/cm}^3$ ,  $- 0.080234\text{g/cm}^3$  para una confianza del 90%.

Para la fracción volumétrica de refuerzo se tiene que la **Distribución Logística** es la que mejor ajusta los datos obtenidos, las ecuaciones de esta distribución se presentaron ya de la 4-1 a la 4-5. Los parámetros de la distribución para este caso son los siguientes:

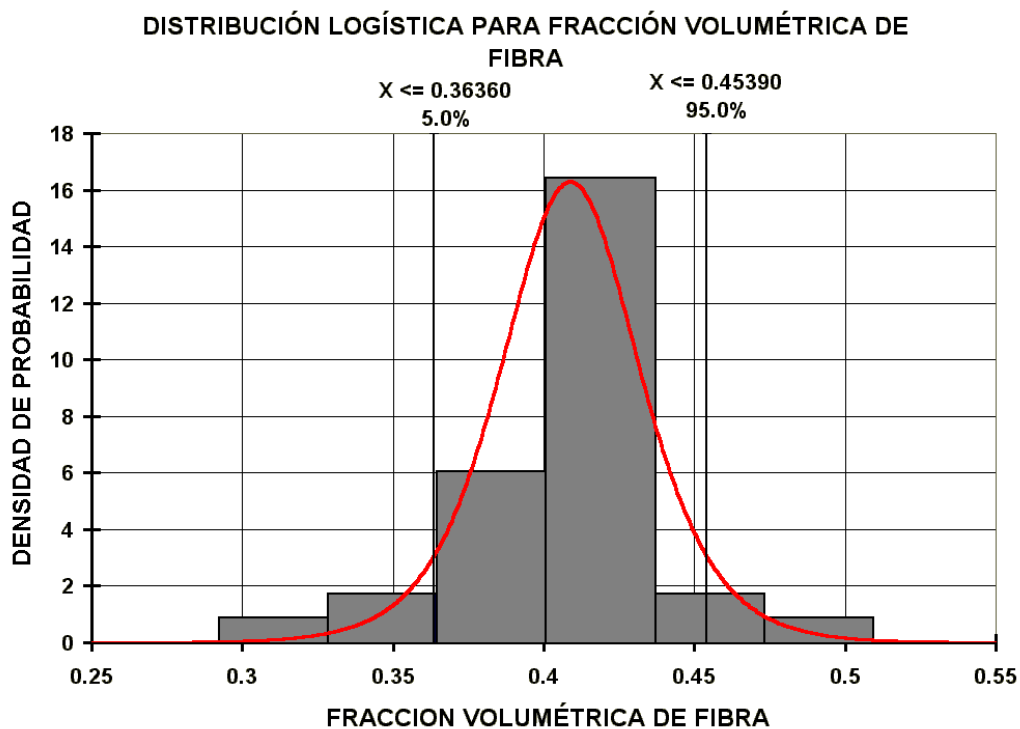
$$\alpha = 0.40874936$$

$$\beta = 1.53E-02$$

La media, la moda y la mediana es de: 0.408749

La desviación estándar es de: 0.027812

La distribución se muestra en la gráfica 4-3



Gráfica 4-3 Distribución logística para la fracción volumétrica de refuerzo (fibra)

Por lo que la fracción volumétrica de fibra es de  $0.408749 \pm 0.04515$ , - 0.04514 con una confianza del 90%



Para la fracción másica de refuerzo (fibra) se tiene que también la **Distribución Logística** se ajusta a los datos obtenidos, y sus parámetros se presentan a continuación:

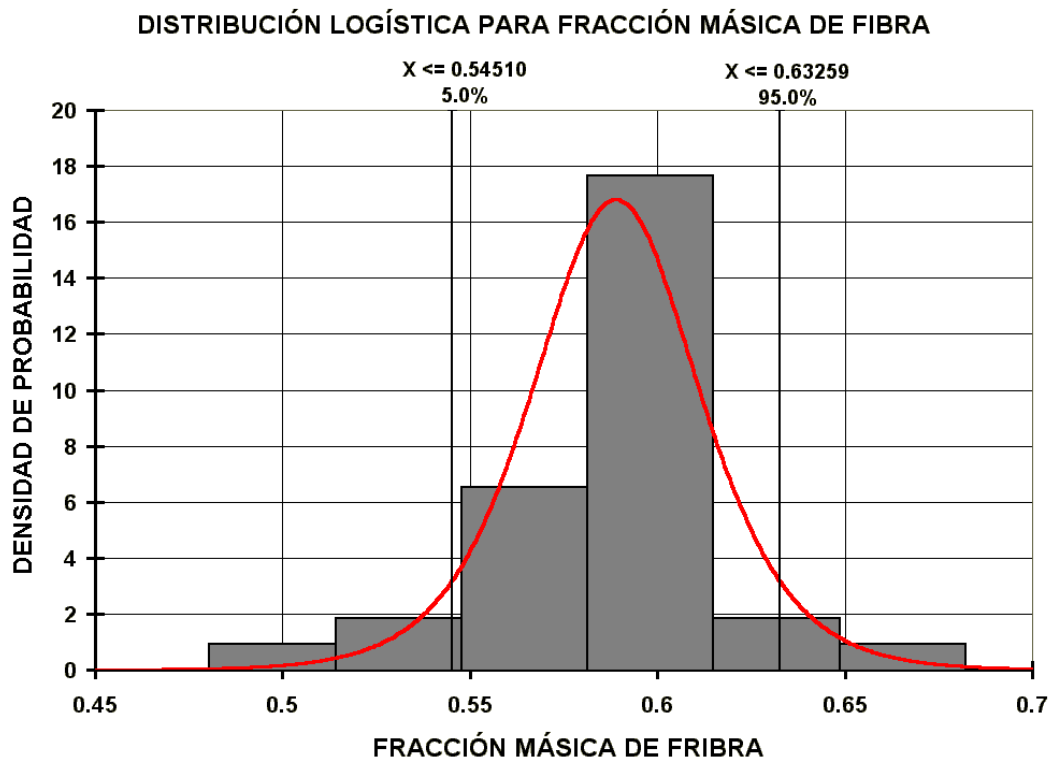
$$\alpha = 0.5888437$$

$$\beta = 1.49E-02$$

Media, moda, mediana es 0.588844

Desviación estándar 0.026948

La distribución se presenta en la gráfica 4-5



Gráfica 4-5 Distribución logística para la fracción másica de refuerzo (fibra)

Por lo que la fracción másica de refuerzo es  $0.588844 + 0.043746, - 0.043744$  con una confianza del 90%

Para la fracción másica de matriz (resina) se tiene también que la Distribución **Log-Logística**.

La cual tiene una densidad de probabilidad

$$f(x) = \frac{\alpha \left( \frac{x-\gamma}{\beta} \right)^{\alpha-1}}{\beta \left[ 1 + \left( \frac{x-\gamma}{\beta} \right)^{\alpha} \right]^2} \quad 4-7$$

La distribución de probabilidad está definida por:

$$F(x) = \frac{1}{1 + \left( \frac{x-\gamma}{\beta} \right)^{-\alpha}} \quad 4-8$$

Los parámetros son:

$$\alpha > 0, \beta > 0$$

Dominio

$$x > \gamma$$

Media

$$\gamma + \beta \theta \csc(\theta) \quad 4-9$$

Si  $\alpha > 1$

En donde:

$$\theta = \pi / \alpha \quad 4-10$$

La moda

$$= \gamma + \beta \left( \frac{\alpha-1}{\alpha+1} \right)^{\frac{1}{\alpha}} \quad 4-11$$

Si  $\alpha > 1$  si no = 0

La desviación estándar

$$= \sqrt{\beta^2 \theta [2 \csc(2\theta) - \theta \csc^2(\theta)]} \quad 4-12$$

Si  $\alpha > 2$

En donde  $\theta = \pi/\alpha$

Los parámetros para la fracción másica de matriz son:

$$\gamma = -7.80E-04$$

$$\beta = 0.41170867$$

$$\alpha = 27.8988537$$

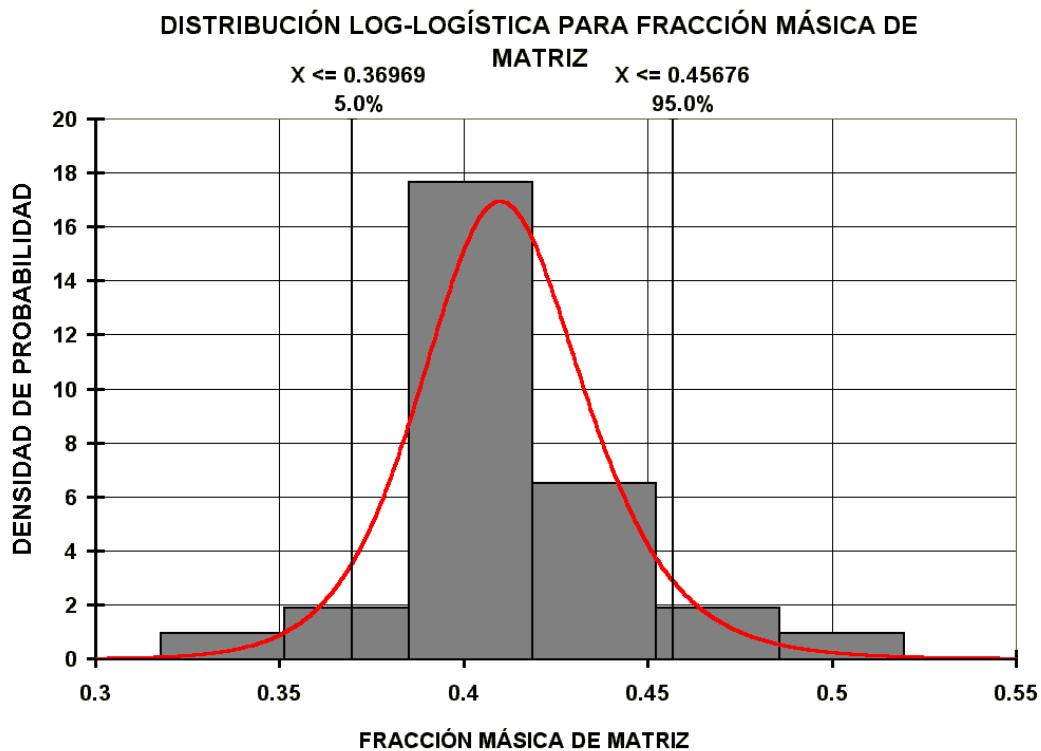
Media 0.4118

Moda 0.40987

Mediana 0.41093

Desviación estándar 0.026892

La distribución se presenta en la gráfica 4-6



Gráfica 4-6 Distribución Log-logística para la fracción másica de matriz (resina)

Por lo que podemos decir que la fracción másica de matriz (resina) es de  $0.4118 + 0.04496$ , -  $0.04211$  con una confianza del 90%.

#### 4.1.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE COMPOSICIÓN

Estos resultados son importantes, puesto que mediante esos se caracteriza el proceso de fabricación. Como se explicó anteriormente, en los materiales compuestos pueden tener una gama infinita de fracciones volumétricas, puesto que son una mezcla de refuerzo y matriz, esto da como resultado una gama también infinita de propiedades mecánicas, esto se debe a la ley de mezclas [6][25][32][43], que a continuación se presenta:

$$p_t = p_f V_f + p_m V_m \quad 4-13$$

En donde:

$p_t$  propiedades determinada del compuesto

$p_f$  propiedad p del refuerzo

$p_m$  propiedad p de la matriz

$V_f$  fracción volumétrica de refuerzo (fibra)

$V_m$  fracción volumétrica de matriz (resina)

Por ejemplo si se quisiera estimar el esfuerzo máximo del compuesto, se tendría lo siguiente:

$$\sigma_{MAX_t} = \sigma_{MAX_f} V_f + \sigma_{MAX_m} V_m \quad 4-14$$

En donde:

$\sigma_{MAX_t}$  esfuerzo máximo teórico del compuesto

$\sigma_{MAX_f}$  esfuerzo máximo del refuerzo (fibra)

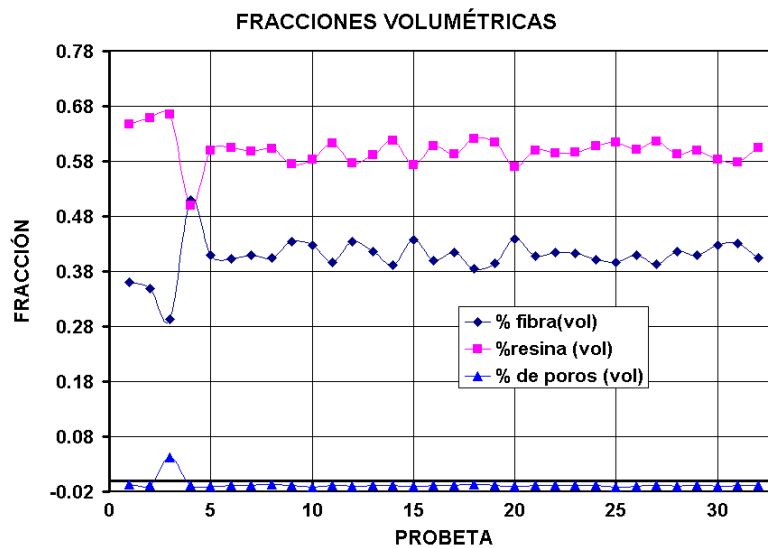
$\sigma_{MAX_m}$  esfuerzo máximo de matriz (resina)

$V_f, V_m$  fracciones volumétricas de refuerzo y matriz respectivamente.

Lo que significa que el esfuerzo máximo del compuesto, depende de las fracciones volumétricas de refuerzo y de matriz. De lo explicado anteriormente se desprende que las propiedades globales del compuesto dependen de las fracciones volumétricas de refuerzo y matriz, a su vez estas dependen del proceso de fabricación. Cuando se pone a punto un

proceso de fabricación, las fracciones volumétricas del compuesto presentan estabilidad, como resultado de la estabilidad del proceso.

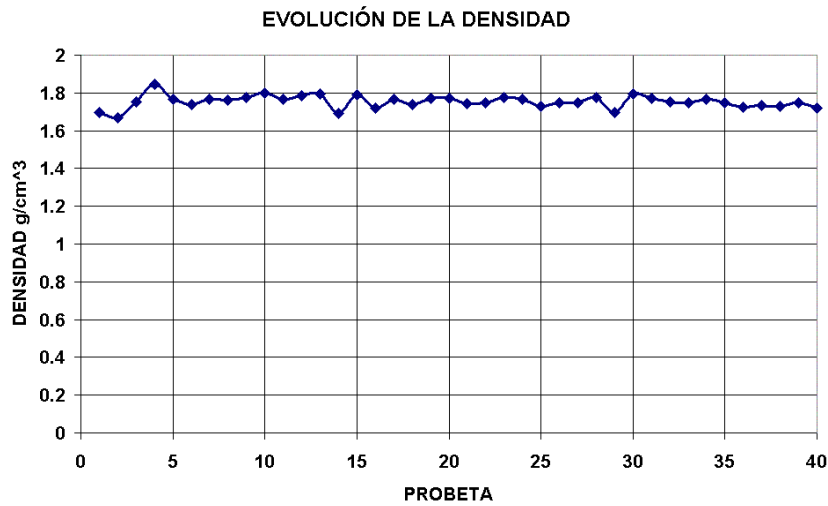
En los resultados se ve que la variación de la fracción volumétrica de refuerzo es del 9% y la variación volumétrica de matriz es del 5%, en la gráfica 4-7 se puede observar la evolución de dichas fracciones.



Gráfica 4-7 Evolución de las fracciones volumétricas en los ensayos de composición

En esta gráfica se puede apreciar que existe una estabilidad en las fracciones volumétricas. Por otro lado la fracción volumétrica de poros es importante, debido a lo explicado en el capítulo 2; en este caso se observa que la porosidad se mantiene en niveles por debajo del 1% lo que nos indica que el proceso empleado de calidad aceptable.

Por la parte de los resultados de densidad se tiene que la variación es del 3.2%, por lo que se reafirma lo dicho anteriormente sobre la estabilidad del proceso. La gráfica de evolución de la densidad se presenta a continuación (4-8).



Gráfica 4-8 Evolución de la densidad

Haciendo un cálculo a partir de la ley de mezclas y aplicando los datos obtenidos experimentalmente se tiene lo siguiente:

$$\rho_t = \rho_m V_m + \rho_f V_f \quad 4-15$$

En donde:

$\rho_t$  Densidad del compuesto

$\rho_m$  Densidad de la matriz

$\rho_f$  Densidad del refuerzo

$V_f, V_m$  Fracciones volumétricas de refuerzo y matriz respectivamente

Si las densidades de refuerzo y matriz se conocen, estas son:

$$\rho_m = 1.207189237 \text{ g /cm}^3$$

$$\rho_f = 2.54 \text{ g /cm}^3$$

Las fracciones volumétricas promedio de refuerzo y matriz experimentalmente obtenidas son:

$$V_f = 0.40539372$$

$$V_m = 0.60157253$$

Sustituyendo en la ecuación 4-15 se tiene

$$\rho_t = (1.2071 \text{ g/cm}^3)(0.6015) + (2.54 \text{ g/cm}^3)(0.4053)$$

$$\rho_{t(1)} = 1.7559 \text{ g/cm}^3$$

El valor experimentalmente en la sección 4.1.1 obtenido es:

$$\rho_t = 1.7559 \text{ g/cm}^3$$

Comparando estos valores, se observa que son iguales, lo que significa que los métodos empleados tanto para evaluar la densidad como para evaluar las fracciones volumétricas son convenientes.

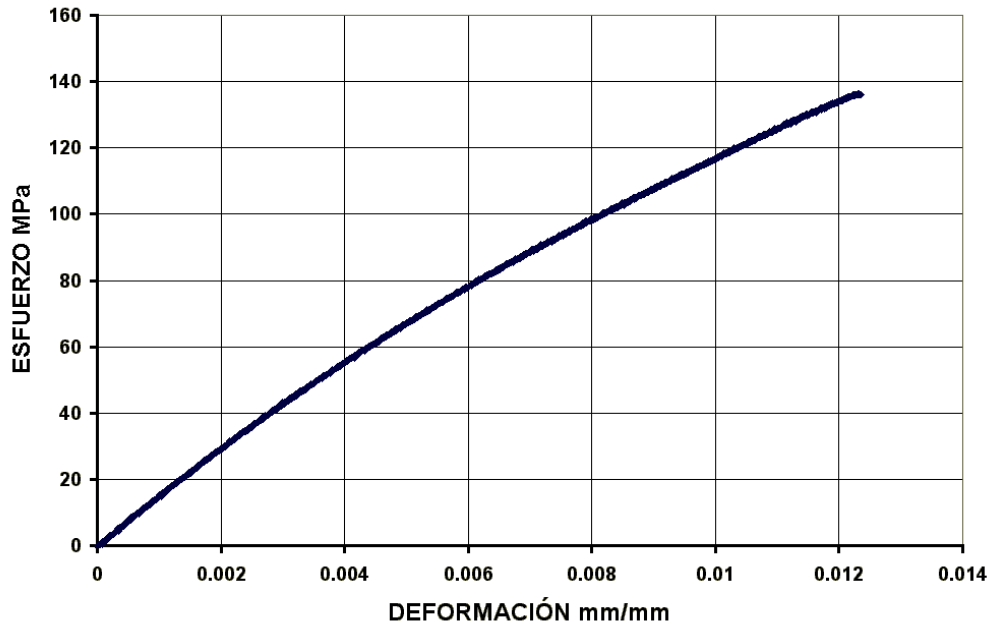
Observando las distribuciones obtenidas, se puede ver que la distribución mas frecuente para las fracciones volumétricas, fue la del tipo Logística, en seguida la del tipo Normal y por último la del tipo Log-Logística. Siendo la variación de los parámetros de fabricación, de un laminado a otro, un proceso aleatorio, la distribución Normal es la que pudiera esperarse, sin embargo fue la Logística la que ajustó mejor a los datos, aunque en la mayoría de los casos la distribución Normal quedó en segundo lugar. Con estas distribuciones se pueden establecer los valores máximos y mínimos para una determinada probabilidad de ocurrencia. Lo que permite aplicar metodologías probabilísticas.

## **4.2 RESULTADOS DE ENSAYOS DE TENSIÓN**

### **4.2.1 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN**

De los ensayos de tensión y a partir de los diagramas de esfuerzo – deformación, se obtuvieron el esfuerzo máximo, el módulo de elasticidad, el esfuerzo de transición y el modo de falla. En la gráfica 4-9 se puede observar el diagrama esfuerzo deformación típico para este material, todas las probetas presentaron este tipo de diagrama.

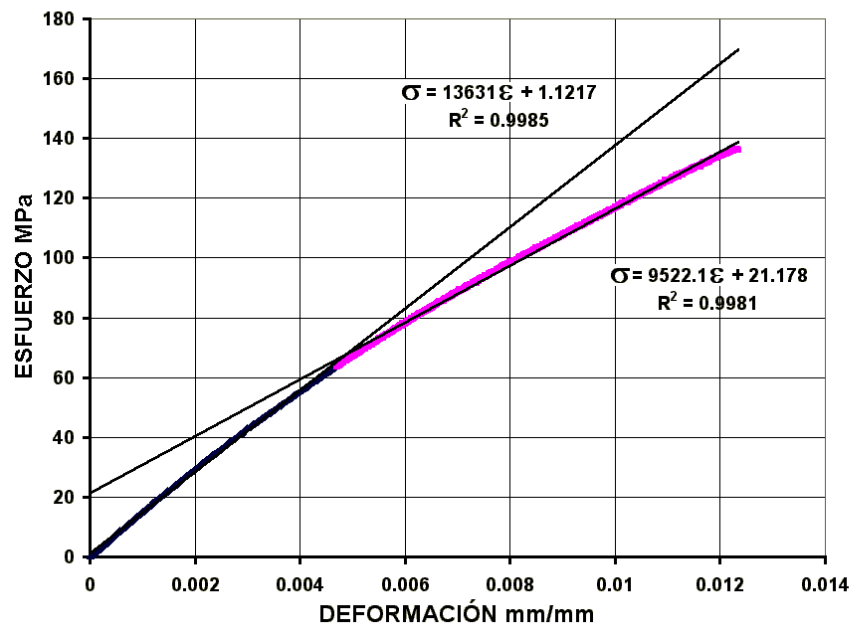
DIAGRAMA ESFUERZO DEFORMACIÓN PROBETA 21 (P6/3)



Gráfica 4-9 Diagrama esfuerzo – deformación de la probeta 21 (P-6/3)

Para obtener el esfuerzo de transición se necesito construir el diagrama que se muestra en la gráfica 4-10.

DIAGRAMA ESFUERZO DEFORMACIÓN PROBETA 21 (P-6/3)



Gráfica 4-10 Diagrama esfuerzo – deformación mostrando el esfuerzo de transición

Esta gráfica muestra el comportamiento bilineal, las rectas trazadas por regresión lineal mediante mínimos cuadrados, y la intersección de las dos rectas que definen el esfuerzo de transición. Los resultados de estos ensayos se muestran en la tabla 4-4.

<b>Tabla 4-4 Resultados de los ensayos de tensión</b>					
<b>Probeta No</b>	<b>Designación</b>	<b>Esfuerzo Máximo MPa</b>	<b>Modulo de elasticidad cuerda (1000<math>\mu</math> a 3000<math>\mu</math>) MPa</b>	<b>Esfuerzo de Transición MPa</b>	<b>Modo de Falla</b>
1	P-1/1	88.34117766	13203.20626	54.14001847	LWT
2	P-2/1	81.42111441	13329.66938	52.86784115	LGT
3	P-3/1	87.80453978	13785.38458	56.35901063	AGT
4	P-4/1	87.62466387	13405.82464	57.68526094	AAT
5	P-5/1	93.28351792	13455.09366	58.0577196	LAT
6	P-6/1	83.70511115	13195.07747	58.87568435	AWT
7	P-7/1	79.41506992	13422.2855	53.12785979	AWT
8	P-8/1	79.68116076	12981.76215	53.8130816	LGT
9	P-9/1	76.8959101	12952.85476	51.65983502	LWB
10	P-1/2	97.4624401	14119.74429	61.06340729	LGT
11	P-2/2	101.7200659	13625.16957	56.99455046	LWT
12	P-3/2	95.09292099	13325.80171	59.45070379	LWT/LAT
13	P-4/2	94.42036513	13554.34777	60.00879855	LWT
14	P-6/2	81.88504974	13129.26621	54.63492936	GIT
15	P-8/2	89.10275959	13338.33103	57.18602632	LWT
16	P-1/3	134.2583489	12777.4281	62.08476384	MMV/LAM, ATM
17	P-2/3	133.378212	13453.14618	66.9673467	AGM/DGM
18	P-3/3	133.7767379	13537.83978	63.07135114	AGM/DGM
19	P-4/3	126.0396863	13542.3997	58.62155523	AAB/DAB
20	P-5/3	127.3235338	13715.91595	66.76525024	LGM/DGM
21	P-6/3	136.3721955	13606.22062	67.6585935	AAT/DAT
22	P-9/3	132.460589	13660.26029	58.86200495	AWT/DWT
23	P-1/4	128.3077624	13965.20462	68.96313928	AGT/DGT(con dos inclinaciones)
24	P-2/4	121.0606985	13510.90968	57.07823577	AGM/DGM
25	P-3/4	123.4909675	13524.49683	65.1705475	AGM/DGM
26	P-4/4	115.6004044	13232.72871	68.7720074	AGM/DGM
27	P-5/4	113.5559733	13303.33493	62.85052541	AGT/DGT
28	P-6/4	121.946216	13415.54594	68.66546748	AGM/DGM
29	P-7/4	120.0386977	13558.71214	65.6304946	AWT/DWT
30	P-9/4	122.7967266	13707.71917	64.6600424	AAT/DAT

<b>Tabla 4-4 Resultados de los ensayos de tensión (continuación)</b>			
	<b>Esfuerzo Máximo MPa</b>	<b>Modulo de elasticidad cuerda (1000<math>\mu</math> a 3000<math>\mu</math>) MPa</b>	<b>Esfuerzo de Transición MPa</b>
Media	106.9420872	13444.52272	60.39153509
Mínimo	76.8959101	12777.4281	51.65983502
Máximo	136.3721955	14119.74429	68.96313928
Máximo - Mínimo	59.47628539	1342.316199	17.30330426
Máximo - Mínimo /media	0.556154148	0.099841119	0.286518702
Desviación Estándar.	20.66676434	286.0416926	5.270681952
Desviación Estándar/media	0.193251926	0.021275705	0.087275178

A continuación, en las figuras 4-1 y 4-2, se presentan las fotografías correspondientes a los modos de falla que se presentaron, en la tabla 4-2 se presentó el significado de los códigos para su identificación.

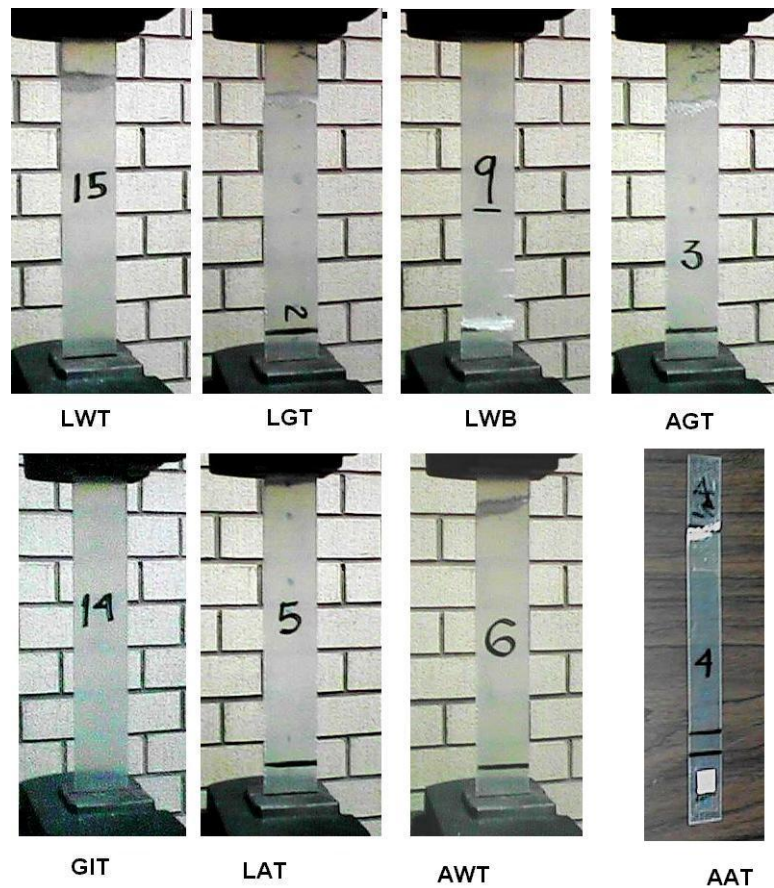


Figura 4-1 Modos de falla parte 1

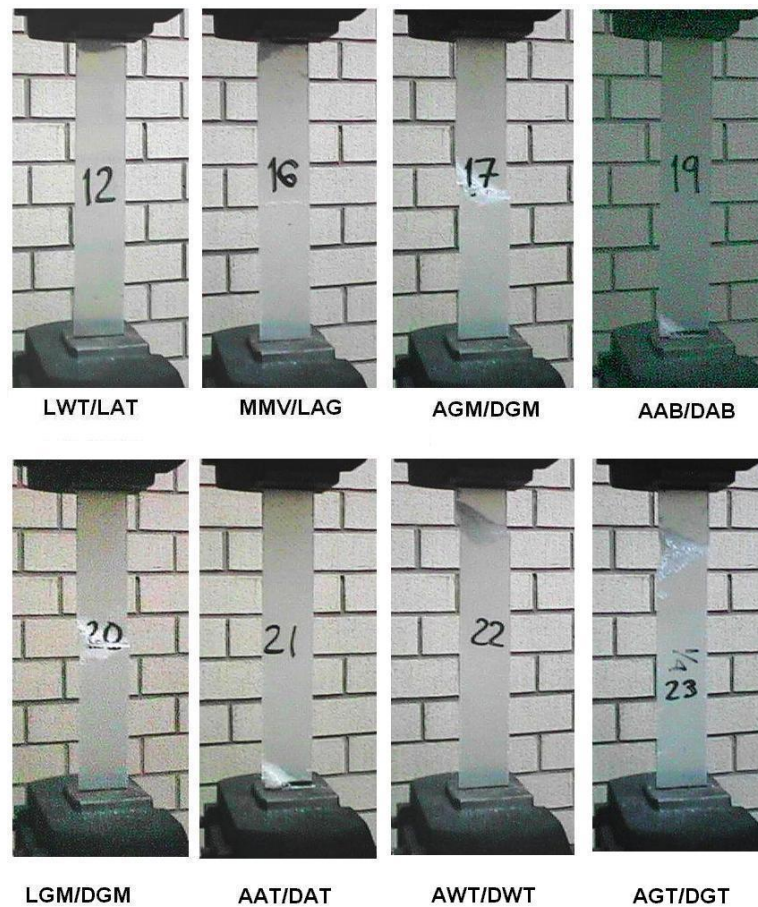


Figura 4-2 Modos de falla parte 2

En la tabla 4-5 se presenta la significación de cada modo de falla:

<b>Tabla 4-5 Modos de falla presentados en los ensayos y su significado</b>			
<b>Código</b>	<b>Tipo de falla</b>	<b>Área de Falla</b>	<b>Localización de la falla</b>
AAB	A Angular	A En la mordaza	B Parte inferior
AAT	A Angular	A En la mordaza	T Parte superior
AGM	A Angular	G En la longitud calibrada	M En medio
AGT	A Angular	G En la longitud calibrada	T Parte superior
AWT	A Angular	W < 1 vez el ancho a partir de la mordaza	T Parte superior
DAB	D Delaminación en el borde	A En la mordaza	B Parte inferior
DAT	D Delaminación en el borde	A En la mordaza	T Parte superior
DGM	D Delaminación en el borde	G En la longitud calibrada	M En medio

<b>Tabla 4-5 Modos de falla presentados en los ensayos y su significado (continuación)</b>			
<b>Código</b>	<b>Tipo de falla</b>	<b>Área de Falla</b>	<b>Localización de la falla</b>
DGT	D Delaminación en el borde	G En la longitud calibrada	T Parte superior
DWT	D Delaminación en el borde	W < 1 vez el ancho a partir de la mordaza	T Parte superior
GIT	G En la mordaza	I Dentro de la mordaza	T Parte superior
LAM	L Lateral	A En la mordaza	M En medio
LAT	L Lateral	A En la mordaza	T Parte superior
LGM	L Lateral	G En la longitud calibrada	M En medio
LGT	L Lateral	G En la longitud calibrada	T Parte superior
LWB	L Lateral	W < 1 ancho a partir de la mordaza	B Parte inferior
LWT	L Lateral	W < 1 ancho a partir de la mordaza	T Parte superior
MMV	Multi-modo	M Áreas múltiples	V Varios

Para el esfuerzo máximo se encontró que la distribución **Beta General** [41] era la que ajustaba mejor, esta distribución es la que se presenta a continuación:

Densidad de probabilidad:

$$f(x) = \frac{(x - \min)^{\alpha_1 - 1} (\max - x)^{\alpha_2 - 1}}{(\max - \min)^{\alpha_1 + \alpha_2 - 1} B(\alpha_1, \alpha_2)} \quad 4-16$$

$$B(\alpha_1, \alpha_2) = \int_0^1 t^{\alpha_1 - 1} (1 - t)^{\alpha_2 - 1} dt \quad 4-17$$

Esta distribución tiene una forma abierta, en donde los parámetros cumplen la siguiente condición:

$$\alpha_1 > 0, \alpha_2 > 0, \max > \min$$

$\alpha_1, \alpha_2$  son parámetros de la distribución

El dominio de la función está en:

$$\min \leq x \leq \max$$

La media de esta distribución está dada por la siguiente ecuación:

$$\mu = \min + (\max - \min) \frac{\alpha_1}{\alpha_1 + \alpha_2} \quad 4-18$$

La varianza por



Para encontrar la probabilidad de la variable, se integra el área bajo la curva de la distribución de probabilidad, para un intervalo de confianza del 90%, se hace la diferencia de las áreas bajo la curva al 95% de probabilidad y al 5%, dando entre estos intervalos un 90%, entonces se tiene lo siguiente.

La media de la distribución es:

$$\mu = 107.242 \text{ MPa}$$

La desviación estándar:

$$\sigma = 20.54 \text{ MPa}$$

Entonces podemos decir, que el esfuerzo máximo  $\sigma_{\text{MAX}} = 107.242\text{MPa} + 28.666\text{MPa}$ , -  $29.74\text{MPa}$  con una probabilidad del 90% con distribución de probabilidad beta general.

Para el esfuerzo de transición se obtuvo que la distribución **Gauss Inversa** tenía el mejor ajuste. Esta distribución presenta la ecuación siguiente:

$$f(x) = \sqrt{\frac{\lambda}{2\pi x^3}} \exp\left(-\frac{\lambda(x-\mu)^2}{2\mu^2 x}\right) \quad 4-22$$

Esta ecuación representa la densidad de probabilidad, La distribución de Gauss Inversa no tiene una forma cerrada, y sus parámetros son:

$$\mu > 0, \lambda > 0$$

El dominio de la función es:

$$x > 0$$

La media es  $\mu$

La moda es:

$$= \mu \left( \sqrt{1 + \frac{9\mu^2}{4x^2}} - \frac{3\mu}{2\lambda} \right) \quad 4-23$$

La varianza

$$\sigma^2 = \frac{\mu^3}{\lambda} \quad 4-24$$

Desviación estándar

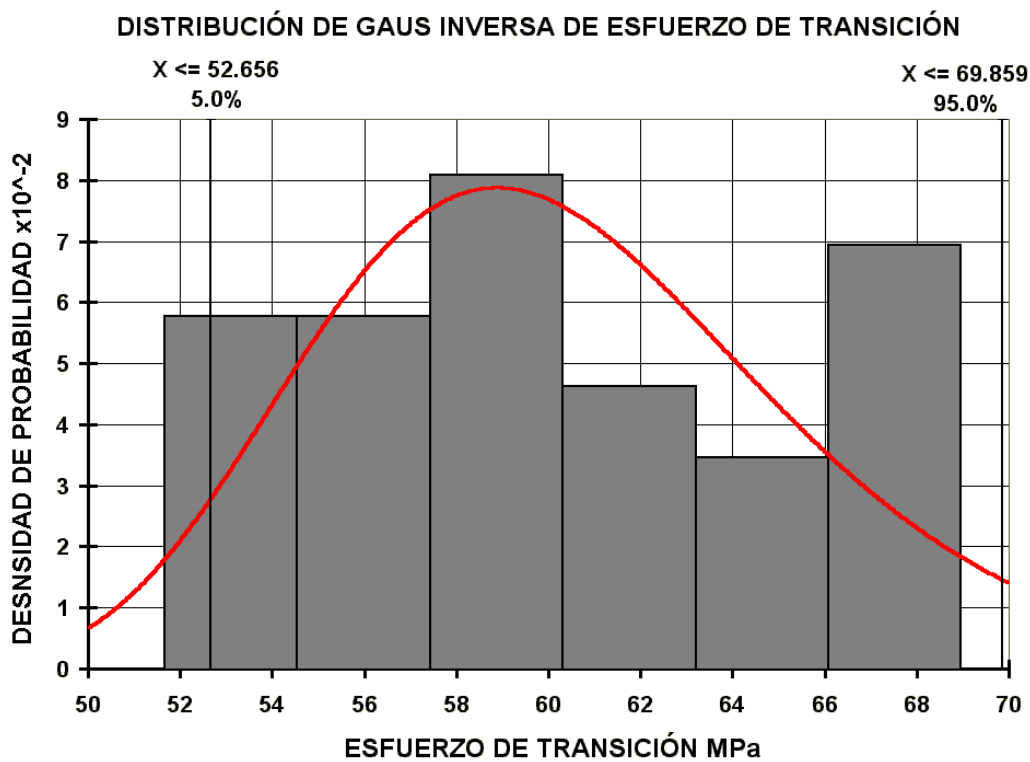
$$\sigma = \sqrt{\frac{\mu^3}{\lambda}} \quad 4-25$$

Para la distribución del esfuerzo de transición se tienen los siguientes parámetros:

$$\mu = 26.9071933$$

$$\lambda = 697.28802$$

La distribución se muestra en la gráfica 4-12, siguiente:



Gráfica 4-12. Distribución de Gauss Inversa para esfuerzo de transición

La media de la distribución es: 60.392 MPa

La desviación estándar de la distribución es 5.2856 MPa

Entonces se puede decir que para un intervalo de confianza del 90% se debe obtener la diferencia de integrar la densidad de probabilidad para 95% y para 5%, lo que queda de la siguiente manera:

El esfuerzo de transición es de 60.392 MPa + 9.467MPa, - 7.736MPa con una confianza del 90%

Otra distribución que se ajusta a los valores del esfuerzo de transición es la **Distribución Uniforme** La cual tiene la siguiente densidad de probabilidad

$$f(x) = \frac{1}{\max - \min} \quad 4-26$$

La distribución de probabilidad está dada por:

$$F(x) = \frac{x - \min}{\max - \min} \quad 4-27$$

Los parámetros son:

$$\min \leq \max$$

Dominio:

$$\min \leq x \leq \max$$

Media calcula como:

$$= \frac{\min + \max}{2} \quad 4-28$$

La varianza

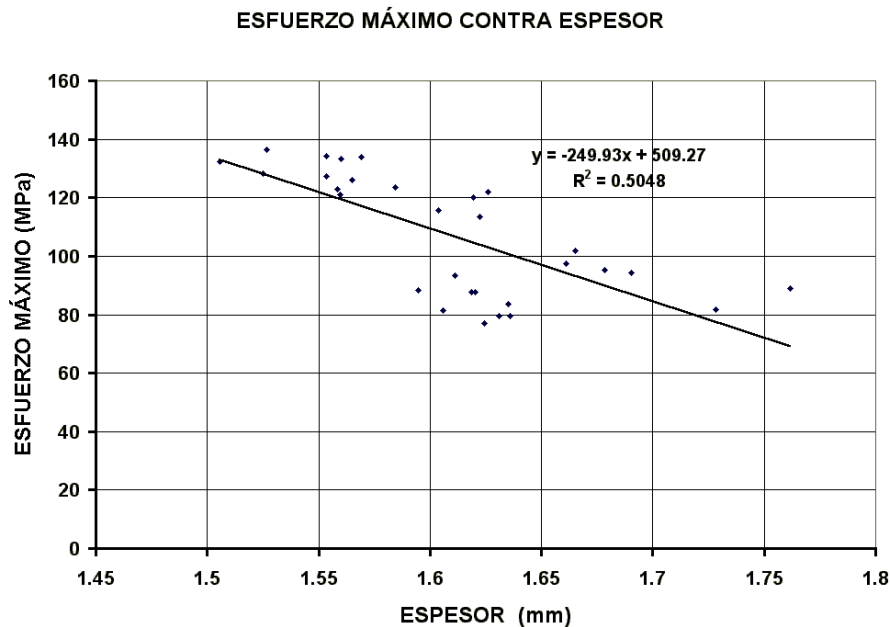
$$= \frac{(\max - \min)^2}{12} \quad 4-29$$



#### 4.2.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN

De los resultados de los ensayos de tensión, podemos obtener las siguientes observaciones donde se destaca, la influencia del espesor de las probetas en los valores de esfuerzo máximo, del esfuerzo de transición.

En la gráfica 4-14 se observa la relación que existe entre el esfuerzo máximo y el espesor de la probeta.



Gráfica 4-14 Variación del esfuerzo máximo en función del espesor de la probeta

En esta gráfica se observa una tendencia en el incremento de los valores del esfuerzo conforme disminuye el espesor, contrariamente a lo que sucedería en los materiales homogéneos como los metales, en este caso como en todos los laminados se tiene el mismo número de capas de refuerzo, conforme disminuye el espesor la fracción volumétrica de refuerzo aumenta, y por consiguiente las propiedades del compuesto se acercan más al del refuerzo, (ley de mezclas [6] [25] [32]).

Con la ayuda de la siguiente figura podemos entender la ley de mezclas.

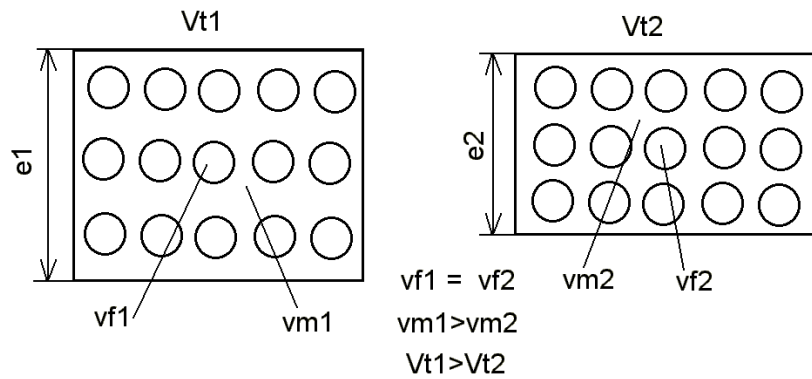


Figura 4-3 Comparación entre dos compuestos con igual volumen de refuerzo

En la figura 4-3 se puede observar el corte transversal de dos compuestos que tienen igual volumen de fibra, pero distinto volumen total y como consecuencia de esto, también presentan distinto volumen de matriz.

Si transformamos esto a fracciones volumétricas podemos establecer que:

$$V_{f1} = v_{f1} / V_{t1} \quad 4-30$$

$$V_{f2} = v_{f2} / V_{t2} \quad 4-31$$

$$V_{m1} = v_{m1} / V_{t1} \quad 4-32$$

$$V_{m2} = v_{m2} / V_{t2} \quad 4-33$$

A partir de estas relaciones se puede establecer que:

$$V_{f1} < V_{f2} \quad V_{m1} > V_{m2}$$

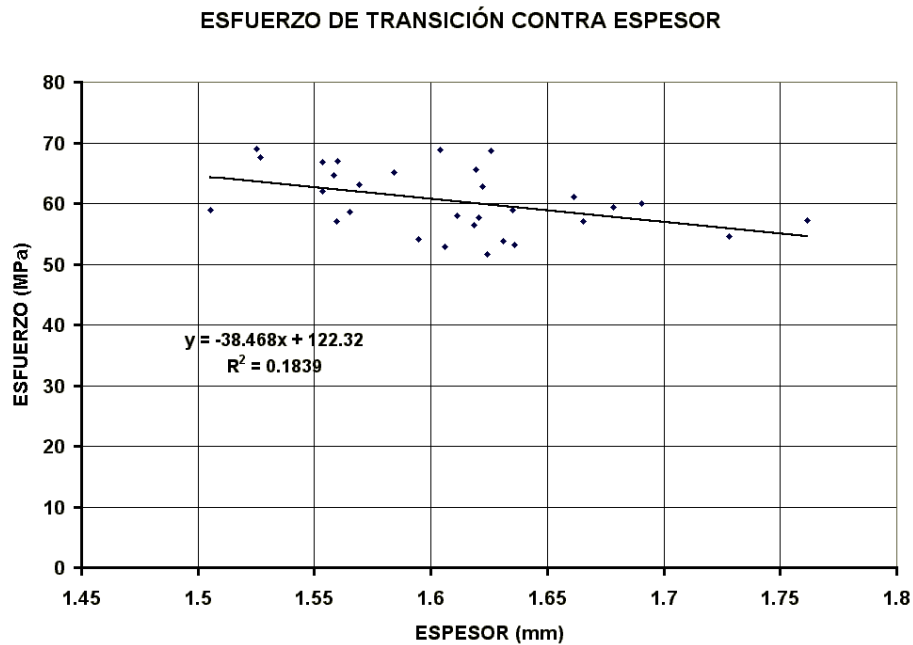
Con la ley de mezclas presentada en la sección 4.1.2 se tiene:

$$p_t = p_m V_m + p_f V_f \quad 4-13$$

En donde  $p$  es una propiedad cualquiera, por lo que se demuestra que

$$p_{t1} < p_{t2}$$

Otro aspecto destacable, es él referente a la variación del esfuerzo de transición, que tiene la misma tendencia que el esfuerzo máximo al presentar un incremento en su valor con la disminución del espesor, esto se muestra en la gráfica 4-15.



Gráfica 4-15 Comportamiento del esfuerzo de transición en función del espesor

Este comportamiento tiene la misma explicación que para el caso del esfuerzo máximo.

Por el lado de la caracterización de la falla, algunas de las probetas presentaron varios modos, como se muestran en la tabla de resultados. En la tabla 4-6 se muestran las frecuencias de los modos de falla presentados:

<b>Tabla 4-6 Frecuencia de aparición de los modos de falla</b>		
<b>Falla</b>	<b>Número de casos</b>	<b>Porcentaje</b>
AAB	1	3.33
AAT	3	10
AGM	6	20
AGT	3	10
AWT	4	13.33
GIT	1	3.33
LAT	1	3.33
LGM	1	3.33
LGT	3	10
LWB	1	3.33
LWT	5	16.66
MMV	1	3.33

Teniendo en cuenta que la evaluación del modo de falla es un tanto subjetivo, puesto que experimentalmente hay casos que tal vez no caigan enteramente dentro de la clasificación, sin embargo se trató de adaptarlo a la clasificación establecida en la norma ASTM D 3039 [37], 14 probetas presentaron una delaminación localizada en el área de la fractura, es por esto que algunos modos de falla presentan una clasificación alternativa precedida de una diagonal, esto representa el 46.66%. Esta delaminación se presentó como efecto secundario en la zona de la fractura. A este respecto cabe hacer mención que durante la puesta a punto del proceso de elaboración, cuando todavía no se empleaba la técnica del tratamiento del refuerzo mediante calentamiento, en los ensayos se presentaba una fuerte delaminación, a lo largo de casi toda la probeta. Esto lleva a pensar que la delaminación se redujo gracias al tratamiento del refuerzo antes del proceso de elaboración del compuesto. Los modos de falla que se presentaron con mayor frecuencia fueron de forma angular o lateral (perpendicular a la aplicación de la carga). El modo AGM (Fractura angular, en la región central de la probeta y en la parte media) con un 20%, LWT (Fractura Lateral, a menos de 1vez el ancho desde la mordaza, y en la parte superior) con un 16.66%, enseguida la del tipo AWT (Fractura angular, a menos de un ancho desde la mordaza y en la parte superior) con 13.33%. Los demás modos, tuvieron frecuencias menores.

Para las distribuciones, algo que llama la atención es la diferencia bastante marcada entre los materiales metálicos y los compuestos. Para el esfuerzo máximo la distribución que mejor

ajustó fue la distribución Beta General, para esta, las mayores densidades de probabilidad se presentan en los extremos. En los materiales metálicos la distribución que mejor se ajusta a esta propiedad es la distribución normal [9][33][41], lo que marca claramente una diferencia sustancial con los materiales compuestos.

Para el esfuerzo de transición se tiene que la distribución de Gauss Inversa se ajusto mejor a los datos experimentales, sin embargo también la distribución uniforme se ajusto bien, esto llama la atención, puesto que la densidad de probabilidad es casi una constante (en teoría constante) entre el valor máximo y el mínimo.

### 4.3 RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD

#### 4.3.1 PRESENTACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD

Los datos arrojados por esta serie de ensayos son: el módulo de elasticidad secante, calculado entre los puntos correspondientes a las deformaciones de 1000 $\mu\epsilon$  y 3000 $\mu\epsilon$  de cada probeta, (según lo explicado en la sección 3.2.4.2), y la obtención del módulo de elasticidad por regresión convencional de mínimos cuadrados, de la primera parte lineal del diagrama esfuerzo deformación, los cuales se presentan en la tabla 4-7.

<b>Tabla 4-7 Condensado de los resultados de los ensayos para módulo de elasticidad</b>			
<b>Probeta No</b>	<b>Designación</b>	<b>Módulo de elasticidad por regresión lineal (MPa)</b>	<b>Modulo de elasticidad cuerda (1000<math>\mu\epsilon</math>,3000<math>\mu\epsilon</math>) (MPa)</b>
1	P-1/7	15621.5454	15572.54772
2	P-2/7	16296.23682	15788.72303
3	P-3/7	14246.45418	14967.00873
4	P-4/7	15869.52452	16773.4697
5	P-5/7	15288.72174	15224.90125
6	P-6/7	14546.56205	14806.15023
7	P-7/7	14212.66394	14631.86957
8	P-8/7	13484.64387	13574.39726
9	P-9/7	Probeta desechada	
10	P-10/7	13042.9776	13359.42342

<b>Tabla 4-7 Condensado de los resultados de los ensayos para módulo de elasticidad (continuación)</b>			
<b>Probeta No</b>	<b>Designación</b>	<b>Módulo de elasticidad por regresión lineal (MPa)</b>	<b>Modulo de elasticidad cuerda (1000<math>\mu\epsilon</math>,3000<math>\mu\epsilon</math>) (MPa)</b>
11	P-11/7	13833.15604	14169.32863
12	P-12/7	14516.41853	14781.28835
13	P-13/7	13844.46204	14049.33803
14	P-14/7	13932.93567	14301.26664
15	P-15/7	13643.88008	13945.911
16	P-16/7	14608.6548	14702.28596
17	P-1/8	15455.07734	15335.62456
18	P-2/8	15744.31921	15669.77067
19	P-3/8	15821.40275	16029.41666
20	P-4/8	15722.19296	16005.68305
21	P-5/8	14995.63258	14646.73196
22	P-6/8	13866.05043	14093.39482
23	P-7/8	14934.8221	15106.89982
24	P-8/8	11678.70323	11257.31296
25	P-9/8	13625.97679	14468.55514
26	P-10/8	14307.01743	14874.14404
27	P-11/8	13888.77875	14219.90111
28	P-12/8	12091.25118	12408.25869
29	P-13/8	14969.76306	15260.14914
30	P-14/8	13909.5251	13309.5225
31	P-15/8	14609.24348	14298.98203
<b>Estadística de los resultados</b>			
Media		14420.28646	14587.74189
Desviación Estándar		1084.213313	1112.833127
Mínimo		11678.70323	11257.31296
Máximo		16296.23682	16773.4697
Max-Min		4617.533594	5516.156745
Desviación Estándar/Media		0.07518667	0.076285496
Max-Min/Media		0.320210948	0.378136437

Analizando para encontrar el mejor ajuste a los datos del modulo de elasticidad cuerda, se encontró que la **Distribución Logística** es la que mejor se ajusta. Para el módulo de elasticidad cuerda los parámetros de acuerdo a los datos son:

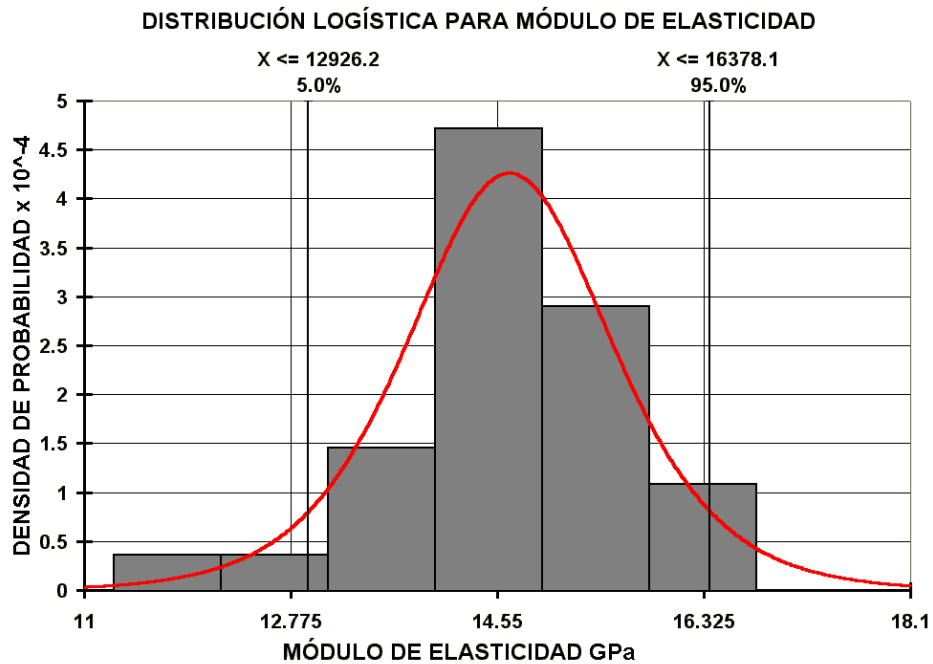
$$\alpha = 14652.1819 \text{ MPa}$$

$$\beta = 586.172952 \text{ MPa}$$

Media la moda y la desviación estándar es 14652.18 MPa

La desviación estándar es 1063.2 MPa

La distribución se presenta en la gráfica 4-16.



Gráfica 4-16 Distribución de probabilidad logística para el módulo de elasticidad cuerda

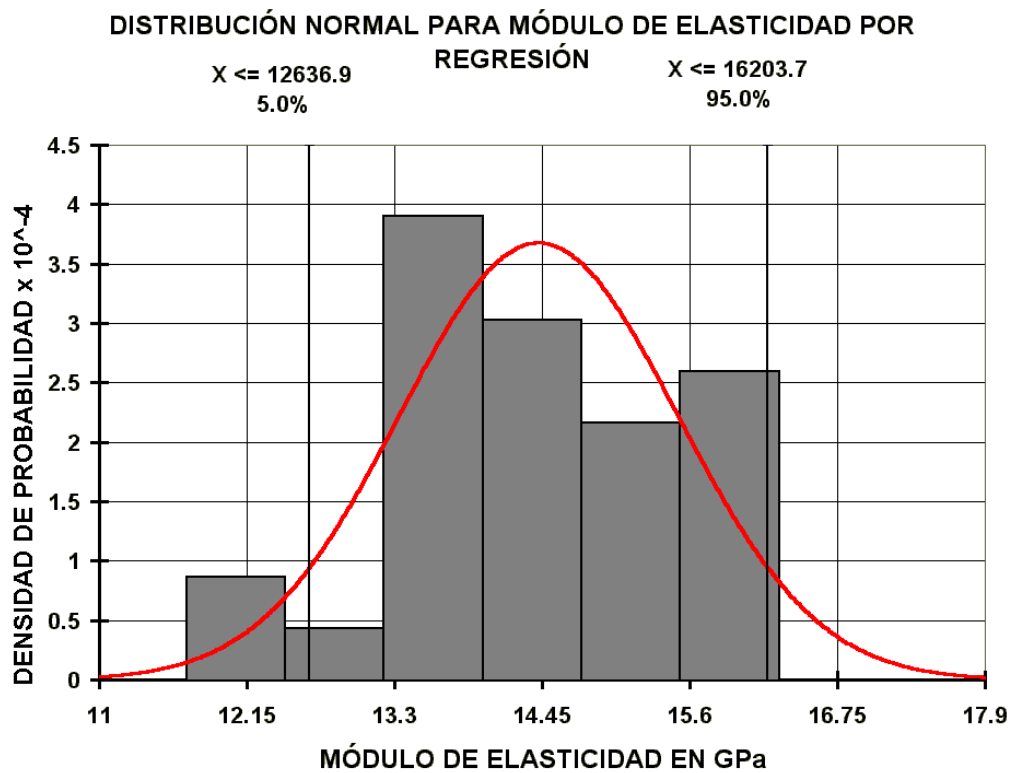
Entonces para el módulo de elasticidad cuerda podemos decir que es de 14652.18 MPa + 1725 MPa – 1.725 MPa con 90% de confianza.

Para el módulo de elasticidad por regresión el mejor ajuste que se encontró fue una **Distribución Normal**. Para los datos del módulo de elasticidad por regresión se tienen los siguientes parámetros:

$$\mu = 14420.2865 \text{ MPa}$$

$$\sigma = 1084.21331 \text{ MPa}$$

La distribución se presenta en la gráfica 4-17

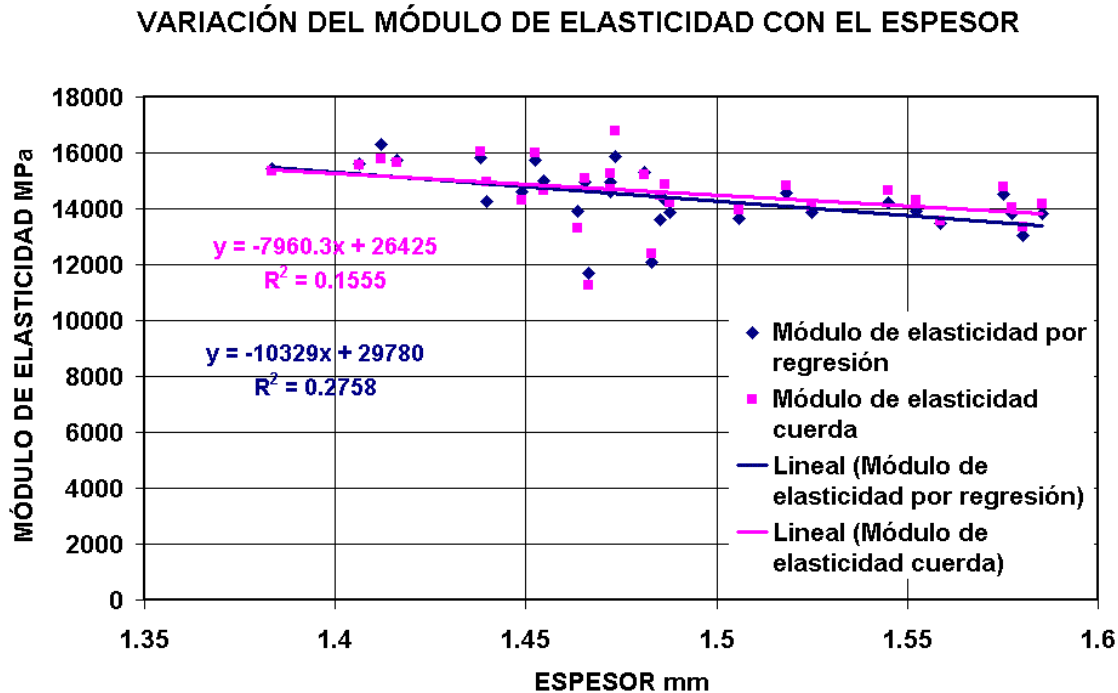


Gráfica 4-17 Distribución normal para módulo de elasticidad por regresión

Podemos decir que el módulo de elasticidad por regresión es de  $14420.2865 \text{ MPa} + 1783.41 \text{ MPa}$ ,  $- 1.783.38 \text{ MPa}$  con una confianza del 90%

#### 4.3.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS PARA MÓDULO DE ELASTICIDAD

Como en el caso de los esfuerzos, en el caso del módulo de elasticidad, también se presenta una variación de este por efecto del espesor, esto también tiene explicación en la ley de mezclas, como se explicó en 4.2.2. La diferencia está en que esta variación es menos evidente que para el caso del esfuerzo. Esta variación se puede ver en la gráfica 4-18, que se presenta a continuación.



Gráfica 4-18 Variación del Módulo de elasticidad con el espesor

Para las distribuciones, representa que para el módulo de elasticidad cuerda, la distribución logística es la que mejor se ajusta, cabe hacer mención que para este caso también la distribución normal presentó un buen ajuste. Para el caso del módulo de elasticidad por regresión la distribución normal fue la que mejor ajustó. En este caso las distribuciones encontradas son de la forma esperada, para el comportamiento de esta propiedad. A este respecto en los materiales metálicos se presentan distribuciones similares [9][33][41]. En estos casos la distribución esperada era la normal, sin embargo la logística fue la que mejor ajustó, estas dos distribuciones son muy similares.

## 4.4 RESULTADOS TENSIÓN DIRECCIONES

### 4.4.1 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE TENSIÓN EN DIRECCIONES

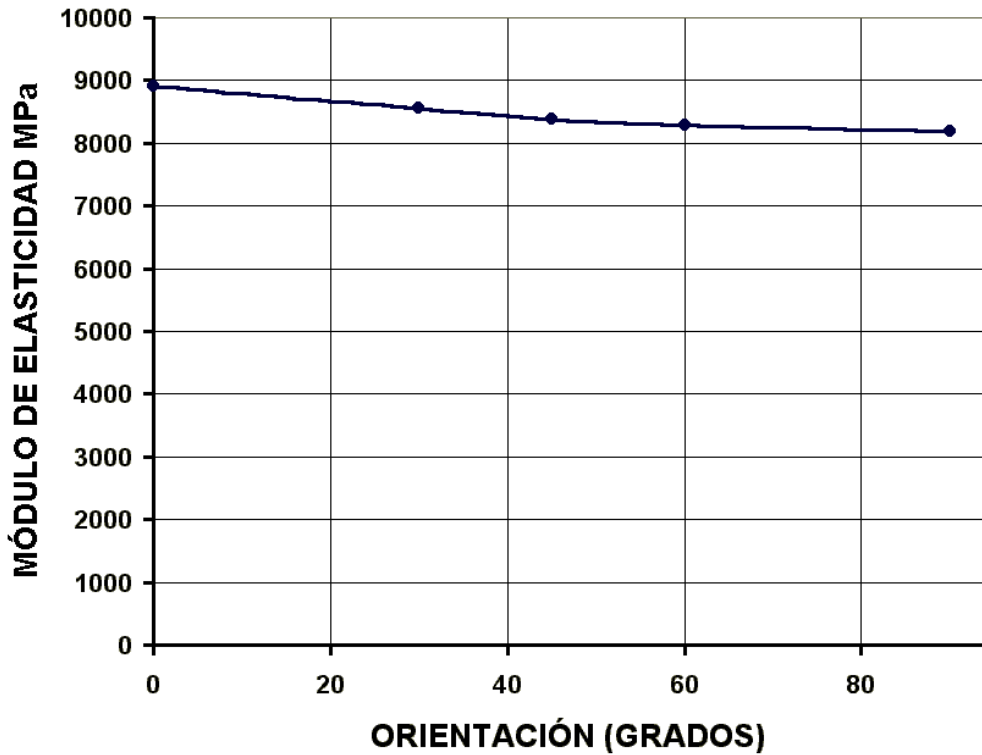
Los resultados de esta serie de ensayos comprenden el módulo de elasticidad por regresión, módulo de elasticidad cuerda entre  $1000\mu\epsilon$  y  $3000\mu\epsilon$ , esfuerzo máximo, esfuerzo de transición

y las gráficas de variación de cada una de estas propiedades con la orientación de las probetas. En la tabla 4-8 se muestran los resultados condensados.

<b>Tabla 4-8 Resultados condensados de las propiedades según su orientación</b>					
<b>Probetas</b>	<b>Orientación Grados</b>	<b>Módulo de elasticidad (MPa)</b>	<b>Módulo de elasticidad cuerda (MPa)</b>	<b>Esfuerzo máximo (MPa)</b>	<b>Esfuerzo transición (MPa)</b>
P-1/6	0	8903.673019	8969.493382	166.6621491	81.72157454
P-2/6	30	8562.66891	8697.020032	150.8633922	71.97405202
P-3/6	45	8390.180361	8580.837952	145.8373689	70.90149963
P-4/6	60	8281.596873	8388.09891	143.4009274	69.45278834
P-5/6	90	8197.089486	8385.303746	138.7873288	72.33426752
Estadística					
Media		8467.04173	8604.150804	149.1102333	73.27683641
Desviación Estándar		279.7155337	243.5240427	10.73561232	4.851928837
Máximo		8903.673019	8969.493382	166.6621491	81.72157454
Mínimo		8197.089486	8385.303746	138.7873288	69.45278834
Max-Min		706.5835331	584.1896362	27.87482031	12.26878619
Max-Min / Media		0.083451051	0.067896257	0.186941028	0.167430621
Des Estándar / Media		0.033035804	0.028303089	0.071997824	0.066213678

En la gráfica 4-19, se presenta la variación del módulo de elasticidad por regresión con respecto a la orientación.

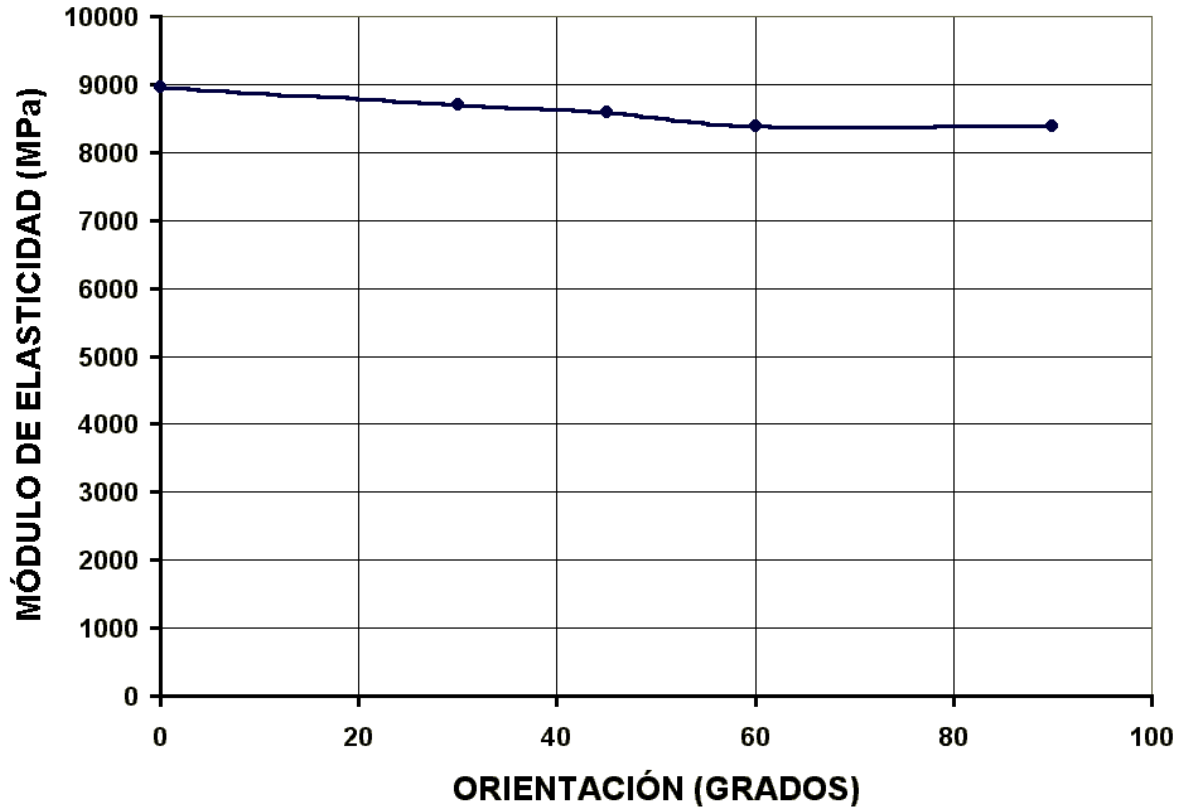
### VARIACIÓN DEL MÓDULO DE ELASTICIDAD (convencional)



Gráfica 4-19 Variación del módulo de elasticidad por regresión con respecto a la orientación.

En la gráfica 4-20 se muestra la variación del módulo cuerda con respecto a la orientación.

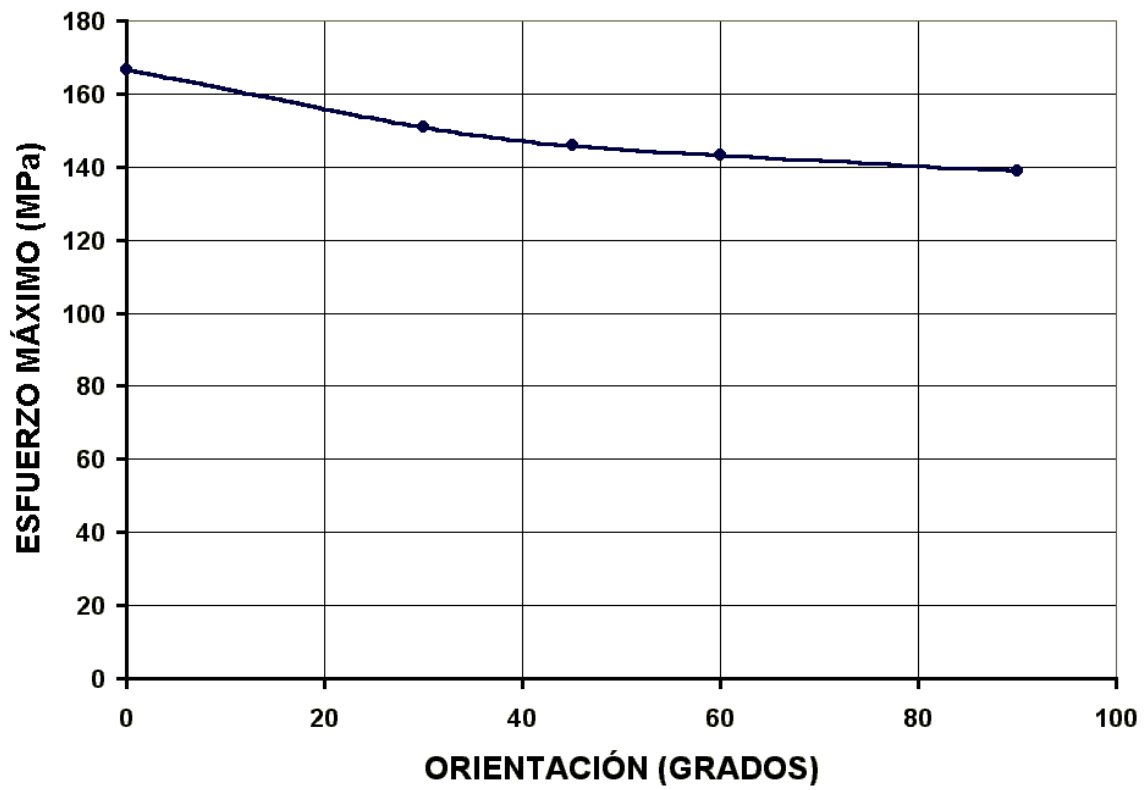
### VARIACIÓN DEL MÓDULO DE ELASTICIDAD CUERDA



Gráfica 4-20 Variación del módulo cuerda con respecto a la orientación

En la gráfica 4-21 se muestra la variación del esfuerzo máximo con respecto a la orientación

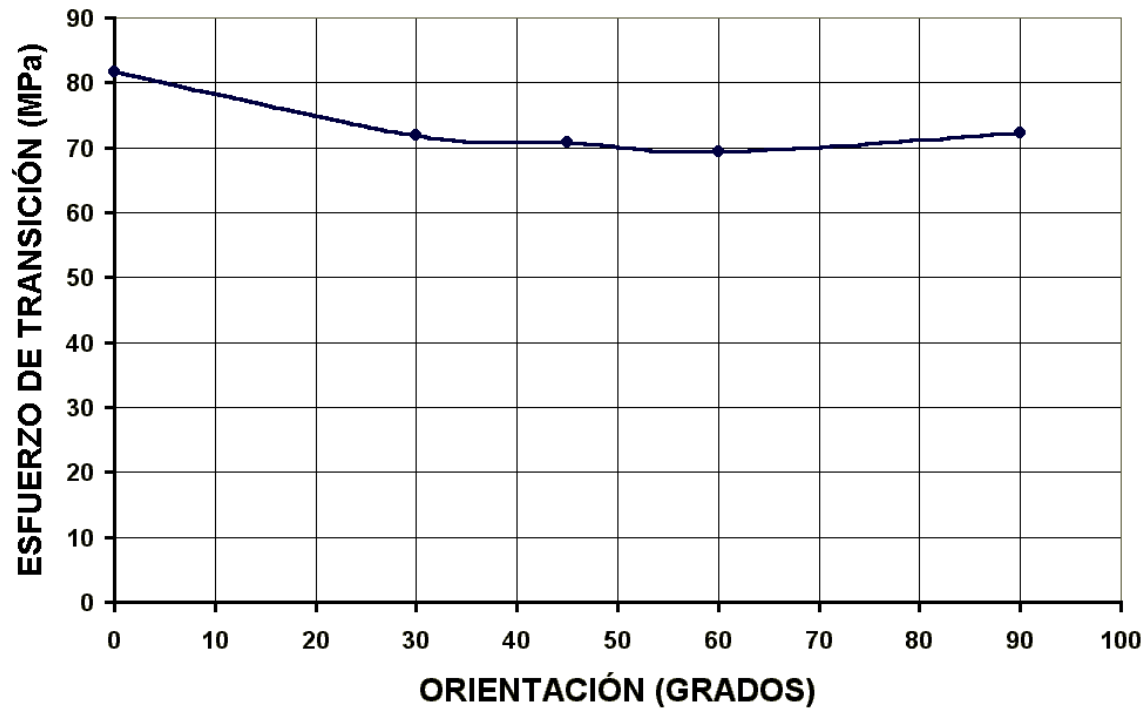
### VARIACIÓN DEL ESFUERZO MÁXIMO



Gráfica 4-21 Variación del esfuerzo máximo con la orientación

En la gráfica 4-22, se muestra la variación del esfuerzo de transición con respecto a la orientación

### VARIACIÓN DEL ESFUERZO DE TRANSICIÓN



Gráfica 4-22 Variación del esfuerzo de transición con respecto a la orientación

#### 4.4.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE TENSIÓN EN DIRECCIONES

En este caso vemos como la variación de las propiedades es pequeña, como se puede ver en la tabla 4-9

Estadística	Módulo de elasticidad (MPa)	Módulo de elasticidad cuerda (MPa)	Esfuerzo máximo (MPa)	Esfuerzo transición (MPa)
Media	8467.04173	8604.150804	149.1102333	73.27683641
Desviación estándar	279.7155337	243.5240427	10.73561232	4.851928837
Máximo	8903.673019	8969.493382	166.6621491	81.72157454
Mínimo	8197.089486	8385.303746	138.7873288	69.45278834
Máx-Mín	706.5835331	584.1896362	27.87482031	12.26878619
Máx-Mín/Media	0.083451051	0.067896257	0.186941028	0.167430621
Desviación Est./ Media	0.033035804	0.028303089	0.071997824	0.066213678

En esta tabla se observa que la variación máxima para el módulo de elasticidad es del 8.3%, para el módulo de elasticidad cuerda es del 6.7%, para el esfuerzo máximo es de 18.6% y para el esfuerzo de transición es del 16.7%. Si comparamos la variación con respecto a la desviación estándar se tiene que las variaciones son menores, para el módulo de elasticidad por regresión la variación es del 3.3%, para el módulo de elasticidad cuerda la variación es de 2.8%, para el esfuerzo máximo es del 7.1% y para el esfuerzo de transición es de 6.6%.

Para estos ensayos no se obtuvieron distribuciones de probabilidad, puesto que el número de probetas ensayadas fue reducido (5 solamente).

Estos ensayos se realizaron con la finalidad de observar la variación de las propiedades con la orientación, como se puede ver si existe una variación en las propiedades sobre todo en el esfuerzo máximo. En el módulo de elasticidad es muy pequeña. Teóricamente estas variaciones no deberían existir, puesto que la orientación del refuerzo haría isotrópico al compuesto, sin embargo, estas variaciones pueden llevar a pensar en que esta pequeña anisotropía se produce por efecto del proceso de fabricación. Desde un particular punto de vista, esto es debido a la colocación de las diversas capas de refuerzo y al proceso de evacuación del exceso de resina.

## **4.5 RESULTADOS FLEXIÓN**

### **4.5.1 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE FLEXIÓN**

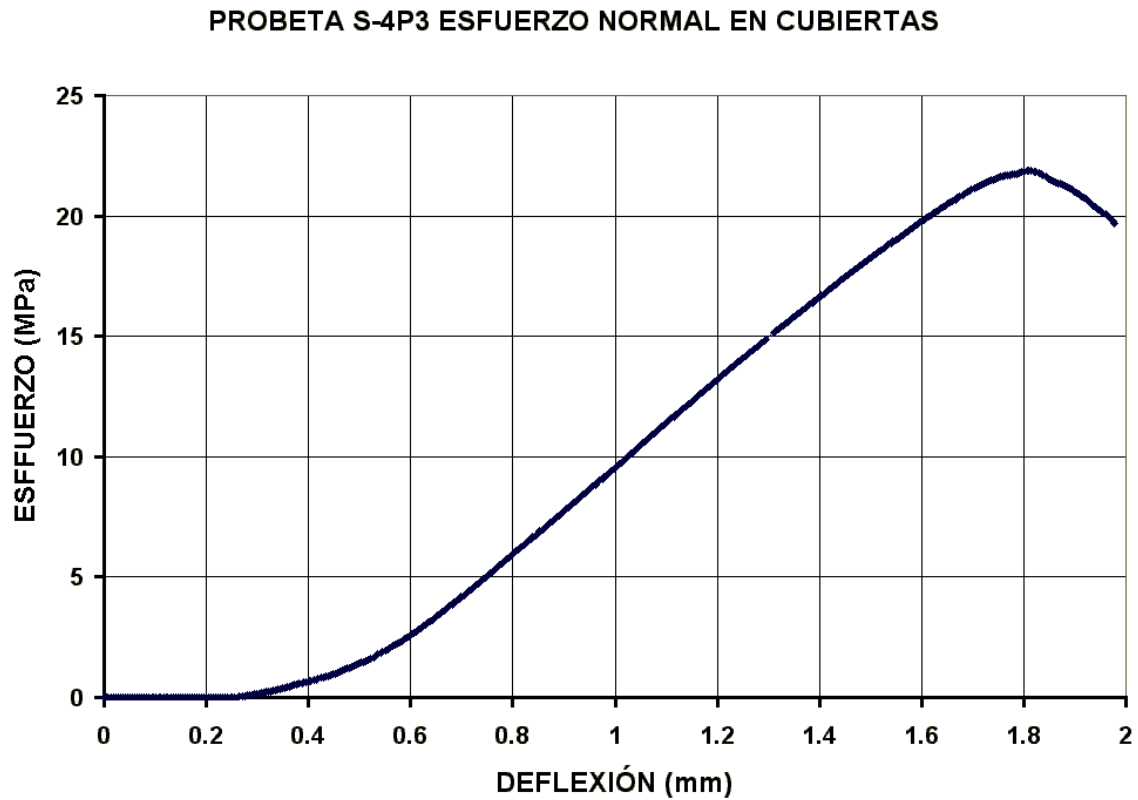
De los ensayos de flexión se obtuvieron los diagramas de esfuerzo contra deflexión en cubiertas, y esfuerzo cortante en el núcleo mediante dos variantes, además del modo de falla.

En la tabla 4-10 se presenta el condensado de los resultados de dichos ensayos

<b>Tabla 4-10 Condensado de resultados de los ensayos de flexión</b>				
<b>Probeta</b>	<b>Esfuerzo máximo en cubiertas (MPa)</b>	<b>Esfuerzo cortante máximo en núcleo 1<sup>er</sup> variante (MPa)</b>	<b>Esfuerzo cortante máximo núcleo 2<sup>da</sup> variante (MPa)</b>	<b>Tipo de falla</b>
S-1P1	19.19722814	0.261780384	0.274051339	ECI
S-1P2	15.86282871	0.216311301	0.226450893	ECI
S-1P3	23.45123383	0.319789552	0.334779688	ECI
S-1P1	22.89419758	0.312193603	0.326827679	ECI
S-2P2	19.97707889	0.272414712	0.285184152	ECI
S-2P3	19.92821606	0.271748401	0.284486607	ECI
S-3P1	23.66232125	0.322668017	0.33779308	ECI
S-3P2	22.08112011	0.301106183	0.315220536	ECI
S-3P3	21.06086425	0.287193603	0.300655804	ECI
S-4P1	8.686833689	0.118456823	0.124009487	ECI
S-4P2	15.70745274	0.214192537	0.224232813	ECI
S-4P3	21.87589623	0.298307676	0.312290848	ECI
S-5P1	Desechada			
S-5P2	14.16875522	0.193210299	0.202267031	ECI
S-5P3	22.15539161	0.302118977	0.316280804	ECI
S-6P1	11.28389382	0.153871279	0.161083996	ECI
S-6P2	18.92067235	0.258009168	0.270103348	ECI
S-6P3	18.61772281	0.253878038	0.265778571	ECI
S-7P1	20.84782232	0.284288486	0.297614509	ECI
S-7P2	24.75880313	0.337620043	0.353445982	ECI
S-7P3	21.24555792	0.289712154	0.303292411	ECI
S-8P1	19.20603127	0.261900426	0.274177009	ECI
S-8P2	22.15831557	0.302158849	0.316322545	ECI
S-8P3	11.45735608	0.156236674	0.163560268	ECI
S-9P1	24.12358635	0.328957996	0.344377902	ECI
S-9P2	8.843194741	0.120589019	0.126241629	ECI
S-9P3	19.84026297	0.270549041	0.283231027	ECI
S-10P1	16.63975551	0.226905757	0.237541964	ECI
S-10P2	12.84115139	0.17510661	0.183314732	ECI
S-10P3	21.97362189	0.299640299	0.313685938	ECI
Estadística				
Media	18.74024712	0.255548824	0.267527675	
Desviación Estándar	4.588999389	0.062577264	0.065510574	
Máximo	24.75880313	0.337620043	0.353445982	
Mínimo	8.686833689	0.118456823	0.124009487	
Máximo - Mínimo	16.07196944	0.21916322	0.229436496	
Desv.Est. /Media	0.244874006	0.244874006	0.244874006	
Max – Min /Media	0.857617796	0.857617796	0.857617796	
ECI: Esfuerzo cortante en la interface				

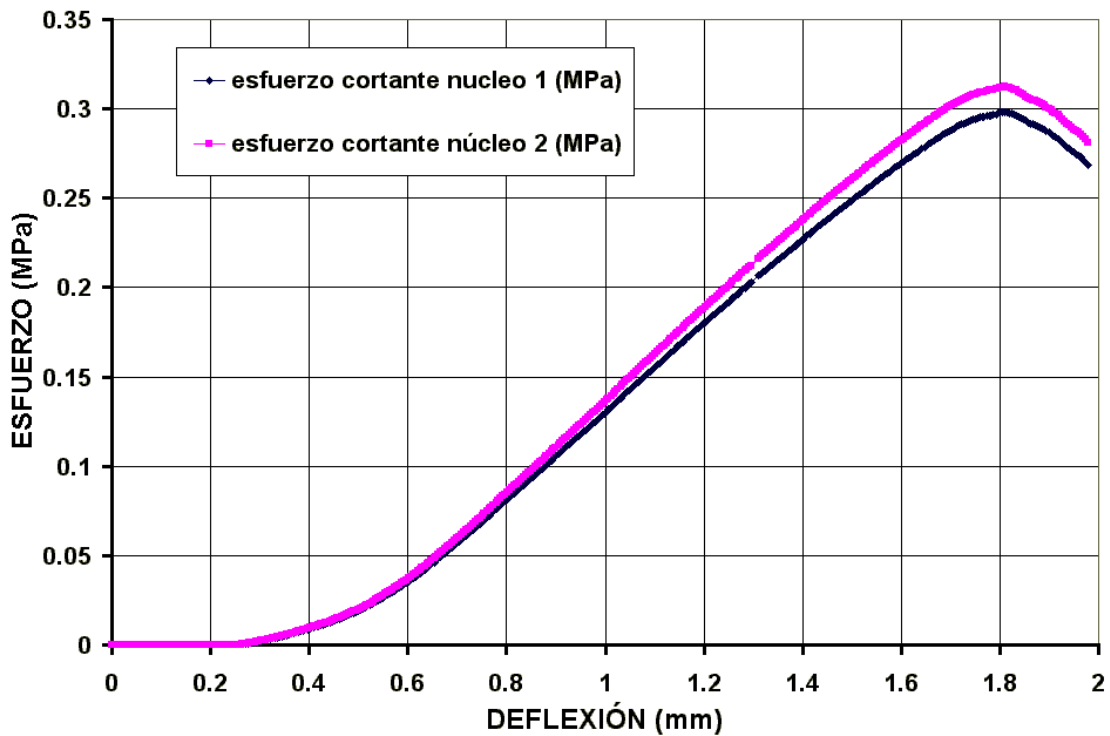
A continuación se presentan un ejemplo de los diagramas obtenidos, el comportamiento en las otras probetas fue similar al que se presenta.

En la gráfica 4-23, se presenta el diagrama de esfuerzo en la cubierta contra deflexión.



Gráfica 4-23 Esfuerzo normal en cubiertas contra deflexión

PROBETA S-4P3 ESFUERZOS CORTANTES EN NUCLEO 1 Y 2



Gráfica 4-24 Esfuerzos cortantes en núcleo variantes 1 y 2

El modo de falla que presentaron todas las probetas fue del tipo de separación del núcleo y de la cubierta por esfuerzo cortante en la interface, este modo de falla se observa en la figura 4-4.

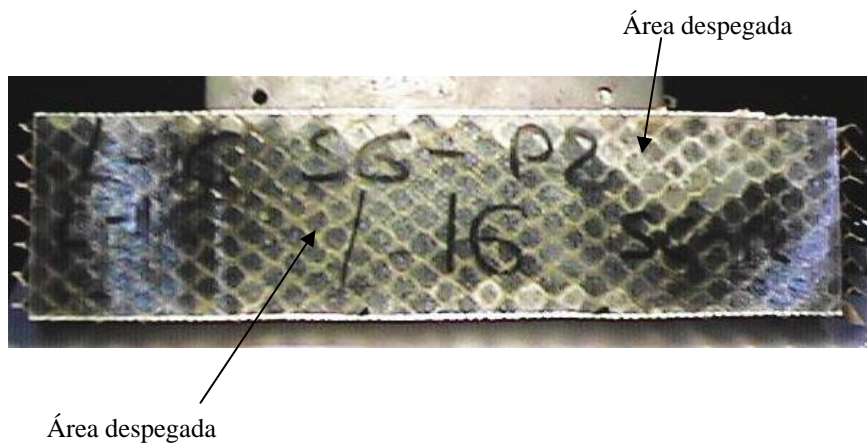


Figura 4-4 Falla por esfuerzo cortante en la interface

A partir de los resultados obtenidos en los ensayos, la distribución de probabilidad que mejor ajusto al esfuerzo cortante fue la **Distribución Logística**, las ecuaciones que definen la densidad de probabilidad la distribución y los parámetros para dichas ecuaciones se presentaron en los resultados de los módulos de elasticidad de este trabajo (sección 4.5.3).

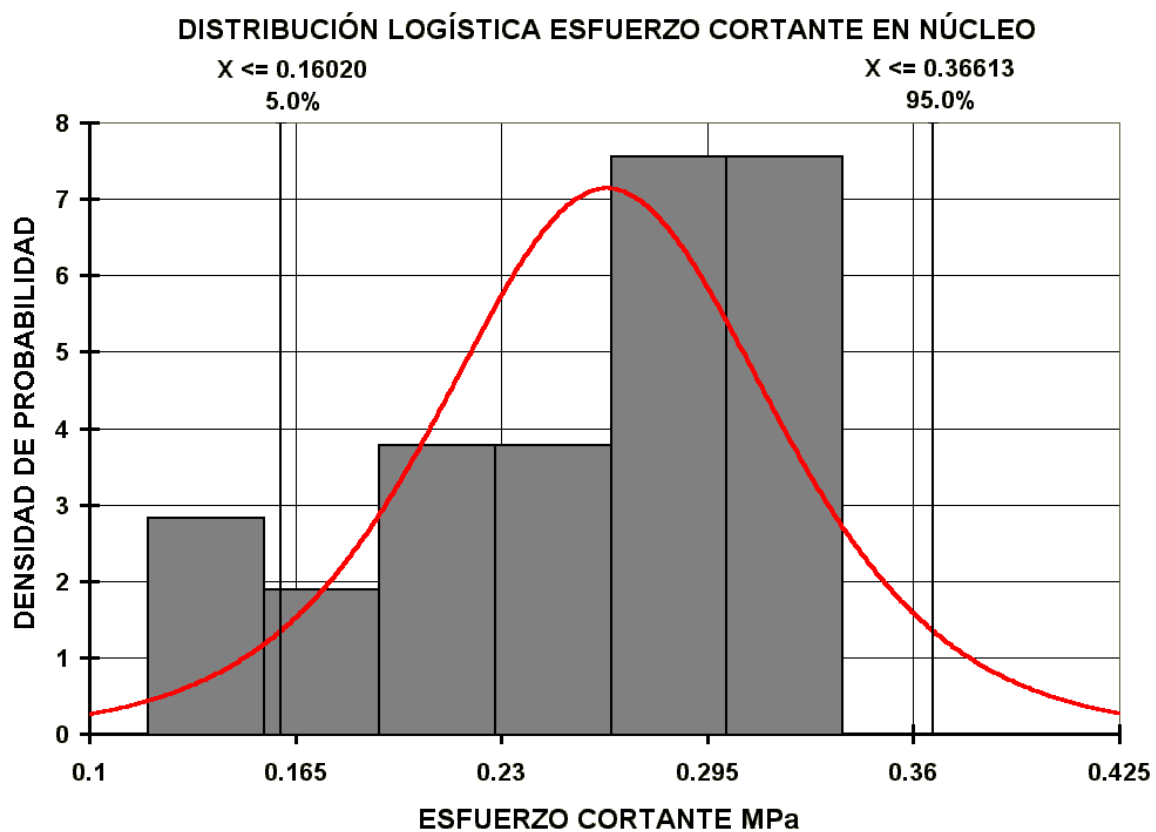
$$\alpha = 0.26316612$$

$$\beta = 3.50E-02$$

La media, moda y mediana tienen el mismo valor de 0.263166 MPa

La desviación estándar de la distribución es de 0.063426 MPa

La distribución se presenta en la gráfica 4-25



Gráfica 4-25 Distribución logística para esfuerzo cortante en el núcleo

A partir de esta distribución podemos establecer que el esfuerzo cortante en el núcleo es de 0.263166MPa + 0.1029, - 0.1029 para una confianza del 90%. Como los valores de la otra variante de esfuerzo cortante son proporcionales, tendrá también una distribución logística.

Se encontró otra distribución que se ajusta a los valores dados, esta es la Distribución Triangular, la cual tienen una densidad de probabilidad dada por la siguiente ecuación

$$f(x) = \frac{2(x-a)}{(b-a)(c-a)} \quad \text{Si } a \leq x \leq b \quad 4-34$$

$$f(x) = \frac{2(c-x)}{(c-a)(c-b)} \quad \text{Si } b < x \leq c \quad 4-35$$

En donde:

$a$  = mínimo

$b$  = moda

$c$  = máximo

La distribución queda expresada por las siguientes ecuaciones

$$F(x) = 0 \quad \text{Si } x < a \quad 4-36$$

$$F(x) = \frac{(x-a)^2}{(b-a)(c-a)} \quad \text{Si } a \leq x \leq b \quad 4-37$$

$$F(x) = \frac{(c-x)^2}{(c-a)(c-b)} \quad \text{Si } b < x \leq c \quad 4-38$$

$$F(x) = 1 \quad \text{Si } c < x \quad 4-39$$

Parámetros:

$$a \leq b \leq c$$

Dominio de la función:

$$a \leq x \leq c$$

Media:

$$= \frac{a + b + c}{3} \quad 4-40$$

$$\text{Moda} = b$$

Desviación estándar

$$= \sqrt{\frac{a^2 + b^2 + c^2 - ab - ac - bc}{18}} \quad 4-41$$

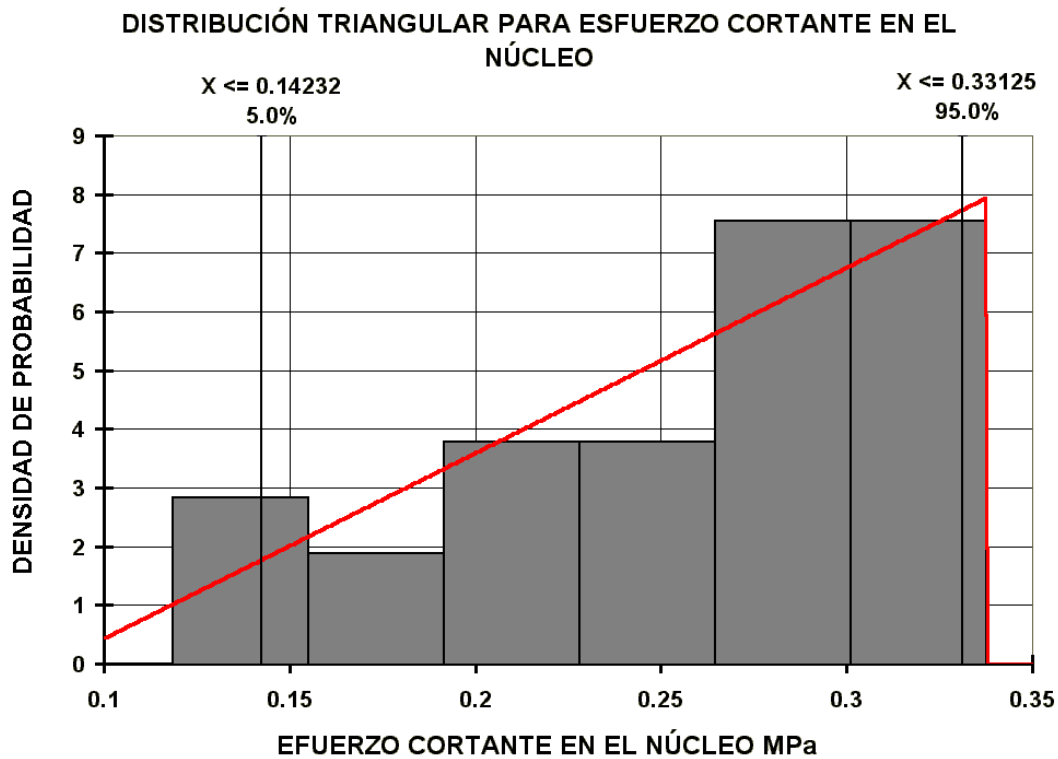
Para este caso los parámetros de la distribución son:

$$a = 8.61\text{E-}02 \text{ MPa}$$

$$b = 0.33762004 \text{ MPa}$$

$$c = 0.33762004 \text{ MPa}$$

La distribución se muestra en la gráfica 4-26



Gráfica 4-26 Distribución triangular para el esfuerzo cortante en el núcleo

Con esta distribución podemos decir que el esfuerzo cortante en el núcleo es de 0.25377 MPa + 0.07748 MPa, - 0.1114 MPa con una confianza del 90%.

#### 4.5.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE FLEXIÓN

Si se comparan los resultados obtenidos de los ensayos de tensión y de los resultados de flexión se puede observar varios aspectos bastante relevantes. Para efectos de referencia enseguida se presentan la estadística tanto de los ensayos de flexión (tabla 4-11), como de los ensayos de tensión (tabla 4-12)

<b>Tabla 4-11 Estadística de los ensayos de flexión</b>			
	<b>Esfuerzo máximo en cubiertas (MPa)</b>	<b>Esfuerzo cortante máximo en núcleo 1<sup>er</sup> variante (MPa)</b>	<b>Esfuerzo cortante máximo núcleo 2<sup>da</sup> variante (MPa)</b>
Media	18.74024712	0.255548824	0.267527675
Desviación Estándar	4.588999389	0.062577264	0.065510574
Máximo	24.75880313	0.337620043	0.353445982
Mínimo	8.686833689	0.118456823	0.124009487
Máximo – Mínimo	16.07196944	0.21916322	0.229436496
Desv.Est. /Media	0.244874006	0.244874006	0.244874006
Max – Min /Media	0.857617796	0.857617796	0.857617796

<b>Tabla 4-12 Estadística de los ensayos de tensión</b>			
	<b>Esfuerzo máximo (MPa)</b>	<b>Modulo de elasticidad cuerda (1000<math>\mu</math> a 3000<math>\mu</math>) (MPa)</b>	<b>Esfuerzo de transición (MPa)</b>
Media	106.9420872	13444.52272	60.39153509
Des est	20.66676434	286.0416926	5.270681952
Máximo	136.3721955	14119.74429	68.96313928
Mínimo	76.8959101	12777.4281	51.65983502
Máximo - Mínimo	59.47628539	1342.316199	17.30330426
Máx – MÍN/Media	0.556154148	0.099841119	0.286518702
Des est./ Media	0.193251926	0.021275705	0.087275178

Cuando se realizaron los ensayos de flexión se pudo notar que el modo de falla de todas las probetas fue por esfuerzo cortante en la interface (ECI), esto es que alguna de las cubiertas se desprende total o parcialmente del núcleo por efecto del esfuerzo cortante, es decir es una falla por parte del adhesivo que une al núcleo y a la cubierta.

Las cubiertas de las probetas no presentaron daño alguno, y el núcleo tampoco presentó daño, si uno observa en los datos arrojados por los ensayos de tensión el valor promedio del esfuerzo máximo es de 106 MPa, y el esfuerzo promedio en la falla del sandwich durante los ensayos de flexión es de 18.7 MPa esto nos muestra una diferencia enorme (87.3MPa), lo que lleva a pensar que el material compuesto de las cubiertas está subutilizado, inclusive si vemos el

esfuerzo de transición mas bajo de todas las probetas de tensión 51.6 MPa contra el esfuerzo máximo en las cubiertas de los ensayos de flexión 24.7MPa existe una diferencia de 26.9MPa, aproximadamente el doble.

Si se observa el esfuerzo cortante máximo (esfuerzo cortante tanto en el núcleo como en la interface), de todos los ensayos de flexión es de 0.35Mpa. Como se observó en la sección de probetas, el adhesivo empleado entre las cubiertas y el núcleo fue plástico poliester igual que la matriz de las cubiertas, este adhesivo fue el que falló.

De lo anterior se deduce que un factor de extrema importancia en la elaboración de materiales sandwiches es la selección del adhesivo. Para que las cubiertas del sandwich estuvieran trabajando de manera óptima entonces tendríamos que encontrar el esfuerzo cortante máximo que se produciría en la interface, un instante antes de la ruptura de las cubiertas. Para esto retomamos las ecuaciones vistas en el estado del arte correspondientes al esfuerzo cortante y esfuerzo normal.

$$\sigma_c = \frac{FL}{4e_c a_s (e_n + e_c)} \quad \text{Ecuación presentada en ASTM C 393 – 62 [31]} \quad 2-62$$

$$\tau_n = \frac{F}{2(e_n + e_c) a_s} \quad \text{Ecuación presentada en ASTM C 393 – 62 [31]} \quad 2-65$$

$$\tau_n = \frac{F}{2e_n a_s} \quad \text{Ecuación deducida tomada de D. Gay 97 [6]} \quad 2-66,2-70$$

Considerando la ecuación más conservadora que es la tercera (ecuación 2-66) [6], se despeja de la primera ecuación la fuerza (ecuación 2-62) y se sustituye en la tercera (ecuación 2-66), teniendo:

$$\tau_n = \frac{2\sigma_c e_c (e_n + e_c)}{e_n L} \quad 4-42$$

Recordando que:

$L$  (longitud entre apoyos de la probeta de flexión) es de 220mm

$e_c$  (espesor de la cubierta) es de 1.5mm

$e_n$  (espesor del núcleo) es de 32mm

Para poder conocer la condición máxima entonces el esfuerzo en las cubiertas será el esfuerzo máximo promedio en los ensayos de tensión que es de 106.9MPa, y el esfuerzo cortante será el esfuerzo cortante sobre el adhesivo

$$\tau_{ads} = \frac{2\sigma_{C\text{MAX}} e_c (e_n + e_c)}{e_n L} \quad 4-43$$

Sustituyendo se tiene que  $\tau_{ads} = 1.526$  MPa.

Sustituyendo para el esfuerzo normal máximo alcanzado en todos los ensayos que es de 136.3MPa se tiene entonces que el esfuerzo en el adhesivo es de  $\tau_{ads} = 1.945$  Mpa, por lo que para que el sandwich estuviera optimizado y empleando las mismas cubiertas se tendría que tener un adhesivo que por lo menos soportara un esfuerzo cortante de 1.95MPa, esto es aproximadamente 2 MPa, además de poner una mayor cuidado en su aplicación, al momento de la manufactura.

Otro aspecto importante para fines prácticos de aplicación sería establecer una relación entre las dimensiones del sandwich empleando el mismo espesor del núcleo y el mismo material compuesto en las cubiertas para poder saber cuanta carga soportaría un sandwich así construido, por lo que si la falla ocurre en la interface, esa será entonces la condición restrictiva, por lo que despejando la fuerza sobre el sandwich de la ecuación más conservadora (ecuación 2-66), se tiene:

$$F = 2e_n \tau_n a_s \quad 4-44$$

Si  $e_n$   $\tau_n$  son características del material, entonces serán constantes y se observa que la carga que soportará el sandwich depende del ancho y de la longitud por lo que en la ecuación del esfuerzo cortante se puede ver que la carga que puede soportar depende únicamente del espesor, pero no de la longitud. Por otro lado se tiene que el esfuerzo normal depende de una relación de aspecto ( $L/a_s$ ) longitud entre ancho y no de las dimensiones absolutas.

Debido a lo anterior podemos decir que con las características de este material, el modo de falla predominante será por desprendimiento de la interface, provocado por esfuerzo cortante para cualquier ancho hasta una longitud  $L$  crítica en la cual un sandwich más largo presentaría falla por esfuerzo normal en las cubiertas. Esa longitud crítica sería el límite de la falla por desprendimiento de la interface y el inicio del modo de falla por esfuerzo normal en las cubiertas. Esta longitud crítica se puede calcular de la siguiente manera:

De las ecuaciones 2-62 y 2-66 se despeja la fuerza y se igualan, teniéndose:

$$2e_n a_s \tau_n = \frac{4e_c (e_n + e_c) \sigma_c a_s}{L} \quad 4-45$$

Simplificando y despejando la longitud se tiene:

$$L = \frac{2e_c (e_n + e_c) \sigma_c}{e_n \tau_n} \quad 4-46$$

Considerando la longitud crítica se tiene:

$$L_{crit} = \frac{2e_c (e_n + e_c) \sigma_{cMAX}}{e_n \tau_{nMAX}} \quad 4-47$$

$$L_{crit} = 1255.56\text{mm}$$

A continuación se presenta la tabla 4-13, con las cargas máximas que puede soportar este material dependiendo del ancho en donde el esfuerzo cortante determina la falla:

**Tabla 4-13 Carga soportable por el sándwich, en función del ancho, cuando la falla esta determinada por esfuerzo cortante**

hasta longitud de 1255.5mm		hasta longitud de 1255.5mm	
as(ancho del sándwich) mm	fuerza N	as(ancho del sándwich) mm	fuerza N
70	1198.4	700	11984
100	1712	750	12840
150	2568	800	13696
200	3424	850	14552
250	4280	900	15408
300	5136	950	16264
350	5992	1000	17120
400	6848	1050	85176
450	7704	1100	159632
500	8560	1150	240488
550	9416	1200	327744
600	10272	1250	421400
650	11128		

En la tabla 4-14 muestra la variación del esfuerzo normal en las cubiertas en función de la longitud considerando el esfuerzo cortante máximo presente

**Tabla 4-14 Esfuerzo cortante en cubiertas en función de la longitud**

longitud	$\sigma_c$ (esfuerzo en las cubierta)	longitud	$\sigma_c$ (esfuerzo en las cubierta)
220	18.73830846	750	63.88059701
250	21.29353234	800	68.13930348
300	25.55223881	850	72.39800995
350	29.81094527	900	76.65671642
400	34.06965174	950	80.91542289
450	38.32835821	1000	85.17412935
500	42.58706468	1050	89.43283582
550	46.84577114	1100	93.69154229
600	51.10447761	1150	97.95024876
650	55.36318408	1200	102.2089552
700	59.62189055	1250	106.4676617

En esta tabla se puede ver que cuando la longitud es de 1250mm el esfuerzo máximo en las cubiertas es de 106 MPa que es un valor muy cercano al esfuerzo máximo de las cubiertas.

Las distribuciones encontradas son, en primer lugar la distribución logística y en segundo lugar la distribución triangular, estas distribuciones se obtuvieron para el esfuerzo cortante en el núcleo, la segunda variante del esfuerzo cortante siendo proporcional tendrá también la misma distribución, al igual que el esfuerzo normal en las cubiertas que también es proporcional. La distribución triangular presenta una mayor densidad de probabilidad a mayores valores de esfuerzo, lo que es de llamar la atención, cuando se podría esperar que siendo un proceso aleatorio en el cual influye el proceso de fabricación pudiera esperarse una distribución normal.

## **4.6 RESULTADOS FATIGA EN SANDWICH**

### **4.6.1 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE FATIGA EN SANDWICH**

A partir de los ensayos de fatiga se obtienen los resultados que se muestran en la tabla 4-15, las características de los ensayos son:

Carga promedio: 441.45 N (45 Kgf)

Carga Máxima 882.9 N (90Kgf)

Carga mínima 0N

Tipo de señal sinusoidal

Modos de falla encontrados

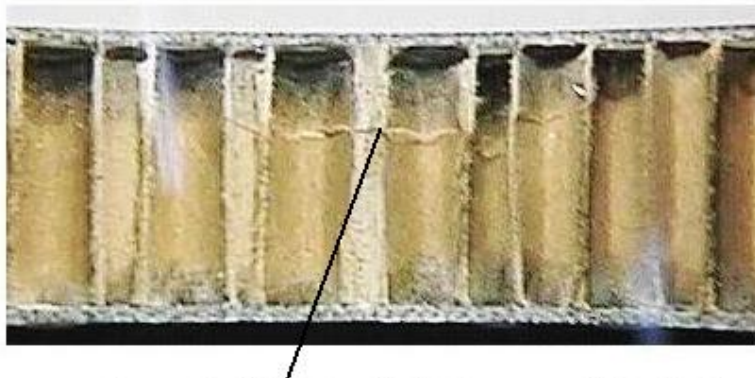
Inestabilidad de Panal        INP

Desprendimiento Interface    DIN

Falla cubierta                FCU

Tabla 4-15 Condensado de resultados de los ensayos de fatiga					
Probeta	Ciclos totales	Modo de falla	Probeta	Ciclos totales	Modo de falla
S-11-P1	26800	INP	S-16-P1	4296	INP
S-11-P2	111501	INP/DIN	S-16-P2	15368	DIN
S-11-P3	10700	INP	S-16-P3	8108	DIN
S-12-P1	300	INP	S-17-P1	33698	INP
S-12-P2	24000	INP	S-17-P2	93740	DIN
S-12P-3	13000	INP	S-17-P3	9195	INP
S-13-P1	7100	INP	S-18-P1	5693	INP
S-13-P2	6100	INP	S-18-P2	16715	INP/DIN
S-13-P3	Desechada		S-18-P3	19366	INP
S-14-P1	4000	DIN	S-19-P1	12827	INP
S-14-P2	201777	INP	S-19-P2	5045	DIN
S-14-P3	183307	DIN	S-19-P3	7773	DIN
S-15-P1	14597	INP	S-20-P1	14184	INP
S-15-P2	1	DIN	S-20-P2	26781	INP
S-15-P3	63256	INP	S-20-P3	15408	INP
media	32918.4828				
des estándar	51283.2732				
máximo	201777				
mínimo	1				

Los modos de falla están representados en las figuras 4-5 y 4-6



Falla por inestabilidad del panal (núcleo) (INP)

Figura 4-5 Fotografía en donde se observa la falla por inestabilidad del núcleo

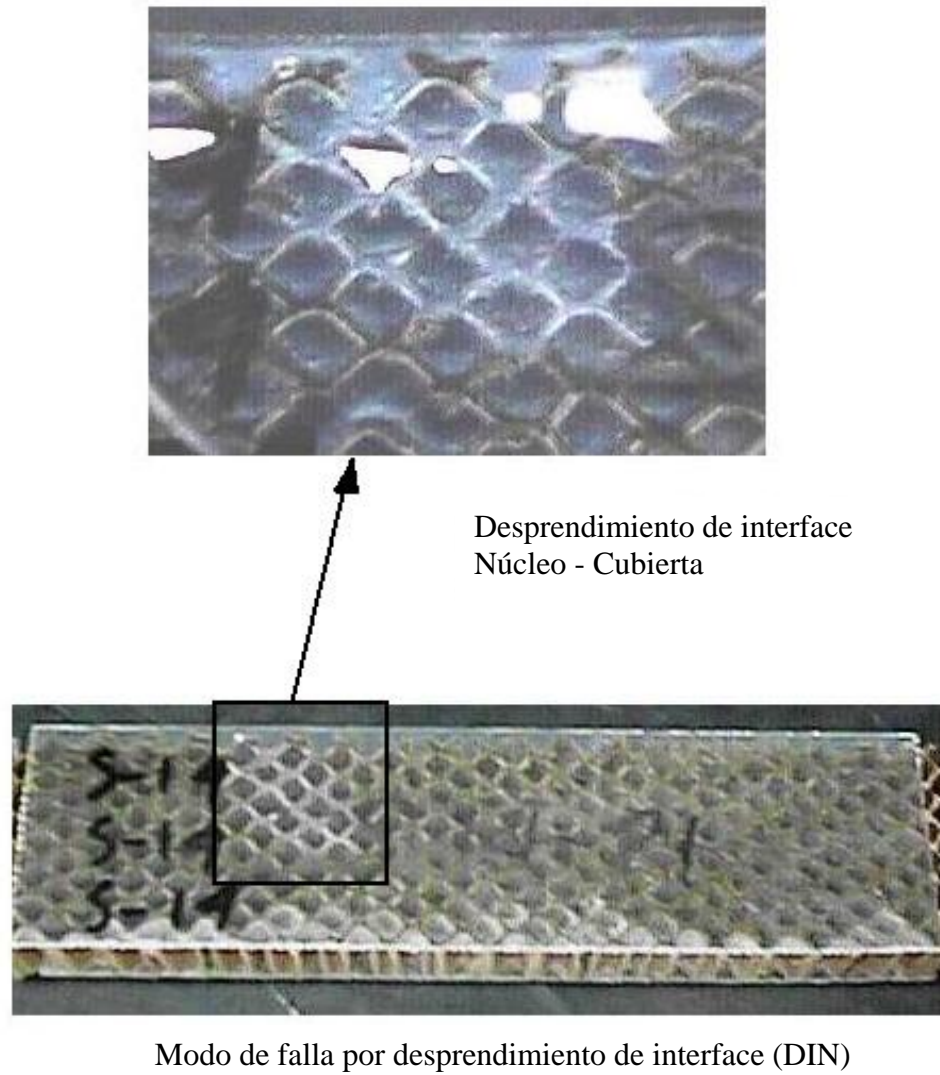
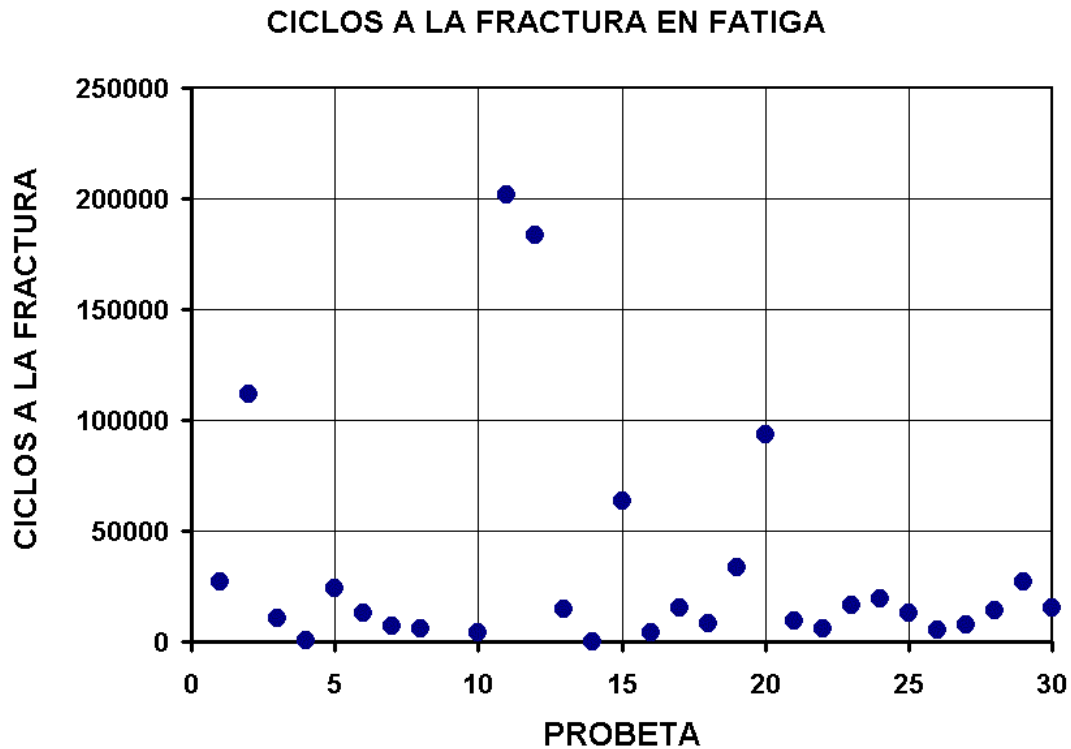


Figura 4-6 Fotografía con detalle de la falla por desprendimiento de interface

En la gráfica 4-27 se puede observar el número de ciclos que soportó cada probeta



Grafica 4-27 Ciclos a la fractura en fatiga

Con los datos obtenidos de los ensayos de fatiga se obtuvo la distribución de probabilidad que mejor se ajusta a los datos, para los valores de fatiga resulto ser la **Distribución Log-logística**. Los parámetros de esta distribución para el ajuste con los datos experimentales son:

$$\gamma = -421.137742$$

$$\beta = 14447.2676$$

$$\alpha = 1.38555696$$

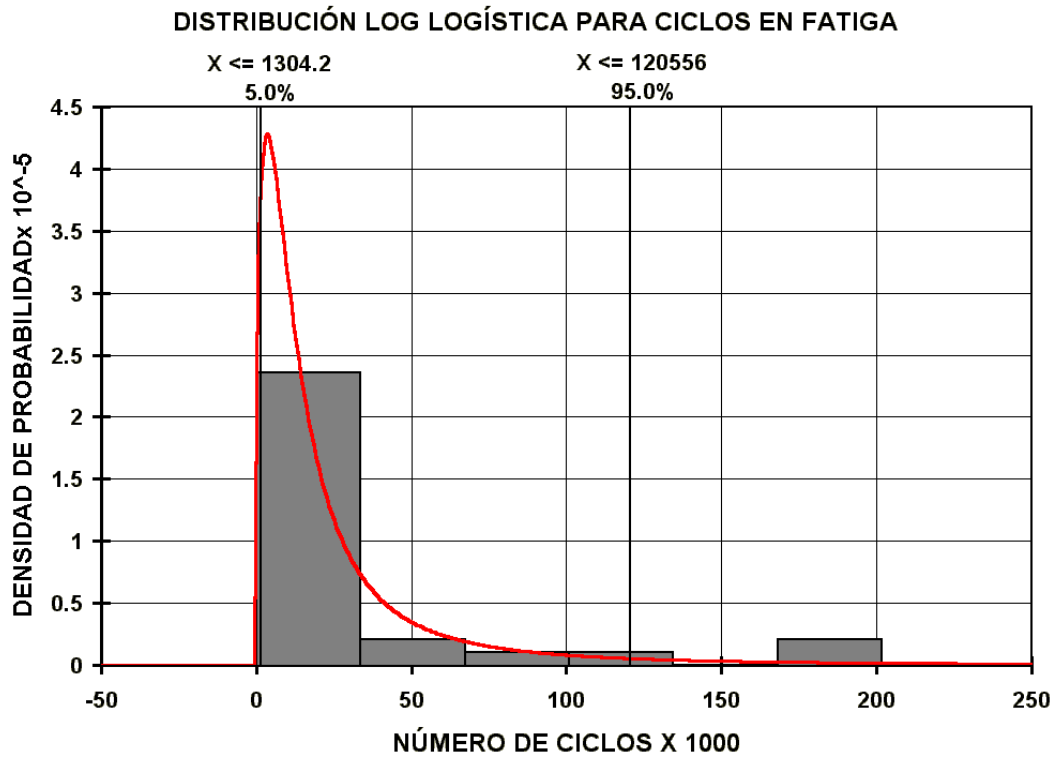
Media 42286 ciclos

Moda 3456.2 ciclos

Mediana 14026 ciclos

Desviación estándar 75897 ciclos

La distribución se muestra en la gráfica 4-28.



Gráfica 4-28 Distribución Log-logística para ciclos en fatiga

Con todo esto podemos decir que los ciclos a la fatiga para las condiciones de carga establecidas es de 42286 ciclos como media, entre 120556 y 1304 ciclos para una confianza de 90%

#### 4.6.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE FATIGA EN SANDWICH

Como se pudo observar en los resultados de fatiga los resultados al parecer son aleatorios como se puede ver en la figura 4-27.

De todas las probetas ensayadas el 65.5% de ellas tuvo una falla por inestabilidad del panel, por desprendimiento de la interface el 27.58% y por modo combinado de ambos 6.89 %. El modo principal fue por inestabilidad del panel, esta falla ocurrió por fatiga del panel de cartón.

Si de los ensayos en flexión el único modo de falla presentado fue por desprendimiento de la interface, podemos establecer que entre más próximo sea el esfuerzo cortante en el núcleo al esfuerzo máximo del sándwich, en el ensayo de flexión, mas próxima será la falla por desprendimiento de la interface, por otro lado entre mas alejado se encuentre en fatiga el esfuerzo del esfuerzo máximo en flexión, el modo de falla mas probable será el de inestabilidad del panel.

Cabe hacer mención de que las cubiertas no presentaron daño alguno, lo que significa que soportan bien las cargas cíclicas. Como se puede observar la limitante en carga cíclica es la fatiga del núcleo, por lo que es importante incrementar los ciclos soportados por este, una manera sería impregnando el núcleo con una resina plástica (como varios núcleos en el mercado), una resina sería inclusive el poliéster. La impregnación del núcleo permitiría una mayor carga crítica, lo que permitiría una tener menor inestabilidad, esto alargaría la vida del sándwich bajo carga cíclica.

Por otro lado, la distribución Log-Logística, que mejor ajustó al comportamiento, presenta una mayor densidad de probabilidad a menores ciclos, como se puede ver en la gráfica 4-28.

## **4.7 RESUMEN DE RESULTADOS**

En las siguientes tablas, se presentan como fin del capítulo, las propiedades obtenidas durante todo el desarrollo de este trabajo, en la tabla 4-16, las propiedades relativas al laminado y en la tabla 4-17 las propiedades relativas al sándwich.

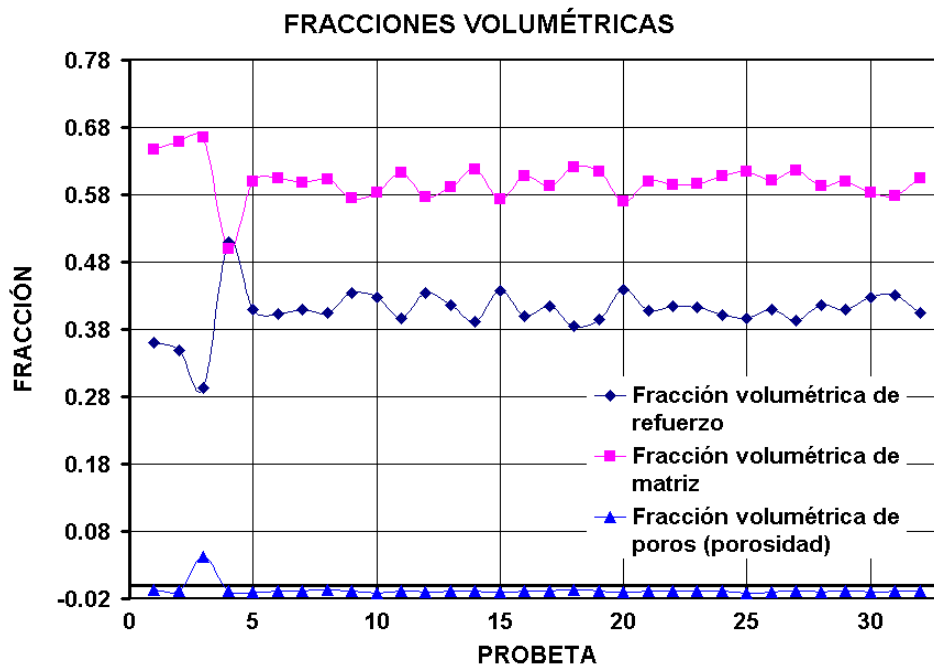
<b>Tabla 5-16 Propiedades de los laminados</b>					
<b>Propiedad</b>	<b>Media</b>	<b>Desviación estándar</b>	<b>Tipo de distribución</b>	<b>Límites del intervalo de confianza al 90%</b>	
Densidad g/cm <sup>3</sup>	1.755911924	0.057139144	<b>Logística</b>	1.6993	1.8217
			<b>Normal</b>	1.6769	1.8374
Fracción refuerzo Volumétrica	0.40539372	0.03645954	<b>Logística</b>	0.3636	0.4539
Fracción matriz Volumétrica	0.60157253	0.0309519	<b>Logística</b>	0.5595	0.6406
Fracción refuerzo Másica	0.585349013	0.034740655	<b>Logística</b>	0.5451	0.6325
Fracción matriz Másica.	0.414650987	0.034740655	<b>Log-Logística</b>	0.3696	0.4567
Módulo de Elasticidad cuerda MPa	14587.74189	1112.833127	<b>Logística</b>	12926.2	16378.1
Módulo de Elasticidad Regresión MPa	14420.28646	1084.213313	<b>Normal</b>	12636.9	16203.7
Esfuerzo Máximo MPa	106.9420872	20.66676434	<b>Beta General</b>	77.502	135.908
Esfuerzo de Transición MPa	60.39153509	5.270681952	<b>Gauss Inversa</b>	52.656	69.859
			<b>Uniforme</b>	51.988	68.635

<b>Tabla 4-17 Propiedades de los sándwiches</b>					
<b>Propiedad</b>	<b>Media</b>	<b>Desviación estándar</b>	<b>Tipo de distribución</b>	<b>Límites del intervalo de confianza al 90%</b>	
Esfuerzo máximo en cubiertas MPa	18.74024712	4.588999389	<b>Logística</b>	11.7480	26.8495
			<b>Triangular</b>	10.4368	24.2916
Esfuerzo cortante máximo en núcleo 1 <sup>er</sup> variante MPa	0.255548824	0.062577264	<b>Logística</b>	0.16020	0.36613
			<b>Triangular</b>	0.14232	0.33125
Esfuerzo cortante máximo en núcleo 2 <sup>da</sup> variante MPa	0.267527675	0.065510574	<b>Logística</b>	0.16772	0.383290
			<b>Triangular</b>	1.48991	0.34463
Ciclos a la falla	32918.4828	51283.2732	<b>Log-logística</b>	1304.2	120556

## CONCLUSIONES

Después de haber analizado los resultados de este trabajo se desprenden, las siguientes conclusiones

Por el lado de la fabricación del material, podemos decir que este sirvió para reafirmar aspectos teóricos, tener un conocimiento más amplio sobre la tecnología de los materiales compuestos. De esto se derivó en desarrollo de tecnología para poder fabricar laminados y materiales sándwich. Se pudo comprender la importancia del desarrollo experimental para evaluar el comportamiento de este tipo de materiales. Por otro lado se puede concluir que el proceso fue estabilizado, esto se puede apreciar mediante la evolución del las fracciones volumétricas, como se presenta en la gráfica 5-1, que a continuación se presenta:



Gráfica 5-1 Fracciones volumétricas de resina, fibra y porosidad

Se logró obtener laminados de fibra de vidrio y resina poliéster, que mediante la caracterización del proceso, se obtuvo, 40% de refuerzo y 60 % de matriz. Además el proceso de corte con disco abrasivo lubricado con agua, es adecuado con el fin de evitar delaminación. De los ensayos para obtener las fracciones se pudo comprobar que el proceso empleado fue adecuado, gracias a que se obtuvieron porosidades menores al 1%, esto hace suponer que el tratamiento de la tela, para mejorar impregnación, fue adecuado.

Por la parte de los ensayos y del comportamiento del material se puede concluir lo siguiente: Se establecieron procedimientos objetivos para medición de fracciones volumétricas y fracciones máscas, tratándose de apegar a normas establecidas. Sobre esta misma línea se empleó un método similar al presentado en norma ASTM D 3039 para los ensayos de tensión, a fin de obtener el esfuerzo máximo, esfuerzo de transición, y módulo de elasticidad. Analizando los resultados de dichos ensayos, correspondientes a las propiedades en diferentes direcciones, se desprende que, el material presenta una pequeña anisotropía, provocada durante el proceso de fabricación, posiblemente al momento de evacuar el aire o la resina excedente.

Por la parte de los ensayos de flexión en el sándwich, se tiene que, se observó que el esfuerzo cortante en la interface, provocó la falla del adhesivo, como se puede ver en la sección 4.5.2, además de que el esfuerzo normal en las cubiertas, fue 5 veces menor al esfuerzo normal, por lo que se puede concluir que el material de las cubiertas está subutilizado y para poder optimizarlo, es necesario ensayar diferentes adhesivos. A pesar de esto y desde el punto de vista de la resistencia, el material sándwich aquí desarrollado, puede soportar el peso de personas, por lo que se cumple el objetivo de este trabajo, como se demuestra en el desarrollo hecho en la sección 4.5.2 y detallado en la tabla 4-13.

Por la parte de los ensayos de fatiga, se establece que: El 65% de las probetas de fatiga, fallaron por inestabilidad del panel, esto fue provocado por la fatiga del cartón, como se pudo observar en la sección 4.6.2. Por otro lado en estos ensayos, la falla fue paulatina, inclusive,

una vez presentada, el sándwich puede soportar el 70% de la carga, lo que es adecuado para las estructuras.

Observaciones tanto en los ensayos de flexión como de fatiga, se desprende que:

Las cubiertas de las probetas de fatiga y flexión no presentaron daño alguno, lo que significa que optimizando el sándwich se puede elevar la resistencia del mismo. También se observó que, tanto en los casos de flexión como en el caso de fatiga, no se presentó deformación permanente evidente, (solo 2mm), por lo que se puede concluir que la rigidez del sándwich es bastante elevada. De lo anterior se puede deducir que el número de ciclos a la falla y la rigidez del sándwich, puede ser aumentados, empleando tamaños de celda más pequeños.

Por el aspecto del análisis probabilístico, se puede concluir que:

El esfuerzo de transición presentó una distribución Uniforme así como también una distribución Inversa de Gauss. El esfuerzo máximo presentó una distribución Beta-General, en contraste con las distribuciones de Weibul, Normal y Log-Normal, que son las sugeridas en diversas referencias [9] [11]. Por otro lado La dispersión de los ciclos a la falla, en los ensayos de fatiga, es bastante alta, presentando una distribución Log-Logística. También se observó que para los casos en los que se esperaban distribuciones de probabilidad Normal, se encontró que la distribución logística se ajustaba mejor a los datos, tales son los casos de las fracciones volumétricas.

Por último y como conclusiones globales y a futuro se tiene que, siendo las propiedades de los materiales compuestos dependientes en gran medida del proceso de fabricación empleado y de que se puede obtener una gama casi infinita de fracciones de matriz y refuerzo, se desprende que para producciones industriales se requiere una nueva caracterización del material producido.

De la realización de este trabajo se generaron nuevas necesidades de investigación. También se adquirió conciencia, sobre la importancia de las propiedades obtenidas sobre una base probabilística para diseño, puesto que las nuevas metodologías de diseño son probabilísticas. La importancia de dichas metodologías, es que optimizan el empleo de materiales, en especial

de los compuestos, los cuales presentan una dispersión estadística mayor que los materiales metálicos. Sobre este mismo tópico y analizando diversas referencias consultadas se desprende que la tendencia mundial se inclina hacia metodologías de análisis y diseño establecidas sobre bases probabilísticas [12]. Además de que dichas metodologías, no solo se aplican para análisis y diseño sino también en estructuras en operación [11].

## RECOMENDACIONES PARA TRABAJO FUTURO

En las referencias [6][9], se habla de un 60% de fibra, para compuestos estructurales de alta resistencia, para incrementar las propiedades mecánicas este compuesto, se necesita una fracción de refuerzo más alta, por lo que es necesario trabajar en la investigación sobre procesos de fabricación de este tipo de compuestos.

Es necesario seguir investigando en los procesos de corte de materiales compuestos dentro de la ESIME, este aspecto es muy importante, puesto que, se abre la posibilidad de una línea de investigación sobre procesos de manufactura de materiales compuestos.

Otro aspecto importante a considerar en futuras investigaciones es el evaluar las propiedades mecánicas con otros métodos, por ejemplo con métodos opto-acústicos, y las fracciones volumétricas evaluarlas por métodos de digestión [44].

Los estudios realizados se desarrollaron sobre una base experimental, pero si en algún momento se quiere llevar a una producción industrial se requiere volver a caracterizar los materiales de esta manera producidos, puesto que las propiedades dependen en principalmente del proceso específicamente empleado. Además para lograr desarrollar de una manera adecuada sería recomendable seguir la metodología **Building-Block** descrita en las referencias [7] [9] [29], que es la metodología que ha tenido los mejores resultados a lo largo de los últimos 30 años. Además de emplear metodologías de diseño probabilísticas [12], que son las que se están empujando para los nuevos desarrollos en materiales compuestos para aplicaciones aeronáuticas y espaciales [45].

Para el material de las cubiertas se trató de que fuera casi isotrópico, a este respecto podría investigarse sobre el empleo de refuerzo de vidrio en fibras largas aleatoriamente distribuidas, que es prácticamente isotrópico y comparar los resultados.

Los laminados se hicieron con matriz de resina poliéster, a fin de ocupar, en la medida de lo posible, materiales nacionales, sin embargo sería conveniente la realización de estos ensayos con matriz de resina epóxica y observar las diferencias.

Otro aspecto no considerado en este trabajo que valdría la pena investigar es la respuesta del compuesto a diferentes temperaturas, y observar la variación. Además de la evolución de las propiedades con respecto al tiempo.

Como se pudo observar el material sándwich falla en fatiga cuando el núcleo falla y las cubiertas no presentan daño alguno, por lo que investigación futura puede ser, el ensayar diversos materiales para el núcleo y analizar su comportamiento en fatiga, de esta manera poder optimizar el comportamiento del sándwich.

Como se puede observar el material de las cubiertas está sub-utilizado, puesto que la falla se presenta en el adhesivo entre las cubiertas y el núcleo, por lo que es conveniente la experimentación con diferentes adhesivos, esto permitiría optimizar el comportamiento del sándwich, bajo carga transversal.

La rigidez del sándwich y el número de ciclos a la falla en fatiga se puede mejorar empleando tamaños de celda más pequeños, puesto que de esta manera se reduciría la inestabilidad.

Habría que ensayar las características de inflamabilidad y de toxicidad de los gases de combustión generados, para de esta manera saber la repercusión en los seres humanos.

## REFERENCIAS

- 1.- Douglas Aircraft Company; *Design Handbook*; 1988; pp.1-79, 11-0 a 11-31, 31-0 a 13-10.
- 2.- P.A. Movilliat, P.P. Sola; *Conception Mécanique et Philosophie de Développement de la Structure Case Ariane 5 Soumise à un Choc d'Origine Pyrotechnique*; Colloque Ariane 5 Structures et Technologies; CNES; Arcachon France, May 1993 ; 485-498.
- 3.- J.L. González Díez; *Materiales Compuestos, Tecnología de los Plásticos Reforzados*; Fondo Editorial de Ingeniería Naval; Madrid 1988; pp. 53-82, 115-150.
- 4.- Jan Stegmann and Erik Lund† *Notes on Structural Analysis of Composite Shell Structures*; Aalborg University, Institute of Mechanical Engineering; Aalborg Denmark 2001; pp.1-33.
- 5.- J.W. Bull; *Numerical Analysis and Modelling of Composite Materials*; Blackie Academic and Professional; Glasgow 1996; 1-59.
- 6.- Daniel Gay; *Matériaux Composites*; Hèrmes; Paris 1997; pp. 17-302.
- 7.- Charles E. Harris, James H. Stanes Jr. And Mark J. Shuart; *An Assessment of the State-of-the-Art in the Design and Manufacturing of Large Composites Structures for Aerospace Vehicles*; NASA Langley Research Center; Hampton Virginia; April 2001; pp. 1-45.

- 8.- Acosta Flores Mario; *Obtención de las propiedades Mecánicas de un Compuesto Laminar*; Tesis para la obtención del grado de Maestro en Ingeniería por la Facultad de Ingeniería e Instituto de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México; México 1998.
- 9.- United States Department of Defense; *Polymer Matrix Composites; Vol. 1 Guidelines for Characterization of Structural Materials*; Washington 1997; pp. 1-1 a 7-42, 8-1 a 8-108.
- 10.- National Aerospace Laboratory NLR; *Advanced Composite Materials & Structures Status Report*; Noordoostpolder; Netherlands 1996; pp. 1-32.
- 11.- M. W. Long and J. D. Narciso; *Probabilistic Design Methodology for Composite Aircraft Structures*; U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research; Washington 1999; pp. 1-1 a 4-19.
- 12.- Harry Millwater, J. Wu, M. Enright, D. Riha, G. Leverant, C. McClung, G. Chell, C. Kuhlman, S. Fitch M. Gorelik D. Herrman G. Muhlbachler D. Lehmann; *A Probabilistically-based Damage Tolerance Analysis Computer Program for Hard Alpha Defects in Titanium Rotors*; 1999 USAF Aircraft Structural Integrity Program Conference, 30 November - 2 December 1999, San Antonio, TX ; pp. 1-32.
- 13.- W. Jefferson Stroud, T. Krishnamurthy, Steven A. Smith; *Probabilistic and Possibilistic Analyses of the Strength of a Bonded Joint*; AIAA 2001-1238; 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference; 16-19 April 2001 Seattle, Wa.; pp.1-12.
- 14.- K. Y. Lin, Jiaji Du, David Rusk; *Structural Design Methodology Based on Concepts of Uncertainty*; NASA Langley Research Center; Hampton 2000; pp. 1-34.

- 15.- Juan R. Cruz; *Optimization of Composites Sandwich Cover panels Subjected to Compressive Loadings*; NASA TP-3173; NASA Langley Research Center, Hampton Virginia; December 1991; pp. 1-9.
- 16.- David W. Sleight and John T. Wong; *Buckling Analysis of Debonded Sandwich Panel under Compression*; NASA Technical Memorandum; Langley Research Center; Hampton Virginia; December 1995; pp. 1-10.
- 17.- Vivek Mukhopadhyay; Paper No. WAC-67; *Structural Concepts Study of Non-Circular Fuselage Configurations*; SAE/AIAA World Aviation Congress October 22-24 1996, Los Angeles, California; pp. 1-13.
- 18.- Marshall Rouse, Damodar R. Ambur, Bernard Dopker; Bharat Sha; *Response of Composite Fuselage Sandwich Side Panels Subjected to Internal Pressure and Axial Tension*; AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC; 35<sup>th</sup> Structures, Structural Dynamics and Materials Conference; April 20-23 1998, Long Beach, California; pp. 1-11.
- 19.- Tod Palm, Mary Mahler; Chandu Sha, Marshall Rouse, Harold Bush, Chauncey Wu, William S. Small; *BMI Sandwich Wing Box Analysis and Test*; AIAA-2000-1342; American Institute of Aeronautics and Astronautics; pp. 1-9.
- 20.- Brian N. Cox, Gerry Flanagan; *Handbook of Analytical Methods for textile Composites*; NASA Langley Research Center; Hampton 1997; 1-1 a 3-14.
- 21.- Larry E. Stanley and Daniel O. Adams; *Development and Evaluation of Stitched Sandwich Panels*; NASA/ CR-2001-211025; NASA Langley Research Center; Hampton Virginia; June 2001; pp. 1-158.
- 22.- Normand E. Dowling; *Mechanical Behavior of Materials; Engineering methods for Deformation, Fracture and Fatigue*; Prentice Hall; Upper Saddle River 1993; pp. 85-93, 123-138.

- 23.- K. Okumura 1,2, and P.G. de Gennes; *Why is nacre strong? Elastic theory and fracture mechanics on biocomposites with stratified structures*; Società Italiana di Fisica, The European Physical Journal E; **4**, pp.121-127 (2001).
- 24.- ASTM Standard D 3878 – 93a; *Standard Terminology of High – Modulus Reinforcing Fibers and Their Composites*; 2p.
- 25.- Dere Hull; *An Introduction to Composite Materials*; Cambridge University Press; Cambridge 1981.
- 26.- Harvey M. Flower; *High Performance Materials in Aerospace*; Edit Chapman and Hall; London 1995; pp. 102-226.
- 27.- Norberto R. López Chávez; *Fibra de Vidrio refuerzo de Plasticos*; Tercera Edición; Vitro Fibras S.A.; México 1999. 157 p.
- 28.- Barry D. Davidson; *A Predictive Methodology for Delamination Growth in Laminated Composites Part I: Theoretical Development and Preliminary Experimental Results*; U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research; Washington 1998; pp. 1-41 a 1-114.
- 29.- United States Department of Defense; *Polymer Matrix Composites; Vol. 3 Materials Usage, Design, and Analysis*; Washington 1997; pp. 1-1 a 4-118.
- 30.- ASTM Standard D 3776 – 85 (Reapproved 1990); *Test Methods for Mass per Unit Area (Weight) of Woven Fabric*; 4p.
- 31.- ASTM Standard C 393 – 62 (Reapproved 1988); *Standard Test Method for Flexural Properties of Flat Sandwich Constructions*; 3p.

- 32.- Stephen W. Tsai, Antonio, Miravete de Marco; *Diseño y Análisis de Materiales Compuestos*; Reverté; Barcelona 1991.
- 33.- United States Department of Defense; *Polymer Matrix Composites; Vol. 2 Polymer Matrix Composite Materials Properties*; Washington 1999; pp. 1-1 a 6-29.
- 34.- ASTM Standard D 2734 – 91; *Standard Test Methods for Void Content of Reinforced Plastics*; 3p.
- 35.- ASTM Standard C 366 – 57 (Reapproved 1988); *Measurement of Thickness of Sandwich Cores*; 3p.
- 36.- ASTM Standard C 271 – 61 (Reapproved 1988); *Standars Test Method for Density of Core Materials for Structural Sandwich Construction*; 1p.
- 37.- ASTM Standard D 3039/D 3039M – 93; *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*; 9p.
- 38.- ASTM Standard D 792 – 91; *Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement*; 4p.
- 39.- ASTM Standard D 3800 – 79 (Reapproved 1990); *Standard Test Method for Density of High – Modulus Fibers*; 5p.
- 40.- ASTM Standard D 2584-68 (Reapproved 1985); *Standard Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins*; 2 p.
- 41.- Richard A. Johnson; *Miller and Freund's Probability and Statistics for Engineers*; Fifth edition; Prentice–Hall; New Jersey 1994; pp. 5-43, 137-194.

- 42.- Gabriel Velasco Sotomayor, Piotr Marian Wisniewski; *Probabilidad y Estadística para Ingeniería y Ciencias*; International Thomson Editores; México 2001
- 43.- Zafer Gürdal, Raphael T. Haftka, Prabhat Hajela; *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*; John Wiley & Sons; New York 1998; pp. 1-24, 61-88.
- 44.- ASTM Standard D 3171-76; *Standard Test Method for Fiber Content; of Resin – Matrix Composites by Matrix Digestion*; 3 p.
- 45.- John A. Dec and Robert A. Mitcheltree; *Probabilistic Design of Mars Sample Return to Earth Entry Vehicle Thermal Protection System*; 40<sup>th</sup> Aerospace Science Meeting & Exhibit; AIAA 14-17 January 2002, Reno Nevada; pp. 1-7.

## ANEXO 1

Se fabricaron una serie de 50 laminados, estos laminados fueron empleados para la elaboración de las probetas de tensión, módulo de elasticidad y para construir las estructuras sándwich a estos laminados se les designó por una letra L seguida de un guión y un número consecutivo, de esta manera se genero un código como el que se muestra a continuación:

L-XX

En donde:

L Significa Laminado

XX Número consecutivo para cada laminado.

El listado de todos los laminados hechos se presenta a continuación, en la tabla AN1-1, junto con su fecha de fabricación y el destino de cada uno:

<b>Tabla AN1-1 laminados fabricados para hacer probetas</b>		
<b>Número</b>	<b>Fecha de fabricación</b>	<b>Utilización</b>
1	02-Jul	probetas tensión
2	03-Jul	probetas tensión
3	05-Jul	probetas tensión
4	05-Jul	probetas tensión
5	06-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
6	06-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
7	07-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
8	08-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
9	08-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
10	09-Ago	probetas módulo de elasticidad y/o % de porosidad
11	27-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
12	27-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
13	27-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
14	27-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
15	27-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
16	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad

<b>Tabla AN1-1 laminados fabricados para hacer probetas(continuación)</b>		
<b>Número</b>	<b>Fecha de fabricación</b>	<b>Utilización</b>
17	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
18	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
19	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
20	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
21	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
22	28-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
23	29-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
24	29-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
25	29-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
26	29-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
27	29-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
28	31-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
29	31-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
30	31-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
31	31-Ago	probetas sándwich y % de porosidad
32	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
33	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
34	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
35	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
36	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
37	01-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
38	07-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
39	07-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
40	08-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
41	11-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
42	11-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
43	11-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
44	11-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
45	11-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
46	17-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
47	17-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
48	17-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
49	17-Sep	probetas sándwich y % de porosidad
50	17-Sep	probetas sándwich y % de porosidad

Las probetas para los ensayos de tensión se obtuvieron de los laminados 1, 2, 3, 4 y su designación se estableció mediante una P seguido de un quebrado teniendo como numerador

un número consecutivo y en el denominador el número del laminado de donde se obtuvo, como se muestra a continuación:

P-X/Y

En donde:

P Significa probeta.

X Es el número consecutivo de la probeta perteneciente al laminado Y.

Y Es el número de laminado de donde se obtuvo la probeta.

Las probetas se presentan en la tabla AN1-2:

<b>Tabla AN1-2 Distribución de probetas por laminado parte 1</b>					
<b>laminado de origen</b>	<b>probeta No</b>	<b>designación</b>	<b>laminado de origen</b>	<b>probeta No</b>	<b>designación</b>
L-1	1	P-1/1	L-2	10	P-1/2
	2	P-2/1		11	P-2/2
	3	P-3/1		12	P-3/2
	4	P-4/1		13	P-4/2
	5	P-5/1		14	P-6/2
	6	P-6/1		15	P-8/2
	7	P-7/1			
	8	P-8/1			
	9	P-9/1			
L-3	16	P-1/3	L-4	23	P-1/4
	17	P-2/3		24	P-2/4
	18	P-3/3		25	P-3/4
	19	P-4/3		26	P-4/4
	20	P-5/3		27	P-5/4
	21	P-6/3		28	P-6/4
	22	P-9/3		29	P-7/4
			30	P-9/4	

Los laminados empleados para los ensayos de módulo de elasticidad tuvieron la misma clasificación, estas probetas se presentan en la tabla AN1-3.

<b>Laminado de origen</b>	<b>Número de probeta</b>	<b>Designación</b>	<b>Laminado de origen</b>	<b>Número de probeta</b>	<b>Designación</b>
L-7	1	P-1/7	L-8	17	P-1/8
	2	P-2/7		18	P-2/8
	3	P-3/7		19	P-3/8
	4	P-4/7		20	P-4/8
	5	P-5/7		21	P-5/8
	6	P-6/7		22	P-6/8
	7	P-7/7		23	P-7/8
	8	P-8/7		24	P-8/8
	9	P-9/7		25	P-9/8
	10	P-10/7		26	P-10/8
	11	P-11/7		27	P-11/8
	12	P-12/7		28	P-12/8
	13	P-13/7		29	P-13/8
	14	P-14/7		30	P-14/8
	15	P-15/7		31	P-15/8
	16	P-16/7			

Las probetas para ensayo de direcciones se tomaron del laminado 6, y su clasificación fue la misma, como se muestra en la tabla AN1-4

<b>Laminado de origen</b>	<b>Número de probeta</b>	<b>Designación (orientación del corte en grados)</b>
6	1	P-1/6(0°)
	2	P-2/6(30°)
	3	P-3/6 (45°)
	4	P-4/6 (60°)
	5	P-5/6 (90°)

Para los ensayos de fracciones volumétricas y densidad se tomaron probetas de los laminados del 11 al 50 y conservaron la designación del laminado (L-XX).

Se compraron láminas de panal de abeja (honeycomb) de cartón, de los cuales se fabricaron los núcleos para los sándwiches. Con dichos núcleos y los laminados se fabricaron los sándwiches, estos sándwiches se designaron por una S un guión seguido de un número consecutivo, esta clasificación se muestra a continuación:

S-ZZ

En donde:

S Significa sándwich

ZZ Es el número consecutivo de sándwich

Como esta clasificación no proporciona información de la constitución del sándwich, es decir, no dice cuales son los laminados de los que está constituido, es necesario generar un registro que contenga dicha información, para lo cual, la composición de cada sándwich se establece en la tabla AN1-5:

<b>Tabla AN1-5 Distribución de laminados por sándwich</b>					
<b>sándwich</b>	<b>cubierta1</b>	<b>cubierta 2</b>	<b>Sándwich</b>	<b>cubierta1</b>	<b>cubierta 2</b>
S-1	L-11	L-50	S-11	L-21	L-40
S-2	L-12	L-49	S-12	L-22	L-39
S-3	L-13	L-48	S-13	L-23	L-38
S-4	L-14	L-47	S-14	L-24	L-37
S-5	L-15	L-46	S-15	L-25	L-36
S-6	L-16	L-45	S-16	L-26	L-35
S-7	L-17	L-44	S-17	L-27	L-34
S-8	L-18	L-43	S-18	L-28	L-33
S-9	L-19	L-42	S-19	L-29	L-32
S-10	L-20	L-41	S-20	L-30	L-31

Por ejemplo el sándwich S-5, está constituido por los laminados L15 y L-46. De esta manera se puede tener una rastreabilidad y poder, en futuras investigaciones más detalladas, ver los efectos del tiempo, de las características de porosidad, etc.

De cada sándwich se extrajeron tres probetas para flexión o fatiga, dichas probetas también tienen una clasificación, que se presenta con una S seguida de un guión y un número consecutivo, esta es la clasificación del sándwich del que fueron obtenidas, a este código se le agrega una P y un número consecutivo, esto se describe a continuación:

S-ZZPX

S-ZZ es el código de identificación del sándwich de procedencia

P Significa probeta

X Número consecutivo de probeta obtenida del sándwich S-ZZ

Las probetas para flexión se muestran en la tabla AN1-6

<b>Tabla AN1-6 Probetas para flexión</b>					
<b>Tipo de ensayo</b>	<b>Sándwich de origen</b>	<b>Designación Probeta</b>	<b>Tipo de ensayo</b>	<b>Sándwich de origen</b>	<b>Designación Probeta</b>
Flexión	S-1	S-1P1	Flexión	S-6	S-6P1
		S-1P2			S-6P2
		S-1P3			S-6P3
	S-2	S-2P1		S-7	S-7P1
		S-2P2			S-7P2
		S-2P3			S-7P3
	S-3	S-3P1		S-8	S-8P1
		S-3P2			S-8P2
		S-3P3			S-8P3
	S-4	S-4P1		S-9	S-9P1
		S-4P2			S-9P2
		S-4P3			S-9P3
	S-5	S-5P1		S-10	S-10P1
		S-5P2			S-10P2
		S-5P3			S-10P3

Para los ensayos de fatiga las probetas se muestran en la tabla AN1-7

<b>Tabla AN1-7 Probetas para fatiga</b>					
<b>Tipo de ensayo</b>	<b>sándwich de origen</b>	<b>Designación Probeta</b>	<b>Tipo de ensayo</b>	<b>sándwich de origen</b>	<b>Designación Probeta</b>
Fatiga	S-11	S-11-P1	Fatiga	S-16	S-16-P1
		S-11-P2			S-16-P2
		S-11-P3			S-16-P3
	S-12	S-12-P1		S-17	S-17-P1
		S-12-P2			S-17-P2
		S-12P-3			S-17-P3
	S-13	S-13-P1		S-18	S-18-P1
		S-13-P2			S-18-P2
		S-13-P3			S-18-P3
	S-14	S-14-P1		S-19	S-19-P1
		S-14-P2			S-19-P2
		S-14-P3			S-19-P3
	S-15	S-15-P1		S-20	S-20-P1
		S-15-P2			S-20-P2
		S-15-P3			S-20-P3

## **ANEXO 2**

En este anexo se presentan los diagramas más representativos de los ensayos realizados.

En primer lugar se presentan los ensayos de tensión, enseguida los ensayos de tensión en diferentes direcciones y por último los ensayos de flexión.

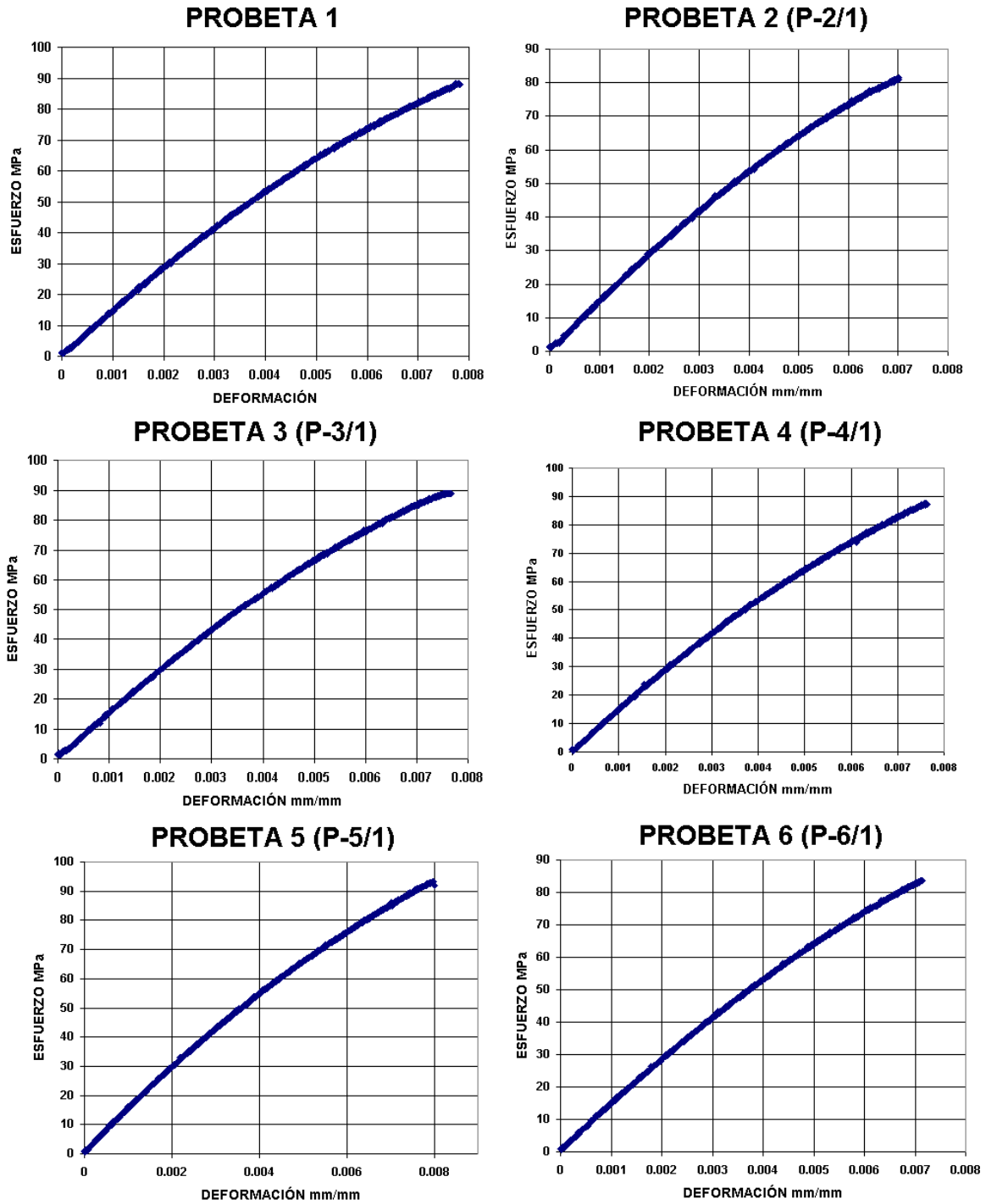


Figura AN2-1 Diagramas de los ensayos de tensión probetas 1-6 de los laminados

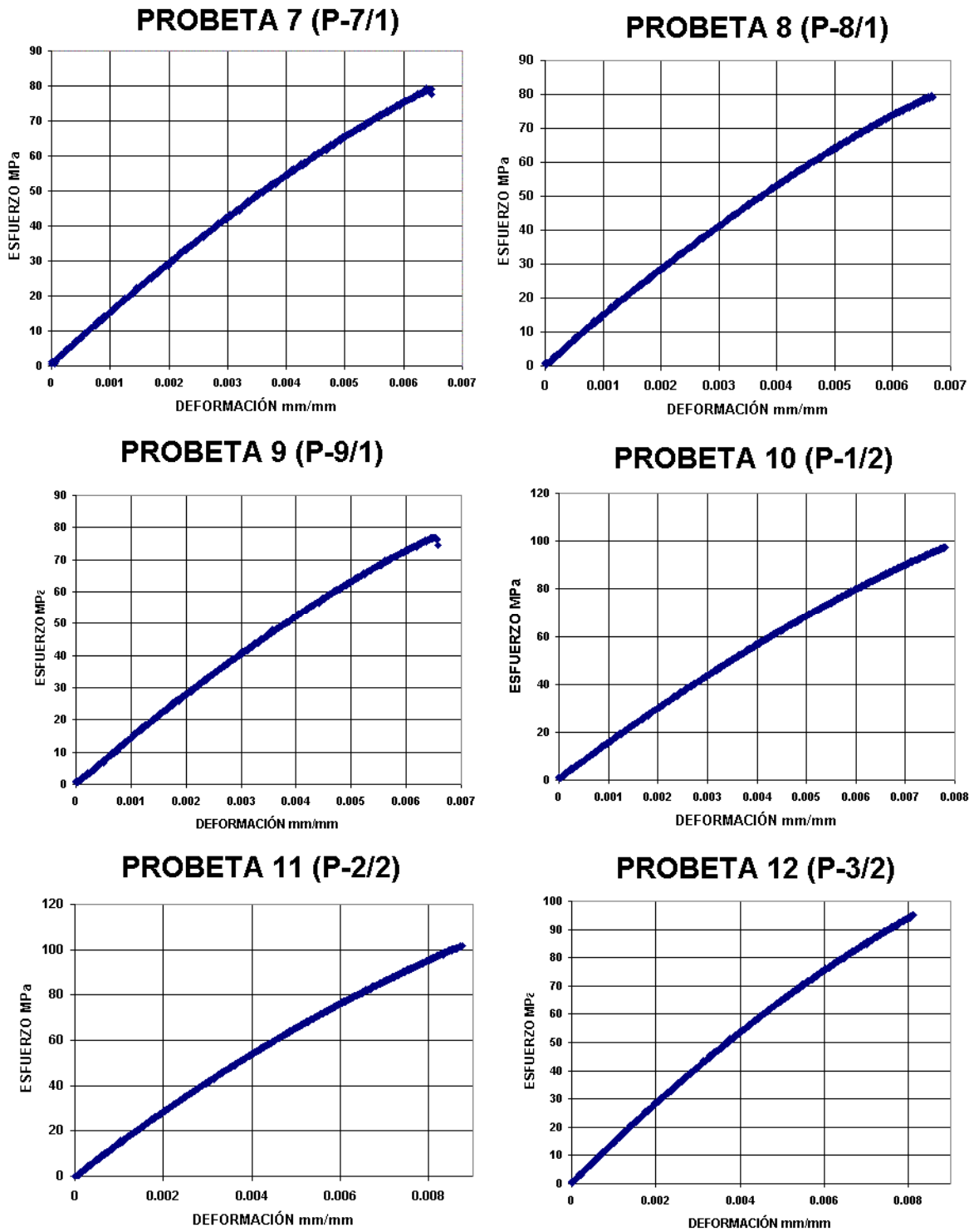


Figura AN2-2 Diagramas de los ensayos de tensión probetas 7-12 de los laminados

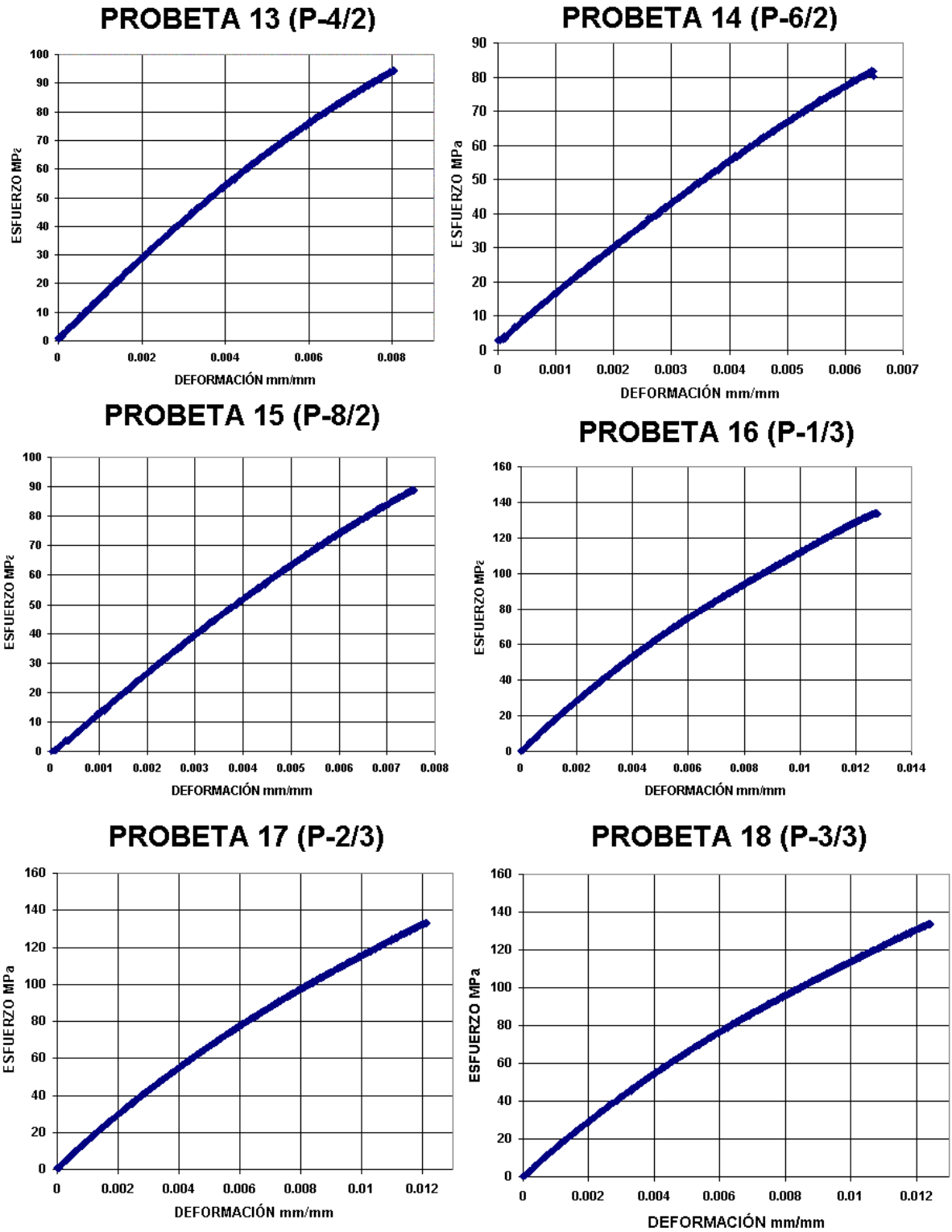


Figura AN2-3 Diagramas de los ensayos de tensión probetas 13-18 de los laminados

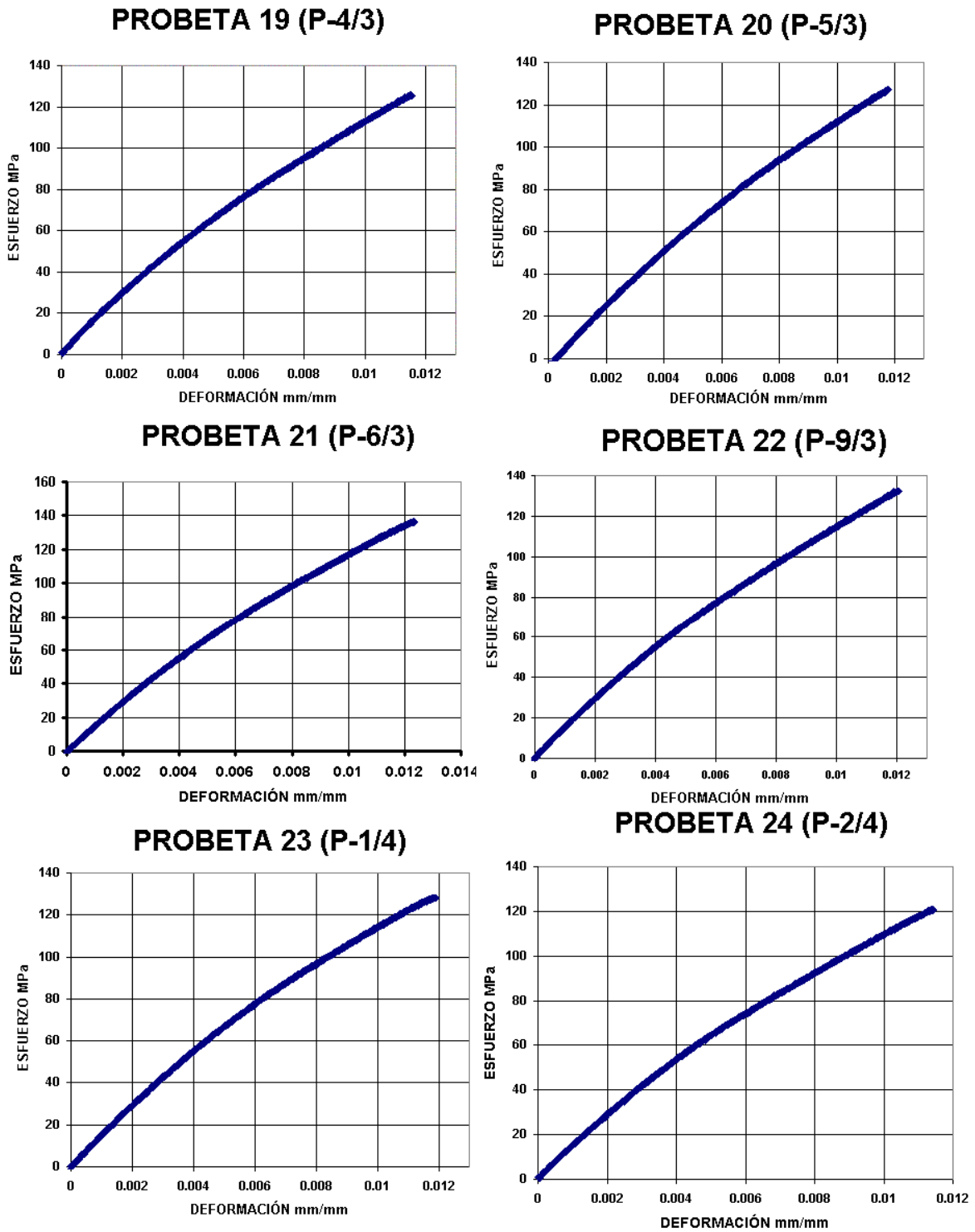


Figura AN2-4 Diagramas de los ensayos de tensión probetas 19-24 de los laminados

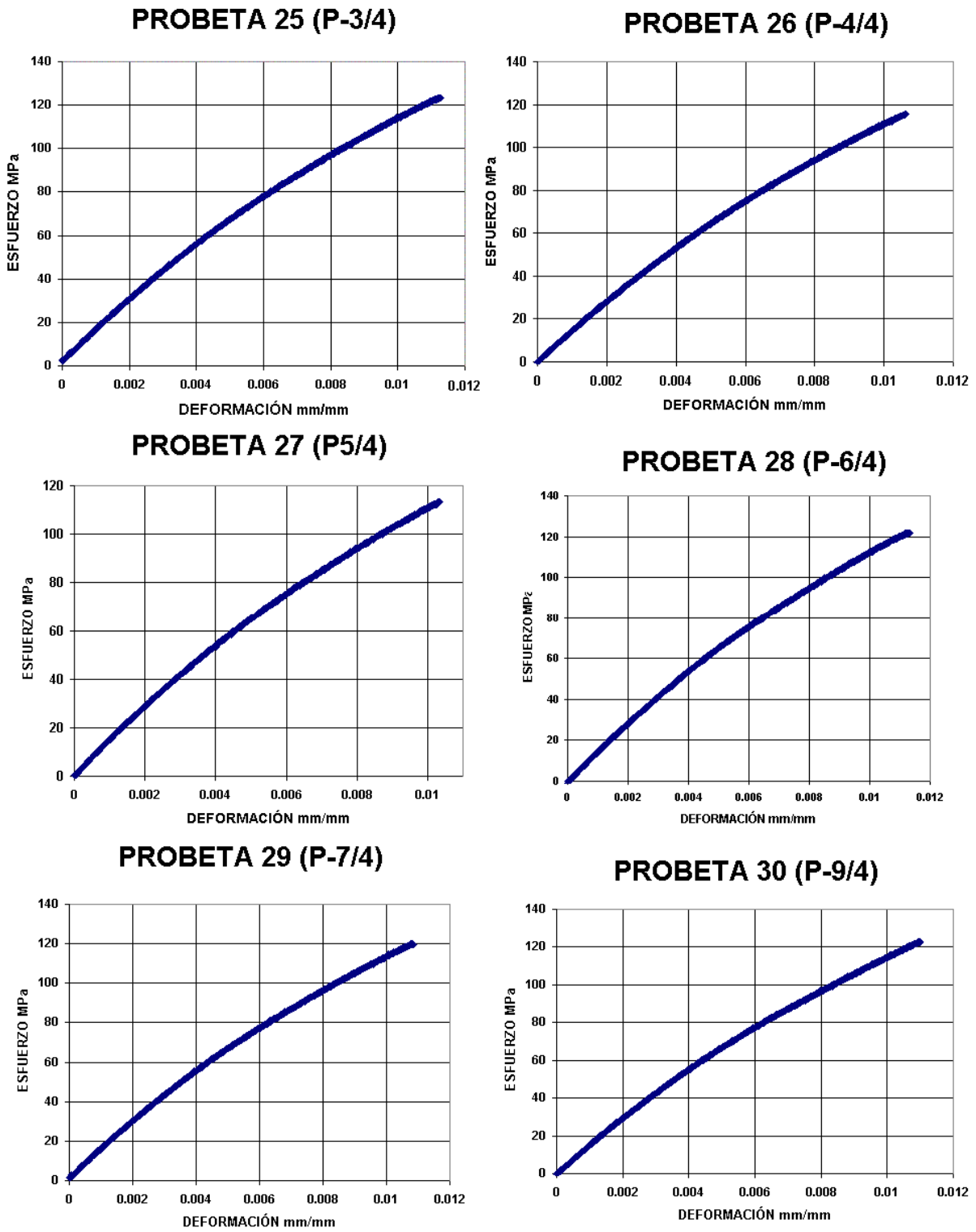


Figura AN2-5 Diagramas de los ensayos de tensión probetas 25-30 de los laminados

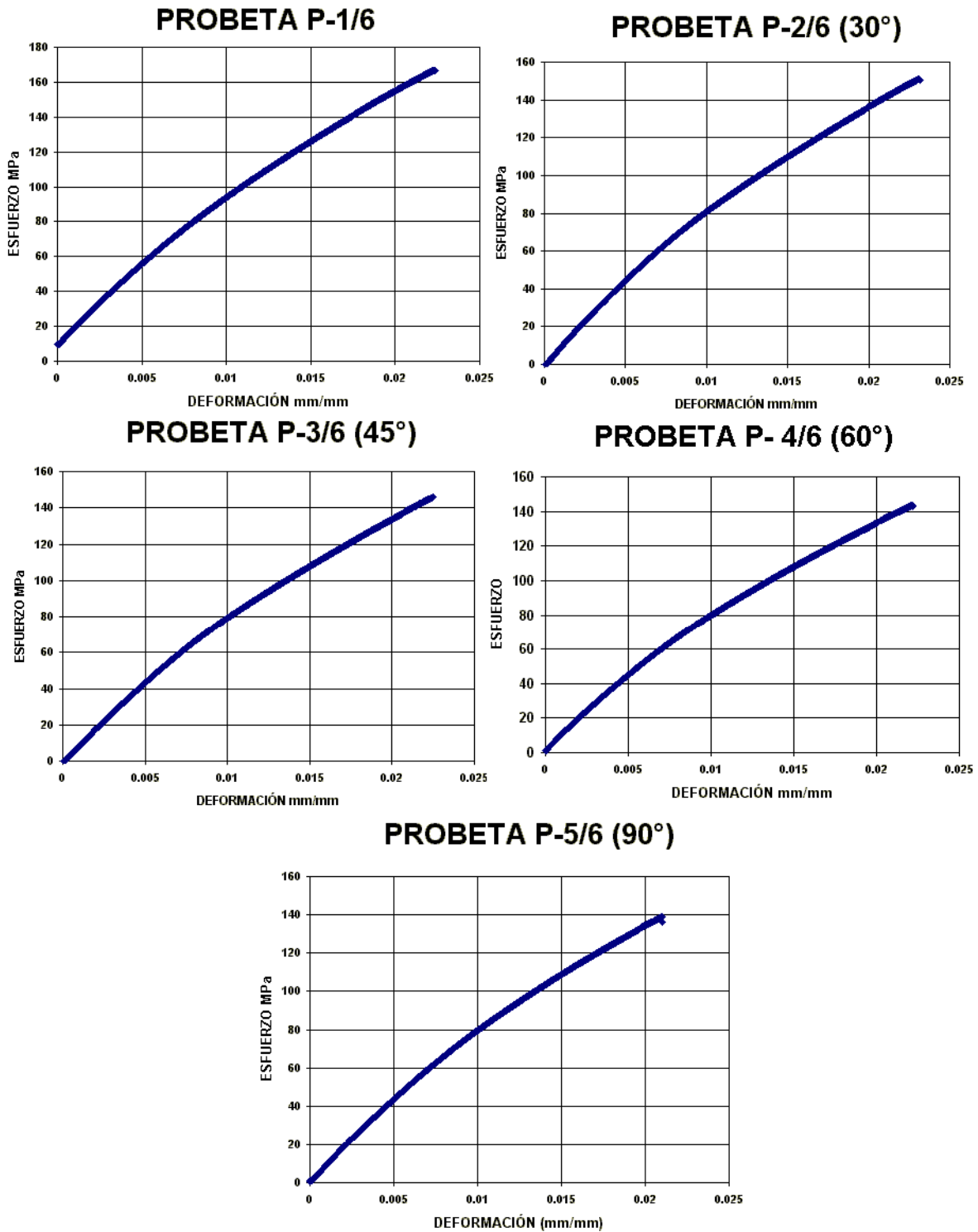


Figura AN2-6 Gráficas de los ensayos de tensión en diferentes direcciones de los laminados

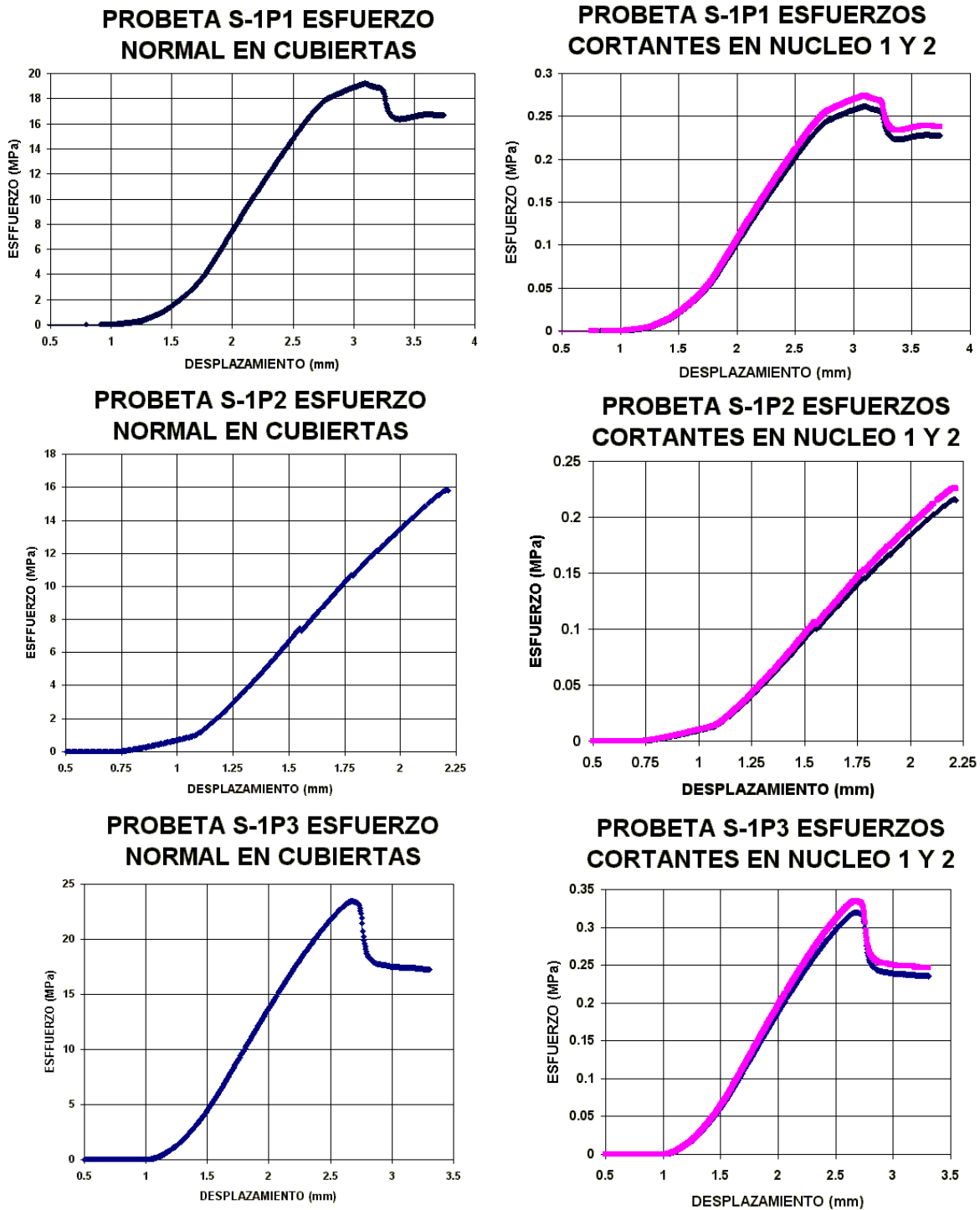


Figura AN2-7 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-1P1, S-1P2 y S-1P3 de los sándwiches

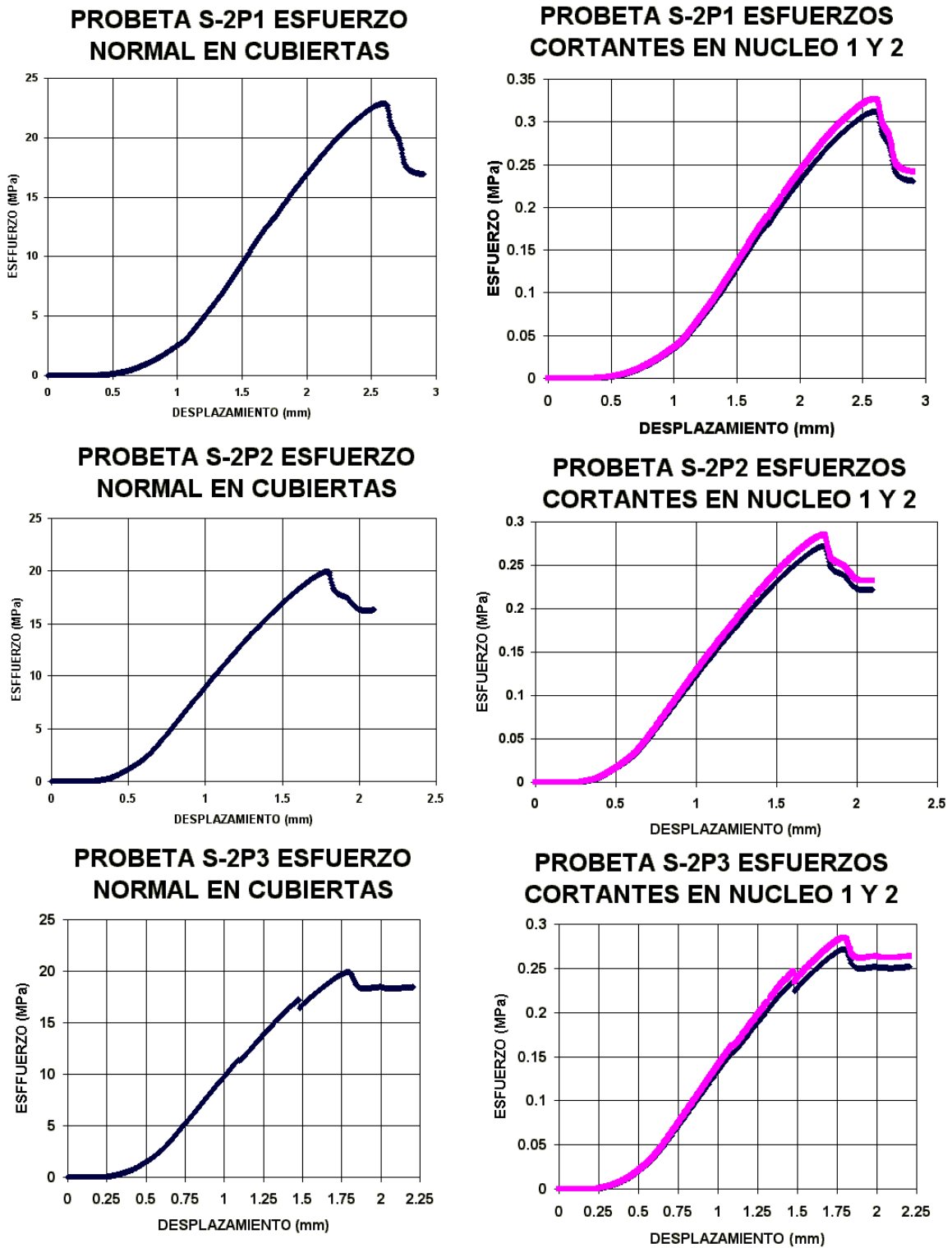


Figura AN2-8 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-2P1, S-2P2 y S-2P3 de los sándwiches

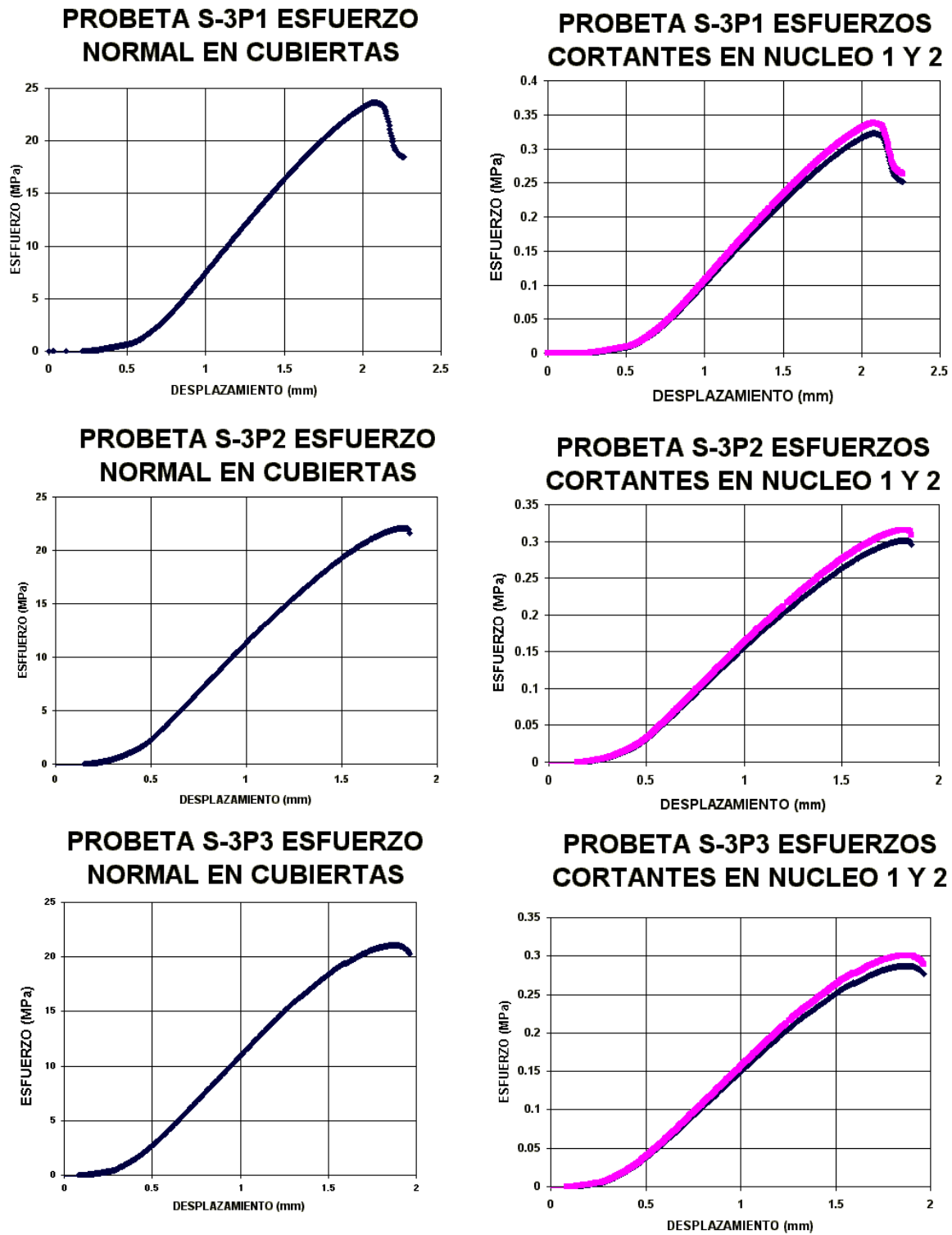


Figura AN2-9 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-3P1, S-3P2 y S-3P3 de los sándwiches

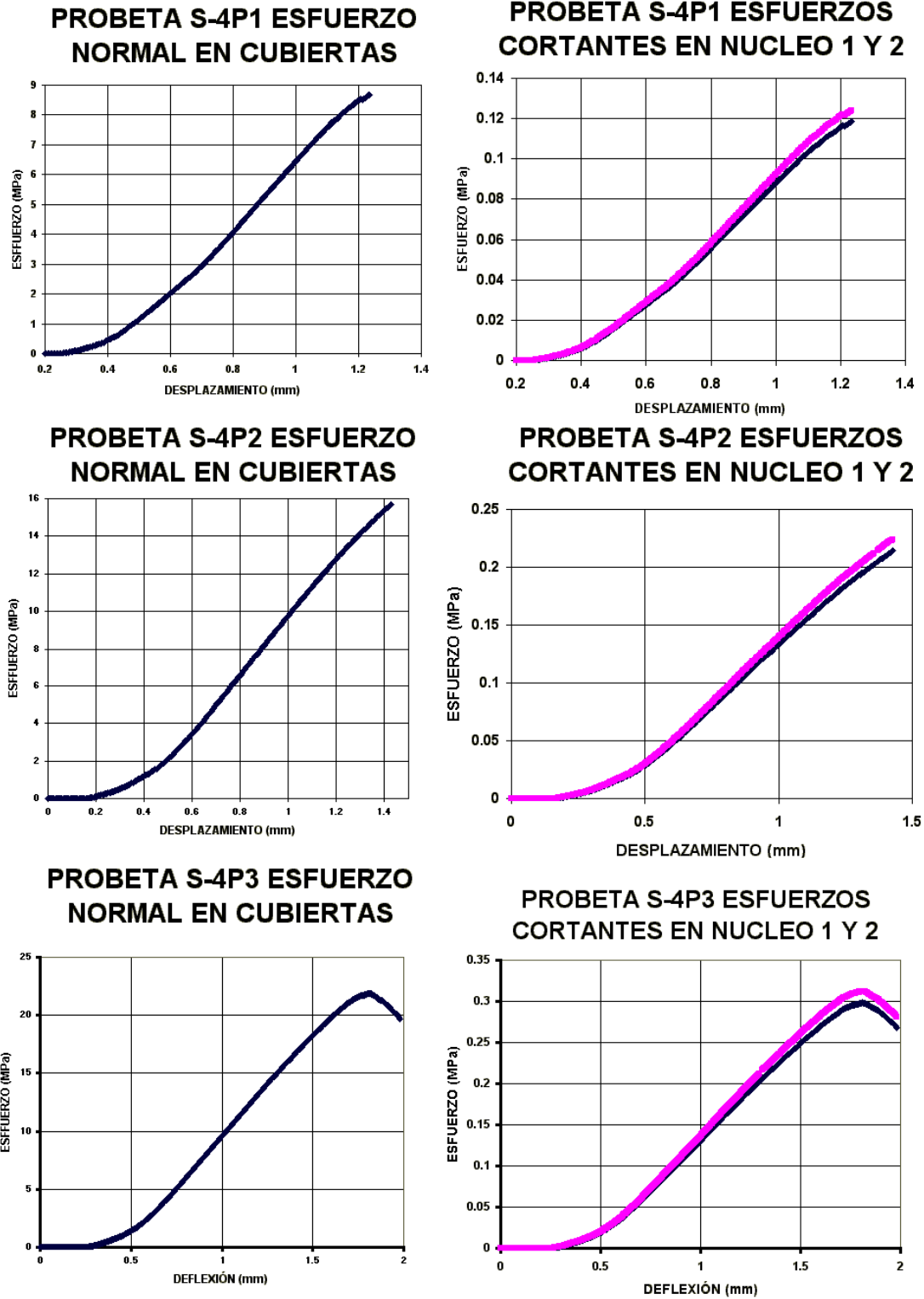


Figura AN2-10 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-4P1, S-4P2 y S-4P3 de los sándwiches

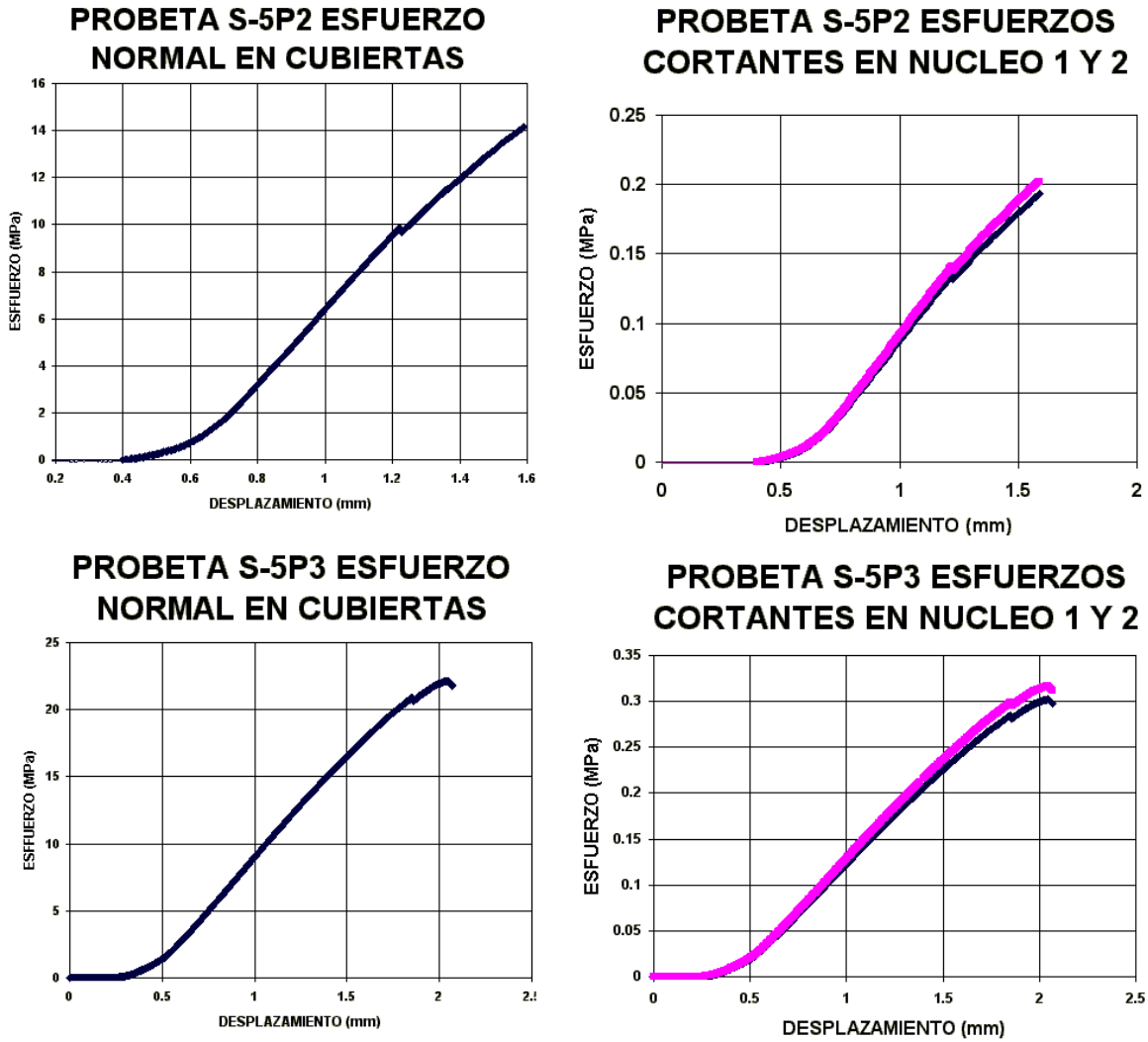


Figura AN2-11 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-5P1, S-5P2 y S-5P3 de los sándwiches

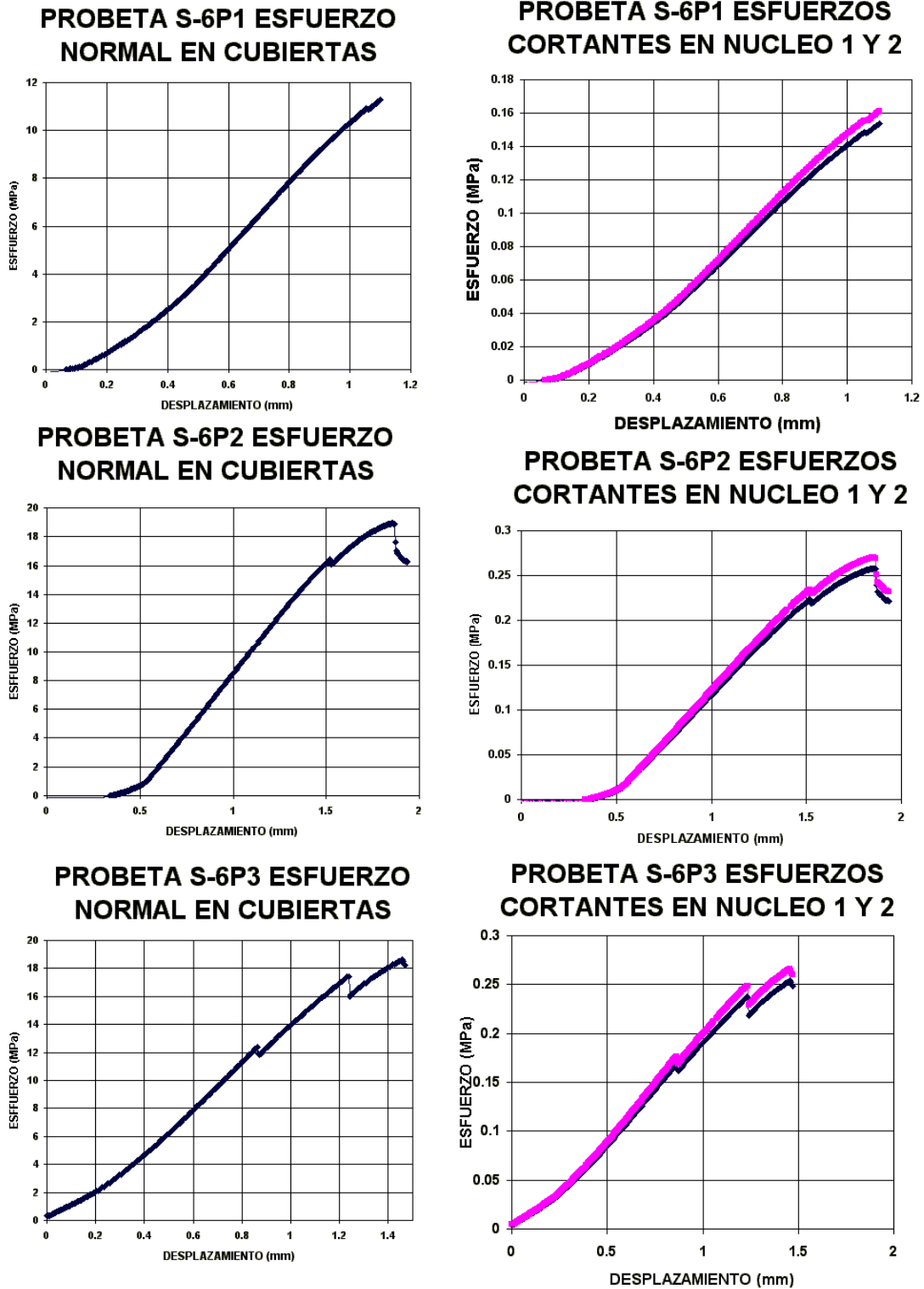


Figura AN2-12 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-6P1, S-6P2 y S-6P3 de los sándwiches

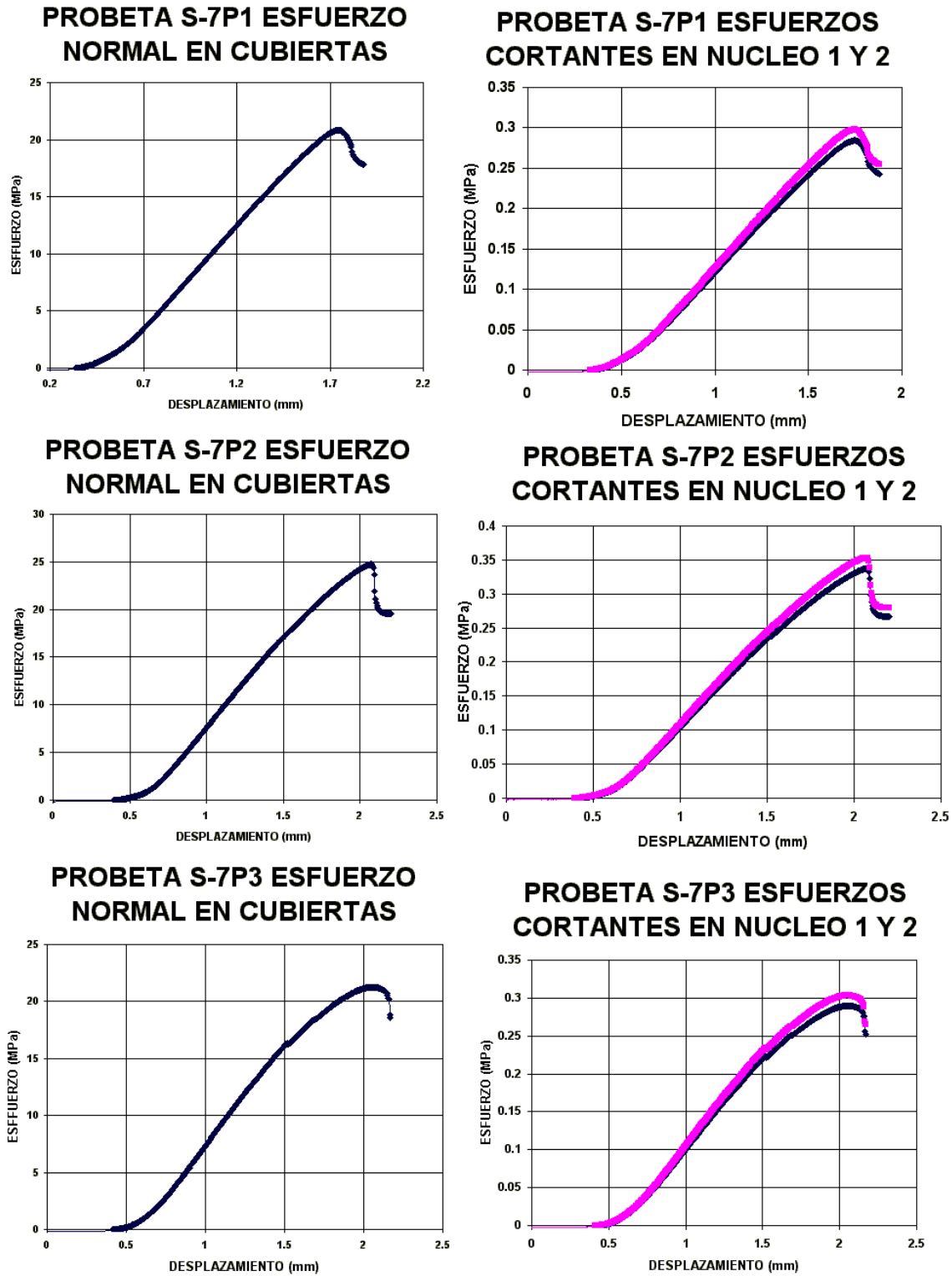


Figura AN2-13 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-7P1, S-7P2 y S-7P3 de los sándwiches

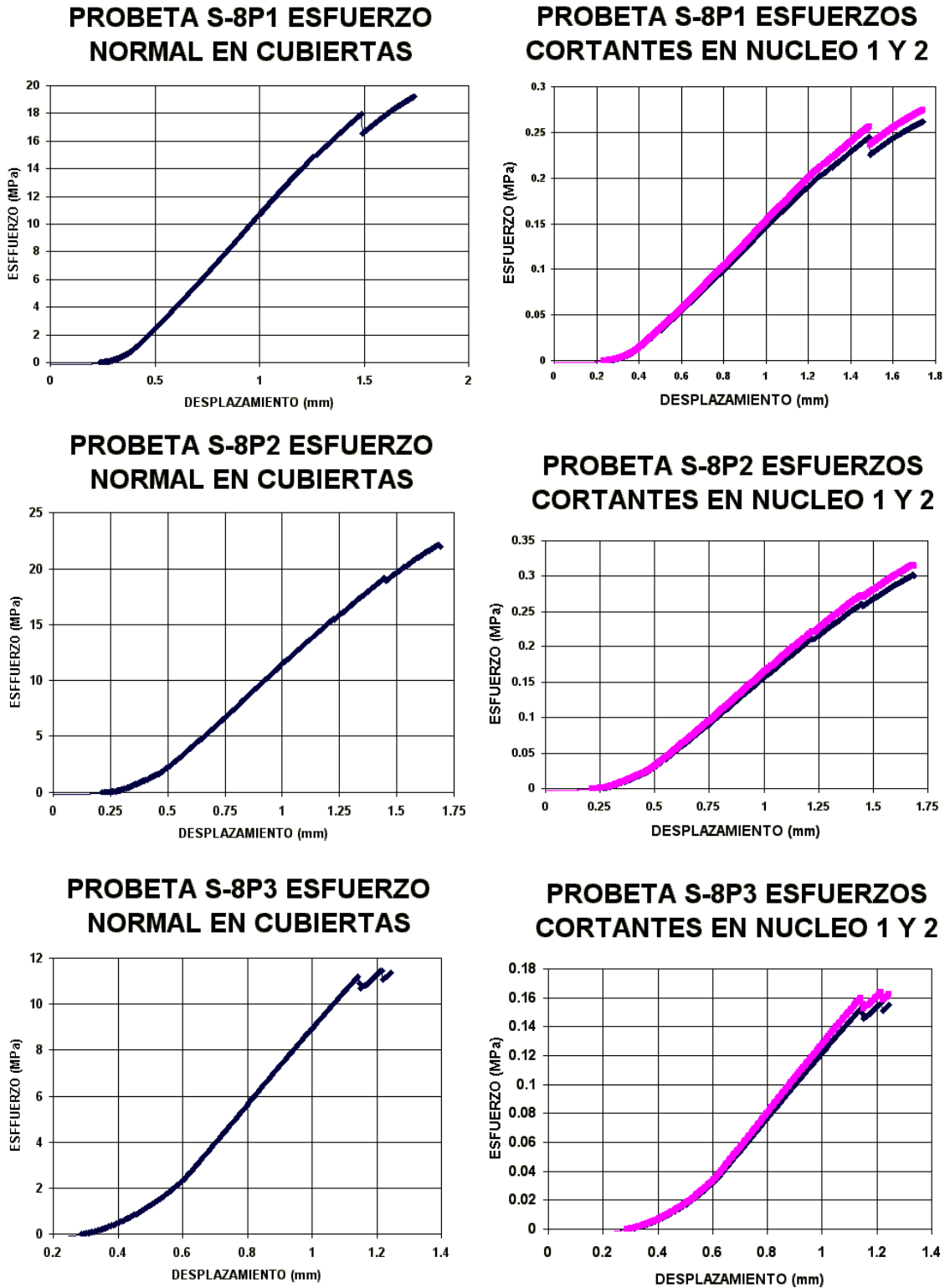


Figura AN2-14 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-8P1, S-8P2 y S-8P3 de los sándwiches

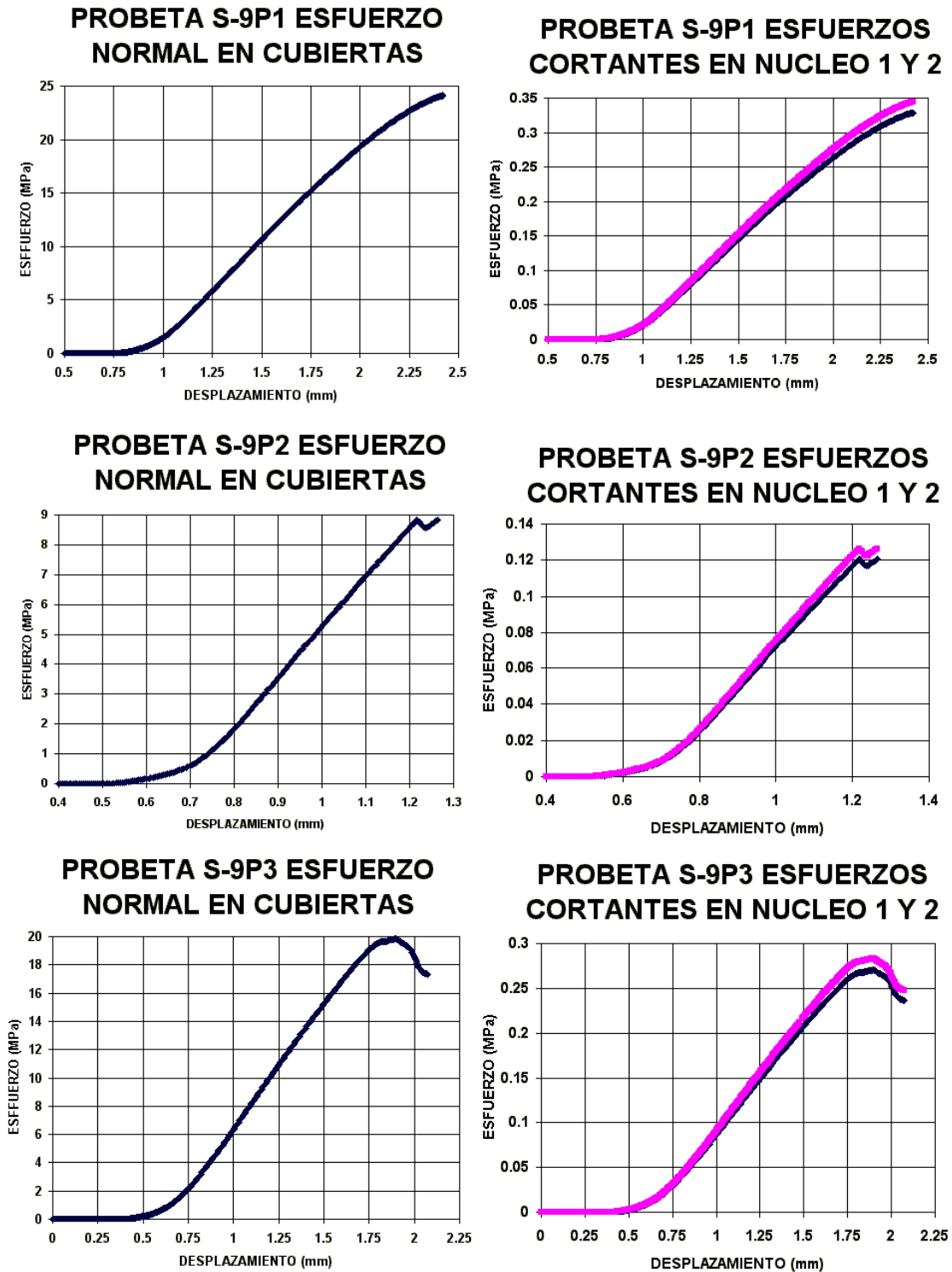


Figura AN2-15 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-9P1, S-9P2 y S-9P3 de los sándwiches

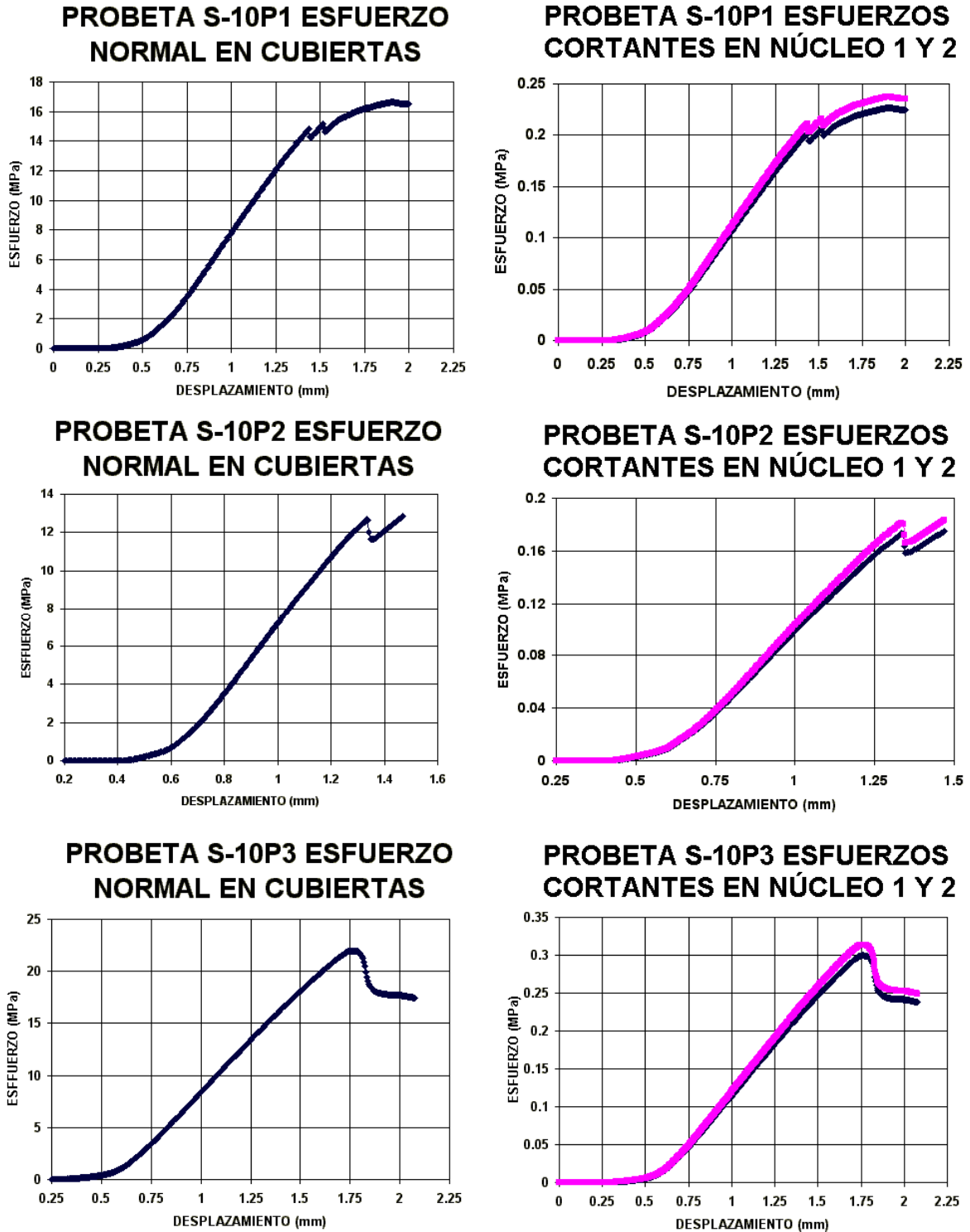


Figura AN2-16 Diagramas de esfuerzo normal y esfuerzo cortante obtenidas en los ensayos de flexión para las probetas S-10P1, S-10P2 y S-10P3 de los sándwiches