



**RESISTENCIA POST-IMPACTO EN PLACAS LAMINADAS
DE MATERIAL COMPUESTO DE FIBRA DE VIDRIO Y MATRIZ EPOXI**

Autores:

Gerardo Carlo Rodríguez Bonfante

Daniel Enrique Yabrudy Mercado

Programa de Ingeniería Mecatrónica

UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR
Facultad de ingeniería - Programa de Ingeniería Mecatrónica
Cartagena D.T y C.
2012

**RESISTENCIA POST-IMPACTO EN PLACAS LAMINADAS
DE MATERIAL COMPUESTO DE FIBRA DE VIDRIO Y MATRIZ EPOXI**

Autores:

**Gerardo Carlo Rodríguez Bonfante
Daniel Enrique Yabrudy Mercado**

Programa de Ingeniería Mecatrónica.

Director:

**Jairo F. Useche, M.Sc., Ph.D.
Profesor Asociado Facultad de Ingeniería
Universidad Tecnológica de Bolívar**

Trabajo presentado al comité curricular del programa de ingeniería Mecatrónica como requisito parcial para optar el título de Ingeniero Mecatrónico.

**UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLIVAR
Facultad de ingeniería - Programa de Ingeniería Mecatrónica
Cartagena D.T y C.
2012**

Cartagena de indias D.T y C. 16 de Noviembre de 2012

Señores

COMITÉ CURRICULAR
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR
Facultad de Ingenierías
Cartagena

Estimados Señores

Presento para su consideración el trabajo de grado “**Resistencia post-impacto en placas laminadas de material compuesto de fibra de vidrio y matriz epoxi**” como requisito para optar por el título de Ingeniero Mecatrónico.

Cordialmente,

Gerardo Carlo Rodríguez Bonfante.
C.C. 1.143.355.700 de Cartagena

Cartagena de indias D.T y C. 16 de Noviembre de 2012

Señores

COMITÉ CURRICULAR
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR
Facultad de Ingenierías
Cartagena

Estimados Señores

Presento para su consideración el trabajo de grado **“Resistencia post-impacto en placas laminadas de material compuesto de fibra de vidrio y matriz epoxi”** como requisito para optar por el título de Ingeniero Mecatrónico.

Cordialmente,

Daniel Enrique Yabrudy Mercado
C.C. 1.143.351.862 de Cartagena

Nota de aceptación

Firma de presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Cartagena de indias D.T y C 16 de Noviembre de 2012

RESUMEN

En las últimas décadas se ha venido trabajado con los materiales compuestos, ya que estos permiten alcanzar mayores y mejores características que las de sus componentes individuales, pero no existe un profundo y amplio conocimiento acerca de ellos. Además a nivel mundial se ha pretendido crear una teoría unificada acerca de ellos, tal como la teoría de Von Mises para los metales, pero tristemente esto no ha sido posible. Debido a lo anterior, este trabajo pretende hacer una caracterización de la resistencia mecánica de los materiales compuestos, específicamente de placas laminadas de fibra de vidrio y matriz epoxi. Verificar si luego de ser sometidas a impactos de baja velocidad, los cuales se pueden presentar al momento de la fabricación, existe una variación en dicha resistencia, y si la hay cuanto es su valor antes y después del impacto. Lo anterior se realizara experimentalmente.

DEDICATORIA



TABLA DE CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS	10
LISTA DE TABLAS	13
1.0 INTRODUCCION	14
1.1 OBJETIVOS	19
1.2 DESCRIPCION DEL PROBLEMA	19
1.3 FORMULACION DEL PROBLEMA	20
1.4 HIPOTESIS DE TRABAJO	21
1.5 JUSTIFICACION	21
1.6 METODOLOGIA	22
1.7 REVISION DEL ESTADO DEL ARTE	22
2.0 MARCO TEORICO	24
2.1 Dinámica de Placas.	24
2.2 Teoría de placa laminada con efecto cortante (FSDT)	26
2.3 Modelos analíticos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad	29
2.3.1 Modelos por elementos finitos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad	29
2.3.1.1 Vibraciones Libres	30
2.3.1.2 Superposición Modal	31
2.3.1.3 Modelo SDOF	32

2.3.2	Tipos de falla en compuestos laminados sometidos a cargas de impacto a baja velocidad	33
2.3.3	Teorías de falla para placas laminadas sometidas a impacto de baja velocidad	34
2.3.4	Teorías de falla para compuestos laminados bajo cargas estáticas	35
3.0	DESARROLLO DE ENSAYOS DE IMPACTO A BAJA VELOCIDAD	36
3.1	Introducción	36
3.2	Descripción del ensayo Drop test o Falling Weight impact Testing	37
3.3	Diseño y fabricación de probetas	45
3.4	Realización de ensayos y análisis de resultados	48
4.0	DESARROLLO DE ENSAYOS DE TRACCIÓN POST IMPACTO	58
4.1	Introducción	58
4.2	Descripción del ensayo	58
4.3	Realización de ensayos y resultados	60
5.0	CONCLUSIONES	73
6.0	BIBLIOGRAFIA	75

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Clasificación de materiales compuestos	15
Figura 2. Ejemplo de una trama de fibra bidireccional.	16
Figura 3. Materiales compuestos vs materiales tradicionales.	17
Figura 4. (a) Paneles de fibra de vidrio, (b) Aplicaciones con fibra de vidrio.	19
Figura 5. Diseño de Máquina de Impacto	37
Figura 6. Máquina Real de Impactos.	38
Figura 7. Adecuación de Máquina de Impactos. Optimización de Base de Soporte de Muestras.	39
Figura 8. Ensamble de máquina de Ensayos mejorada	40
Figura 9. Fabricación de Inductor	40
Figura 10. Adecuación de Inductor	41
Figura 11. Inductor	41
Figura 12. Estructura de Inductor.	42
Figura 13. Adecuación estructura de Inductor.	43
Figura 14. Aplicación de Soldadura a estructura de inductor.	43
Figura 15. Estructura de soporte con Inductor	44
Figura 16. Sistema de Impacto (estructura-inductor-base)	44
Figura 17. Elaboración de muestras para ensayo	45
Figura 18. Muestras para ensayo rotuladas.	46
Figura 19. Porcentaje de Fibra vs Peso Pre-Burn en Tipo I.	47

Figura 20. Porcentaje de resina vs Peso Pre-Burn en tipo II	47
Figura 21. Porcentaje de fibra vs Peso Pre-Burn en tipo III	48
Figura 22. Energía de Impacto vs Energía Absorbida	49
Figuras 23 ^a – 30 ^a . Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo I.	50
Figura 31. Energía de Impacto vs Energía Absorbida Tipo II	52
Figuras 32b – 39b: Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo II.	53
Figura 40. Energía de Impacto vs Energía Absorbida Tipo III	55
Figura 41. Energía de Impacto vs Energía Absorbida En los 3 tipos de arreglo	56
Figuras 42c – 49c. Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo III.	56
Figura 50. Ensayo de Tracción.	59
Figura 51. Espesor muestras Tipo I para ensayo Pre Impacto	61
Figura 52. Cargas Soportadas por muestras Tipo I en el ensayo Pre Impacto	61
Figura 53. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo I	62
Figura 54. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo I	62
Figura 55. Espesor muestras Tipo II para ensayo Pre Impacto	63
Figura 56. Cargas Soportadas por muestras Tipo II en el ensayo Pre Impacto	64
Figura 57. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo II	64
Figura 58. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo II	65

Figura 59. Espesor muestras Tipo III para ensayo Pre Impacto	66
Figura 60. Cargas Soportadas por muestras Tipo III en el ensayo Pre Impacto	66
Figura 61. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo III	67
Figura 62. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo III	67
Figura 63. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo I	68
Figura 64. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo I	69
Figura 65. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo II	70
Figura 66. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo II	70
Figura 67. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo III	71
Figura 68. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo III	72

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Arreglos Placas Laminadas	45
Tabla 2. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo I	44
Tabla 3. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo II	47
Tabla 4. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo III	48
Tabla 5. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo I	49
Tabla 6. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo II	52
Tabla 7. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo III	55
Tabla 8. Resultados ensayo de Tracción Pre Impacto en Placas Tipo I	60
Tabla 9. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto en Placas Tipo II	62
Tabla 10. Resultados ensayo de Tracción Pre Impacto en Placas Tipo III	65
Tabla 11. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo I	68
Tabla 12. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo II	69
Tabla 13. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo III	71

1.0 INTRODUCCION

El objetivo de este trabajo es predecir la resistencia en placas lamidas de fibra de vidrio y matriz epoxi luego de ser sometidas a impactos de baja velocidad mediante métodos experimentales. La fase experimental se basa en la realización de ensayos a tracción controlados posteriores a la realización de impactos a baja velocidad sobre las placas laminadas, determinando en este proceso, la magnitud y distribución de la carga de impacto en el tiempo para determinar la variación de su resistencia mecánica.

Un material compuesto es un sistema de materiales constituidos por una mezcla o combinación de dos o más micro o macro-constituyentes que difieren en forma y composición química y que son esencialmente insolubles entre sí. [1].

La importancia de un material compuesto para la ingeniería radica en que dos o más materiales distintos se combinen para formar un material compuesto cuyas propiedades sean superiores, o en algún modo más importantes que las de sus componentes. [2]. A nivel atómico, materiales como algunas aleaciones metálicas y materiales poliméricos podrían ser llamados materiales compuestos debido a que constan de distintas agrupaciones atómicas. A nivel microestructural un plástico reforzado de fibra de vidrio en el que las fibras de vidrio sean distintas a simple vista, podría ser considerado como un material compuesto. [3]. la mayoría de los materiales compuestos fabricados lo han sido para mejorar propiedades mecánicas tales como resistencia, rigidez, tenacidad o propiedades a alta temperatura. [4]

En la siguiente figura, se muestra un mapa conceptual que describe algunas de las clasificaciones de los materiales compuestos.

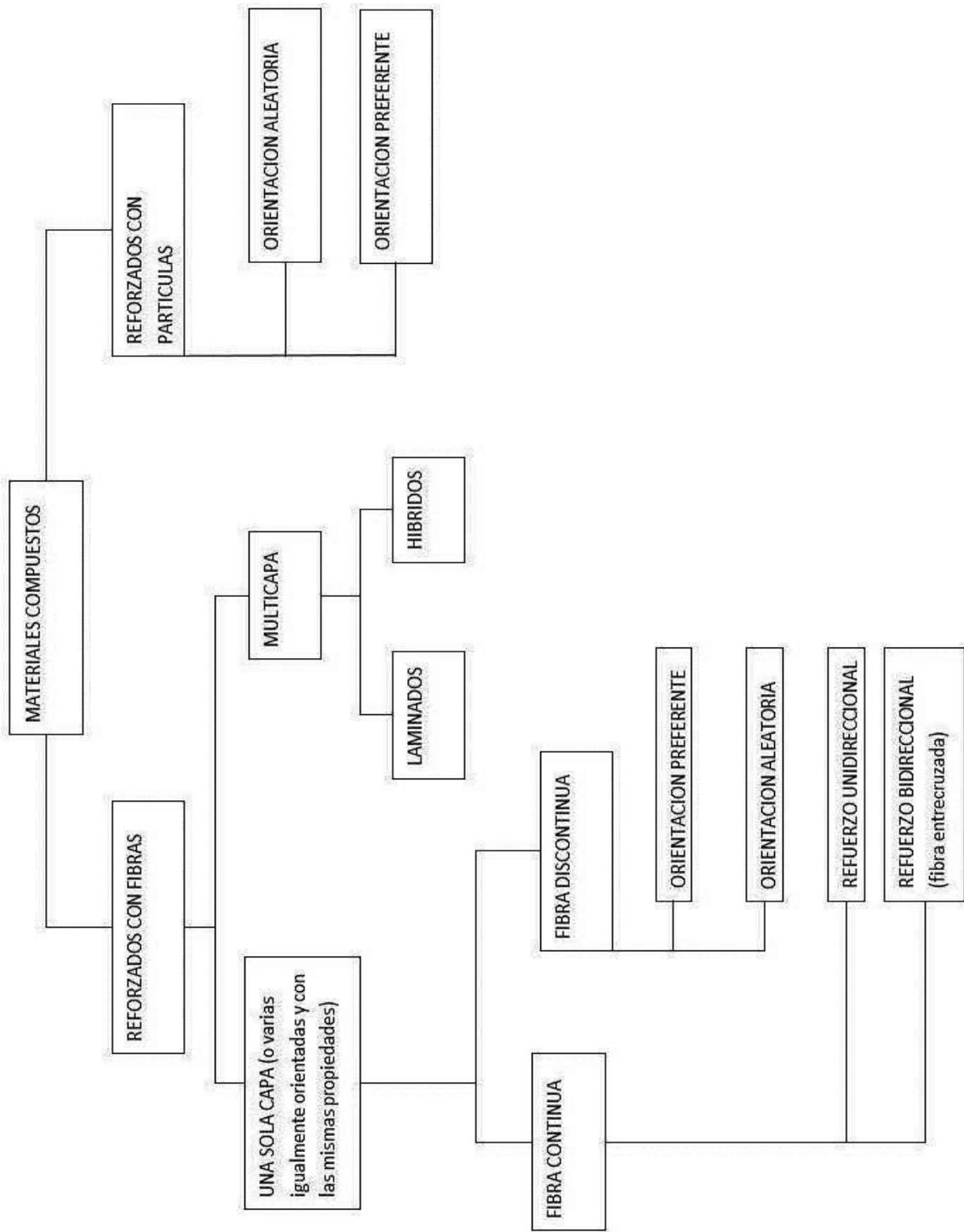
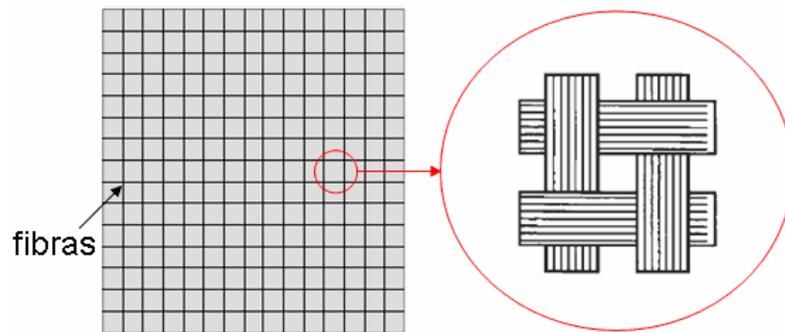


Figura 1. Clasificación de materiales compuestos [5]

Los refuerzos de fibra comúnmente encontrados son fibra de vidrio, fibra de carbono, grafito y boro. Estos aportan resistencia y rigidez mecánica al material compuesto. Además como notamos en la figura anterior, estos pueden ser continuos o discontinuos dependiendo de la forma como se encuentren orientados y de su dirección. En la siguiente figura podemos apreciar un refuerzo de fibra bidireccional.



Fuente: Luiz Andre Romariz, "Dano em Placas Laminadas Devido ao Impacto a Baixas Velocidades".

Figura 2. Ejemplo de una trama de fibra bidireccional.

Los compuestos reforzados con fibra (fibra de vidrio) consiguen una mejor resistencia a la fatiga, mejor rigidez, y una mejor relación resistencia-peso, al incorporar fibras resistentes y rígidas aunque frágiles, en una matriz más blanda y dúctil. El material de la matriz transmite la fuerza a las fibras, las cuales soportan la mayor parte de la fuerza aplicada. La resistencia del compuesto puede resultar a alta temperatura ambiente ya temperaturas elevadas. Las fibras de vidrio en una matriz polimérica producen un material para aplicaciones en la transportación y la industria aeroespacial. [6].

A continuación se muestra en la figura 3, los distintos materiales compuestos junto con los materiales de uso tradicional y algunas de sus propiedades mecánicas:

Tabla comparativa de propiedades del material compuesto con materiales tradicionales

Material	Peso específico, g/cm ³	Módulo de tracción, GPa (Msi)	Resistencia a la tracción, MPa (ksi)	Coefficiente de expansión térmica 10 ⁻⁶ °C (10 ⁻⁶ °F)	Elongación %
PAN-Fibra de carbono:					
T300 fibra	1.76	230 (33)	3600 (522)	-0.5 (-0.3)	1,5
IM-7 fibra	1.76	276 (40)	5080 (737)		1,8
M55J fibra	1.91	538 (78)	4033 (585)		0,8
K1100 (alto módulo-pitch)	2.20	931(135)	3172 (460)	-1.45 (-0.8)	0.25
Aramida (Kevlar 49)	1.44	131 (19)	3600 (525)	-4.9 (-2.7)	2.8
S-glass	2.49	85.6 (12.4)	4585 (665)	1.6 (0.9)	5.7
E-glass	2.54	72.5 (10.5)	3445 (500)	5.4 (3)	4.88
Boro	2.6	400 (58)	3600 (520)	4.5 (2.5)	0.8
Acero (AISI 1010 sin templar)	7.87	200 (29)	365 (52.9)	12.2 (6.8)	20
Acero (AISI 4340 templado)	7.85	212 (30.7)	1595 (231)	12.3 (6.8)	12
Aluminio (6061 -T6 aleación)	2.7	68.2 (9.9)	290(42)	22.9 (12.7)	10
Titanio (Ti-6Al-4V, STA)	4.43	110 (16)	1103 (160)	8.6 (4.8)	8
Madera (roble)	0.72	14.59 (2.16)	4.7 (681)	3.1-4.5 (1.7-2.5)	N/A



www.carmas.com.ar

Figura 3. Materiales compuestos vs materiales tradicionales.

Tomado de: http://www.carmas.com.ar/images/tabla_com_comp.gif, El 24/03/12 - 12:16pm

Las propiedades a la tracción y la densidad de las fibras de vidrio E se muestran comparativamente a las de las fibras de carbono y aramida en la tabla anterior. Es sabido que las fibras de vidrio tienen menor tensión y modulo que las fibras de carbono y aramida, aunque tienen mayor elongación. La densidad de las fibras de vidrio es también mayor que la de carbono y aramida. De todas formas debido a su reducido precio y su versatilidad son las fibras d vidrio, con mucho, las más utilizadas como fibras de refuerzo para plásticos. [7]

Dos de las más importantes resinas plásticas utilizadas como matriz para la fabricación de plásticos reforzados con fibra son resinas de poliéster insaturado y epoxy. Los poliésteres insaturados son utilizados ampliamente como matrices de plásticos reforzados con fibras. Las aplicaciones de estos materiales incluyen su empleo en cascos de barcos, paneles de construcción y paneles estructurales de automóviles, aeronaves y accesorios. Las resinas epoxy son de mayor coste pero presentan ventajas como buenas propiedades de resistencia y menor contracción después del curado que las resinas de poliéster. Las resinas epoxy se utilizan habitualmente como matrices en materiales compuestos cargados con fibras de carbono y de aramida. [8]



(a)



(b)

Fuente: <http://www.palimpalem.com/galeria/img/objetos/1.jpg>
http://img.directindustry.es/images_di/photo-m2/paneles-de-fibras-de-vidrio-540952.jpg

Figura 4. (a) Paneles de fibra de vidrio (b) Aplicaciones con fibra de vidrio.

1.1 OBJETIVOS

Objetivo general

Estimar experimentalmente la resistencia post-impacto en una placa de fibra de vidrio y resina epoxy.

Objetivos específicos

- Observar la variación de la resistencia de un material compuesto por fibra de vidrio y resina epoxy antes y después de un impacto a baja velocidad.
- Observar el comportamiento mecánico de un compuesto laminado de fibra de vidrio y resina epoxy.

1.2 DESCRIPCION DEL PROBLEMA

A medida que avanzan las necesidades y pretensiones del hombre se hace necesario cada vez más hacer dispositivos u objetos con mejores propiedades que sus antecesores. Hemos llegado a un punto en el que los materiales brindados por la naturaleza se han vuelto ineficientes, con lo cual ha surgido la idea de combinar dos o más de estos para encontrar nuevas y mejores propiedades. Pero debido a la naturaleza de estos materiales, es posible obtener muchos arreglos para cada uno de los cuales debemos encontrar sus propiedades y así poder utilizarlos de la manera más eficiente posible.

Muchos ensayos han sido realizados sobre estos materiales compuestos (Tracción, compresión, dureza, etc.) pero en especial nos enfocaremos en el ensayo de impacto a bajas velocidades, ya que estos tipos de impacto ocasionan daños en los materiales (específicamente compuestos laminados como la fibra de vidrio) los cuales son imperceptibles a la vista, pero que reducen de un manera muy significativa las propiedades de estos.

Además, utilizaremos ensayos de tracción, con el fin de hallar la resistencia post impacto en los compuestos laminados. La importancia de esto es porque los impactos a baja velocidad en la industria son ocasionados en la etapa de producción por lo cual es importante conocer la resistencia real de la pieza fabricada.

El Problema en estudio consiste en estimar experimentalmente la resistencia post impacto en placas laminadas de fibra de vidrio.

1.3 FORMULACION DEL PROBLEMA

¿Existe una variación en la resistencia mecánica de una placa de fibra de vidrio y resina epoxi luego de haber sido sometida a un impacto a baja velocidad?

1.4 HIPOTESIS DE TRABAJO.

Suponemos que existirá una variación en la resistencia mecánica de la placa de fibra de vidrio y resina epoxy, luego de haber sido sometida a un impacto a baja velocidad, también que esta resistencia será menor a la de una placa que no ha recibido impacto.

1.5 JUSTIFICACION

En las últimas décadas se ha venido trabajado con los materiales compuestos, ya que estos permiten alcanzar mayores y mejores características que las de sus componentes individuales, pero no existe un profundo y amplio conocimiento acerca de ellos. Además a nivel mundial se ha pretendido crear una teoría unificada acerca de ellos, tal como la teoría de Von Mises para los metales, pero tristemente esto no ha sido posible

En el país es necesario además que existan personas con conocimiento en materiales compuestos ya que empresas a nivel local, nacional e internacional, lo están utilizando en sus nuevos diseños. A nivel local encontramos empresas tales como COTECMAR y ETEC. S.A las cuales utilizan la fibra de vidrio para embarcaciones y bombas axiales respectivamente.

A nivel nacional, encontramos a la FAC y a la ARC que utilizan materiales compuestos, específicamente fibra de vidrio, en los nuevos diseños de aeronaves y buques respectivamente. Y a nivel internacional encontramos a Boeing y Airbus que utilizan materiales compuestos en partes de sus aviones.

1.6 METODOLOGIA

Para abordar este proyecto de una manera más organizada y controlada, lo dividimos en los siguientes ítems:

1. Investigaciones Iniciales / Conocimientos Previos.

2. Marco Teórico

2.1 Dinámica de Placas Compuestas sometidas a cargas de impacto

2.2. Teoría de placa laminada con efecto cortante (teoría fsdt)

2.3 Modelos analíticos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad

2.3.1 modelos por elementos finitos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad

2.3.2. Tipos de falla en compuestos laminados sometidos a cargas de impacto a baja velocidad

2.3.3. Teorías de falla para placas laminadas sometidas a impacto de baja velocidad.

2.3.4. Teorías de falla para compuestos laminados bajo cargas estáticas.

3. Experimentación

3.1 Diseño del Experimento

3.2 Procedimiento

3.3 Resultados

3.4 Análisis de resultados

1.7 REVISION DEL ESTADO DEL ARTE

Jang-Kyo Kim et al. [9] Estudiaron las propiedades mecánicas de compuestos laminados de CFRP luego de ser sometidos a impactos a baja velocidad,

encontrando que la resistencia residual a la flexión es ligeramente mayor en la matriz epoxi modificada con caucho. M.L. Benzeggagh y S. Benmedakhene [10] Realizaron un análisis de la resistencia post impacto en compuestos de glass/polypropilene comparando placas no impactadas con placas impactadas a varias velocidades de impacto. G.A.O. Davies et al. [11] Realizaron impactos de baja velocidad en laminados de glass/polyester y midieron la resistencia residual a la compresión.

N.H Tai et al. [12] Analizaron los efectos que generan impactos de baja energía en el comportamiento a la fatiga sobre compuestos carbon/epoxy. En dicho trabajo concluyeron que los impactos de baja energía ocasionan un ligero cambio en la resistencia a tracción mientras que los impactos de alta energía generan un cambio significativo en esta. Giovanni Belingardi y Roberto Vadori [13] Realizaron impactos de baja velocidad en laminados de glass/epoxy de acuerdo a los estándares de las ASTM teniendo en cuenta la sensibilidad de las características mecánicas del material. G.J Short et al. [14] Realizaron medidas experimentales de la resistencia a la compresión post impacto en laminados de GFRP de superficie curva.

Sanchez-Saéz et al. [15] Estudiaron la resistencia a la compresión residual en laminado de fibras de carbono y el impacto que la temperatura tenía sobre esta. Encontraron que la resistencia aumentaba, mientras que la temperatura disminuía. El rango de temperatura utilizado fue de $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$. Hai-Po Cui et al. [16] Desarrollaron un método integrado para predecir el daño y la resistencia a la tracción residual en laminados sometidos a impactos a bajas velocidades utilizando la teoría de daño progresivo 3D. Además de crear un programa de modelado paramétrico basado en el método analítico.

C. Santiuste et al. [17] Investigaron la resistencia residual a la flexión en vigas de glass/epoxy luego de ser sometidas a impactos de baja velocidad, su trabajo fue netamente experimental. Shi-Xun Wang et al. [18] Estudiaron la resistencia a la

tracción luego de someter a impacto de baja velocidad laminados de fibra de carbono. Su análisis fue tanto experimental como numérico. Dicho análisis numérico fue realizado utilizando el software de elementos finitos ABAQUS/Explicit.

2.0 MARCO TEORICO

2.1 Dinámica de Placas.

S Abrate [19]. Para la teoría clase de placas, el efecto de deformación cortante y la inercia rotacional son despreciados junto con la deformación transversal normal. Además, las funciones γ_1 y γ_2 son consideradas de valor cero. De acuerdo con $\psi_x = \gamma_1 - w_{0,x}$, $\psi_y = \gamma_2 - w_{0,y}$

$$\frac{\partial w_0}{\partial x} + \psi_x = 0, \frac{\partial w_0}{\partial y} + \psi_y = 0$$

Las funciones ψ_x y ψ_y pueden ser eliminadas de la formulación, y los desplazamientos quedarían de la forma:

$$u(x, y, z) = u_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial x}(x, y)$$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial y}(x, y)$$

$$w(x, y, z) = w_0(x, y)$$

Esto conlleva a asumir que las líneas de segmento normal al plano medio antes de la deformación se mantienen derechas y perpendiculares a la superficie media durante la deformación. La deformación en el plano medio permanece sin carga, y la curvatura de la placa se transforma:

$$\{K\} = \left[-\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}, -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}, -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right]^T$$

Sustituyendo la ecuación anterior en $\frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x = I_3 \ddot{\psi}_y + I_2 \ddot{u}_0$ y dentro de la siguiente: $\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y} - Q_y = I_3 \ddot{\psi}_x + I_2 \ddot{v}_0$ y combinando estos dos ecuaciones resulta la siguiente ecuación en términos de los momentos resultantes:

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2\frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + q - I_1 \ddot{w}_0 = I_3 \left\{ -\frac{\partial^2 \ddot{w}_0}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 \ddot{w}_0}{\partial y^2} \right\} + I_2 \left\{ \frac{\partial \ddot{u}_0}{\partial x} + \frac{\partial \ddot{v}_0}{\partial y} \right\}$$

Para una malla simétrica, $I_2 = 0, B_{ij} = 0$, y como el efecto de inercia rotacional es del mismo orden de la magnitud o incluso menor, es razonable despreciarla ($I_3 = 0$). También el movimiento transversal es separado del movimiento dentro del plano. Además, los desplazamientos transversales deben satisfacer una simple ecuación de movimiento:

$$q = D_{11} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + D_{66}) \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{16} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + I_1 \ddot{w}_0$$

La ecuación anterior describe el movimiento de placas simétricamente laminadas de acuerdo con la teoría clásica de placas y es expresada en términos del desplazamiento transversal w .

2.2 Teoría de placa laminada con efecto cortante (FSDT)

Para Abrate [20], La teoría FSDT está basada en la consideración de que el esfuerzo cortante transversal es constante, aunque no necesariamente cero, lo cual lleva a una cinemática particular de deformación.

$$\varepsilon_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = c_1(x, y, t), \quad \varepsilon_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = c_2(x, y, t) \quad (1)$$

Luego de integrar, los desplazamientos en el plano pueden ser escritos como:

$$u = u_0 - z \left(-c_1 + \frac{\partial w}{\partial x} \right), \quad v = v_0 - z \left(-c_2 + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (2)$$

Las cantidades $\psi_x = -c_1 + \frac{\partial w}{\partial x}$ y $\psi_y = -c_2 + \frac{\partial w}{\partial y}$ son las rotaciones de un segmento de línea inicialmente perpendicular al plano medio y son diferentes de $\frac{\partial w}{\partial x}$ y $\frac{\partial w}{\partial y}$, rotaciones de elementos lineales inicialmente orientados en las direcciones x e y. Usando estas nuevas rotaciones definidas, las ecuaciones (2) describen la cinemática relacionada de la FSDT.

$$u = u_0 - z\psi_x, \quad v = v_0 - z\psi_y, \quad w = w_0(x, y) \quad (3)$$

Las ecuaciones (3) declaran que, segmentos de línea perpendicular a la superficie de referencia se mantienen rectos pero no necesariamente perpendiculares a la superficie de referencia, luego de la deformación. Esta teoría de placa es llamada comúnmente teoría de placa de Reissner (1945) y Mindlin (1951). Esto puede ser considerado como una extensión del trabajo de Timoshenko (1921) quien fue el primero en examinar los efectos de deformación por cortante e inercia rotacional

en el análisis de vigas. Con las ecuaciones (3) los términos inerciales en las ecuaciones constitutivas se transforman en:

$$\begin{aligned}
 \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} dz &= \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{z^-}^{z^+} \rho (u_0 - z\psi_x) dz = I_0 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 \psi_x}{\partial t^2} \\
 \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} dz &= \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{z^-}^{z^+} \rho (v_0 - z\psi_y) dz = I_0 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 \psi_y}{\partial t^2} \quad (4) \\
 \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} dz &= I_0 \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} \\
 \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} z dz &= I_1 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} - I_2 \frac{\partial^2 \psi_x}{\partial t^2}; \quad \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} z dz = I_1 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} - I_2 \frac{\partial^2 \psi_y}{\partial t^2}
 \end{aligned}$$

La relación inercial entre la deformación dentro del plano y la transversal es eliminada si $I_1 = 0$ lo cual generalmente ocurre en el caso de materiales compuestos donde la densidad de las diferentes capas es usualmente la misma aun cuando la orientación de las capas cambia de capa a capa. Note que en esta teoría los efectos de la rotación inercial son incluidos si los términos I_2 no son despreciados.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_0 \\ K \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$A_{ij} = \sum_{i=1}^N \bar{Q}_{ij}^k [z_k - z_{k-1}], \quad B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \bar{Q}_{ij}^k [z_k^2 - z_{k-1}^2],$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^N \bar{Q}_{ij}^k [z_k^3 - z_{k-1}^3]$$

Para la teoría FSDT las fuerzas en el plano y los momentos están relacionados con los esfuerzos en el plano medio y la curvatura mediante la ecuación (5). Con la consideración cinemática presente (Ecuación 3), las curvaturas y los esfuerzos cortantes transversales son

$$\{K\} = \left[-\frac{\partial \psi_x}{\partial x}, -\frac{\partial \psi_y}{\partial y}, -\left(\frac{\partial \psi_x}{\partial x} + \frac{\partial \psi_x}{\partial x}\right) \right]^T \quad (6)$$

Y

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} - \psi_x \\ \frac{\partial w}{\partial y} - \psi_y \end{Bmatrix} \quad (7)$$

Las fuerzas cortantes transversales pueden ser escritas como:

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{55} & A_{45} \\ A_{45} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yz} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

Donde

$$\begin{bmatrix} A_{55} & A_{45} \\ A_{45} & A_{44} \end{bmatrix} = \int_{z^-}^{z^+} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{55} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} dz$$

Las ecuaciones de movimiento del plano en términos de los desplazamientos son obtenidas al sustituir las ecuaciones (4), (5) y (8) en las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} + P_x &= \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} dz, & \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} + P_y &= \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} dz \\ \frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + P_z &= \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} dz \end{aligned}$$

$$\frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x + m_x = \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} z dz$$

$$\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y} - Q_y + m_y = \int_{z^-}^{z^+} \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} z dz$$

La teoría FSDT es expresada en términos de 5 funciones de desplazamiento: U_0, V_0, W, ψ_x y ψ_y . Para placas simétricamente laminadas, $[B]=0$ (fuerzas de cuerpo), y el movimiento transversal es gobernado por 3 ecuaciones en términos de W, ψ_x y ψ_y .

2.3 Modelos analíticos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad

En [21] se halla que en el caso más general, la respuesta dinámica de una placa de material compuesto es numéricamente mejor determinada al considerar la geometría de la placa, sus condiciones de contorno, y la relación entre los diferentes tipos de movimiento introducidos por la anisotropía del material. Sin embargo, para la mayoría de condiciones de impacto, la geometría es simple (rectangular o circular), la placa es simplemente apoyada en los extremos, y la placa es simétricamente laminada. Para una placa con una placa con superficie rectangular, una solución analítica simple puede ser obtenida que conlleve a un modelo simple masa-resorte utilizado por muchos investigadores.

2.3.1 Modelos por elementos finitos para determinar la respuesta dinámica de placas bajo cargas de impacto a baja velocidad

Según Reddy [22], El método de los elementos finitos es una técnica en la cual un dominio dado es representado como una colección de dominios más simples, llamados elementos finitos, de modo que es posible construir sistemáticamente las

funciones de aproximación necesitadas para la solución aproximada por un método variacional o de residuos ponderados del problema sobre cada elemento. Así el método de elementos finitos difiere de los otros métodos tradicionales en la manera como las funciones de aproximación son construidas. Lo anterior se debe a tres aspectos descritos a continuación:

1. *División de todo el dominio en subdominios.* Lo cual permite una derivación sistemática de las funciones de aproximación así como la representación de dominios complejos.
2. *Derivación de la funciones de aproximación sobre cada elemento.* Las funciones de aproximación son generalmente polinomios algebraicos que son derivados usando la teoría de interpolación. Sin embargo estas funciones de aproximación no tienen que ser necesariamente polinomios.
3. *El ensamble o unión de cada elemento se basa en la continuidad de la solución y el balance de los flujos internos;* Dicho ensamble resulta en una analogía numérica del modelo matemático del problema en análisis.

Algunos modelos propuestos con este método son:

2.3.1.1 Vibraciones Libres [23].

Se considera la libre vibración de placas en la dirección transversal de acuerdo con la teoría clásica de placas, para casos donde el movimiento es gobernado por la ecuación:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + I_0 \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = p_z$$

Para una placa rectangular con apoyos simples en las esquinas, las condiciones de contorno son:

$$w(0, y, t) = w(a, y, t) = w(x, 0, t) = w(x, b, t) = 0$$

$$M_x(0, y, t) = M_x(a, y, t) = M_y(x, 0, t) = M_y(x, b, t) = 0$$

En este caso, las formas modales pueden ser tomadas en la forma:

$$\varphi_{ij}(x, y) = \sin \frac{i\pi x}{a} \sin \frac{j\pi y}{b}$$

La función $W = \varphi_{ij}(x, y) \sin \omega_{ij} t$ satisface la ecuación de movimiento () , y las condiciones de contorno muestran que las frecuencias naturales están dadas por

$$\omega_{ij}^2 = \frac{\pi^4}{I_0 a^4} [D_{11} i^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) i^2 j^2 r^2 + D_{22} j^4 r^4]$$

Donde $r = a/b$ es la rata de aspecto para la placa. Se puede mostrar que $\int_{\Omega} \phi_{ij} \phi_{mn} d\Omega = 0$, cuando $\phi_{ij} \neq \phi_{mn}$ y se dice que la forma modal es ortogonal.

2.3.1.2 Superposición Modal [24]

La superposición modal es una técnica en donde los desplazamientos de una estructura son expandidos dentro de una combinación lineal de las formas modales para obtener un conjunto de ecuaciones diferenciales de segundo orden relacionadas de la ecuación diferencial parcial de gobierno del movimiento del sistema. La ODE resultante puede ser solucionada separadamente y los resultados pueden ser combinados para dar la respuesta de la estructura. Utilizando la aproximación de superposición modal, los desplazamientos transversales son expandidos en las series dobles;

$$w(x, y, t) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \alpha_{ij}(t) \varphi_{ij}(x, y)$$

Donde los α son llamados factores de participación modal. Sustituyendo dentro de la ecuación de movimiento y usando la propiedad de ortogonalidad de las formas modales se crea un conjunto de ecuaciones modales no relacionadas de $m \times n$ de la forma:

$$\ddot{\alpha}_{ij} + \omega_{ij}^2 \alpha_{ij} = q_{ij}$$

Dónde:

$$q_{ij}(t) = \frac{4}{mab} \int_0^a \int_0^b q(x, y, t) \phi_{ij}(x, y) dx dy$$

Para una fuerza concentrada F aplicada en (x_o, y_o) , $q = F\delta(x - x_o)\delta(y - y_o)$ donde δ es la función delta de Dirac. Resolviendo cada ecuación modal y sustituyendo en la ecuación (), obtenemos la respuesta total de la carga. En general, solo algunos modos contribuyen a la respuesta total y con frecuencia la respuesta total es dominada por el primer modo.

2.3.1.3 Modelo SDOF [25]

En la mayoría de los casos, los ensayos de impacto son realizados sobre placas rectangulares impactados en el centro. En este caso, la ecuación de movimiento para el primer modo es:

$$m\ddot{\alpha}_{11} + k\alpha_{11} = F$$

Donde $m = I_o ab/4$ y $k = m\omega_{11}^2$ son la masa modal y la rigidez modal. F es una fuerza externa. Esta ecuación es de un solo grado de libertad para el sistema de masa m y rigidez k . Este tipo de modelo es usado en el análisis estructural de materiales compuestos sujetos a impacto.

2.3.2 Tipos de falla en compuestos laminados sometidos a cargas de impacto a baja velocidad

Para Molinier [26], Los materiales compuestos no son homogéneos, son anisótropos y quebradizos. Esto determina los diferentes modos de falla del material, algunos relacionados con la falla de los constituyentes y otros relacionados con la falla de la interface.

- **Fibras:**

Pueden ser considerados dos modos de falla diferentes:

> Relacionado con una carga a tracción.

> Relacionado con una carga a compresión.

Una característica de la fibra es que no suele mostrar deformación plástica, estando su falla relacionada con un fenómeno de redistribución de esfuerzos a las fibras vecinas. Esta redistribución puede causar una nueva ruptura de la fibra. En el caso de una carga a compresión, el micro pandeo progresivo de las fibras tiene lugar hasta que las fibras se rompen.

- **Matriz:**

La microfisuración es el principal modo de falla. Esto equivale a grietas de la matriz paralelas a la dirección de la fibra sobre el espesor completo de la lámina y especialmente para aquellas láminas en las que el refuerzo no está en la misma dirección de la carga aplicada. Estas grietas aparecerían debido a los esfuerzos en ambos sentidos, tracción o compresión, y esfuerzo cortante. Por la presencia de estas grietas una lámina pierde sus propiedades mecánicas en la dirección transversal.

- **Interface fibra-matriz**

El modo de falla común considerado es el llamado debonding. Esto equivale a una pérdida de adhesión y un deslizamiento relativo entre la fibra y la matriz debido a las diferencias en los esfuerzos cortantes de deformación en la interface fibra-matriz. Esto produce una pérdida de adhesión y un deslizamiento con una gran

pérdida de energía de fricción. Si las propiedades en la interface entre la fibra y la matriz se pierden, la transmisión de carga desde la matriz a las fibras no se efectúa correctamente con una pérdida de características del compuesto.

- Interface lámina-lámina

El modo de falla que puede aparecer es la delaminación. Esto equivale a una pérdida de adhesión entre las láminas, por lo tanto una pérdida de la correcta distribución de cargas entre ellas.

2.3.3 Teorías de falla para placas laminadas sometidas a impacto de baja velocidad

En [16] se encontró que Frecuentemente los daños por impacto a baja velocidad aparecen como agrietamiento en la matriz transversal, trituración de la matriz, delaminación y fractura de fibra, los cuales se formulan a continuación:

Agrietamiento de la Matriz transversal

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{m23}}\right)^2 \geq 1; (\sigma_{22} \geq 0)$$

Trituración de la matriz

$$e_d^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}}\right)^2 + \frac{Y_c^2 \sigma_{22}}{4S_{12}^2 Y_c} - \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1; (\sigma_{22} < 0)$$

Delaminación

$$e_l^2 = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{l123}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{S_{31}}\right)^2 \geq 1; (\sigma_{33} \geq 0)$$

Fractura de fibra

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2}\right) \geq 1$$

Donde σ_{ij} y s_{ij} son las componentes de las capas de esfuerzo y fuerza cortante en el sistema local de coordenadas. En este sistema, los ejes x e y, son paralelos y transversales a la dirección de las fibras respectivamente, mientras que el eje z

coincide con la dirección normal. En los denominadores del criterio, las fuerzas correspondientes en las cuales los subíndices son t y c se refieren a los valores de tensión y compresión, respectivamente. Si la componente de esfuerzo de un elemento satisface el criterio de falla, la falla correspondiente ocurrirá.

2.3.4 Teorías de falla para compuestos laminados bajo cargas estáticas

En [16] se observa que La falla de compuestos laminados producida por carga de tensión, es una mezcla compleja de agrietamiento de la matriz, cizallamiento de la fibra y la matriz, delaminación y falla de fibra. Tserpes et al. Desarrollaron un modelo 3D de daño progresivo con estos cuatro tipos de daño para predecir la resistencia residual en las uniones de material compuesto. Cada uno de estos modos de daño es predicho por las siguientes expresiones:

Agrietamiento de la matriz

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

Cizallamiento de la fibra y la matriz

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1$$

Delaminación

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

Falla de fibra

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right) \geq 1$$

Mientras las componentes de esfuerzo dentro de una capa específica de un elemento satisfagan el criterio de falla, el modo de daño correspondiente ocurrirá.

3.0 Desarrollo de ensayos de impacto a baja velocidad

3.1 Introducción

En este capítulo se realizarán los impactos a baja velocidad sobre las placas, según Serge Abrate [27], los Compuestos de matriz polimérica son susceptibles a los daños internos causados por los impactos de baja velocidad. En muchos casos, el daño no es visible en la superficie, sin embargo, el daño interno puede ser significativo, lo que disminuye la resistencia residual y la vida útil de una estructura compuesta. Los estudios sobre los daños por impacto de los materiales compuestos se han enfocado en la dinámica de impacto, la mecánica de los daños, la caracterización post-impacto de la propiedad residual, y la resistencia al daño.

Los impactos de baja velocidad pueden ser tratados como eventos cuasi-estáticos, la máxima velocidad puede variar de uno a diez metros por segundo, dependiendo de la rigidez del material a impactar, las propiedades del material, y la masa y rigidez del indector. Cuando las velocidades de impacto se encuentran por debajo de 5 m/s, el tipo de respuesta es controlada por la relación de masa entre el indector y la placa en lugar de la velocidad de impacto. En el impacto a baja velocidad, la respuesta dinámica de la estructura a impactar es importante porque la duración del contacto debe durar lo suficiente para que la estructura responda completamente al impacto y en consecuencia absorber más energía de forma elástica.

3.2 Descripción del ensayo Drop test o Falling Weight impact Testing

En [28] Abrate dice que Este ensayo es el que mejor representa los escenarios reales, debido a que produce un impacto transversal al compuesto laminado o tipo sandwich. El dispositivo para este impacto ilustrado en la figura a continuación.

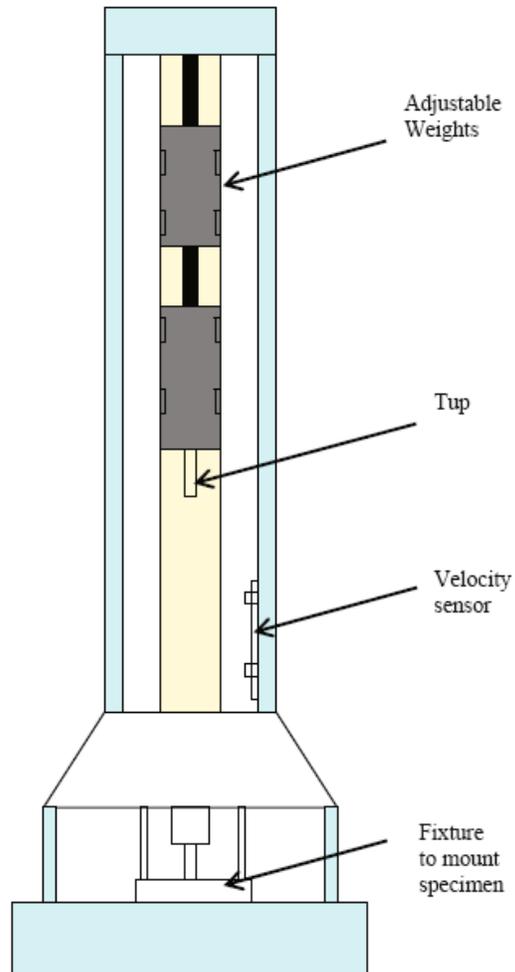


Figura 5. Diseño de Máquina de Impacto



Figura 6. Maquina Real de Impactos.

Desde la parte superior de la maquina se deja caer un peso, el cual proveerá la energía de impacto deseada. La velocidad del impacto es medida basándose en la separación de dos marcas colocadas sobre el equipo y el tiempo que el peso de mora en caer. Al ser este un impacto elástico parte de la energía es devuelta al inductador, lo cual genera rebotes de este sobre la muestra hasta que toda la energía es absorbida por esta. Las oscilaciones representan un daño progresivo por impacto sobre la muestra. Si queremos obtener la energía residual del

impacto, entonces se tendrá en cuenta el primer rebote del indector para calcularla.

La máquina de ensayos entregada originalmente era muy básica, y la pieza donde se coloca el indector y las pesas era muy dúctil, por lo cual nos tocó primero adecuar la maquina antes de realizar los ensayos.



Figura 7. Adecuación de Maquina de Impactos. Optimización de Base de Soporte de Muestras.



Figura 8. Ensamble de maquina de Ensayos mejorada



Figura 9. Fabricación de Indectador

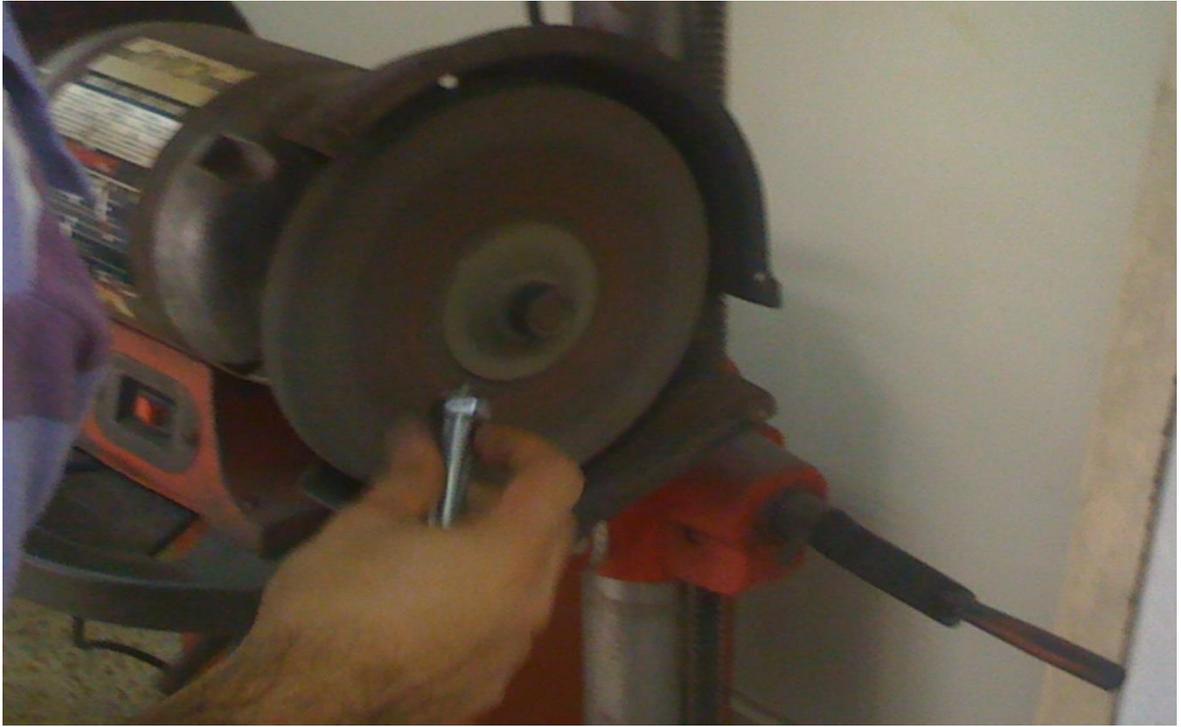


Figura 10. Adecuación de Indectador



Figura 11. Indectador



Figura 12. Estructura de Indectador.

Tras realizar una prueba preliminar con el indectador y la maquina ya mejorada, se notó que era necesario reforzar la estructura de soporte a la cual va unida el indectador, pues esta no poseía la suficiente resistencia a la flexión tras los impactos. Por lo tanto se procedió a soldar dos tubos de $\frac{1}{2}$ " de acero igualmente espaciados a lo largo de la estructura con el fin de brindar mayor rigidez y resistencia a esta pieza y minimizar su deformación durante lo ensayos con mayor energía de impacto.



Figura 13. Adecuación estructura de Indectador.



Figura 14. Aplicación de Soldadura a estructura de inductador.



Figura 15. Estructura de soporte con Indectador

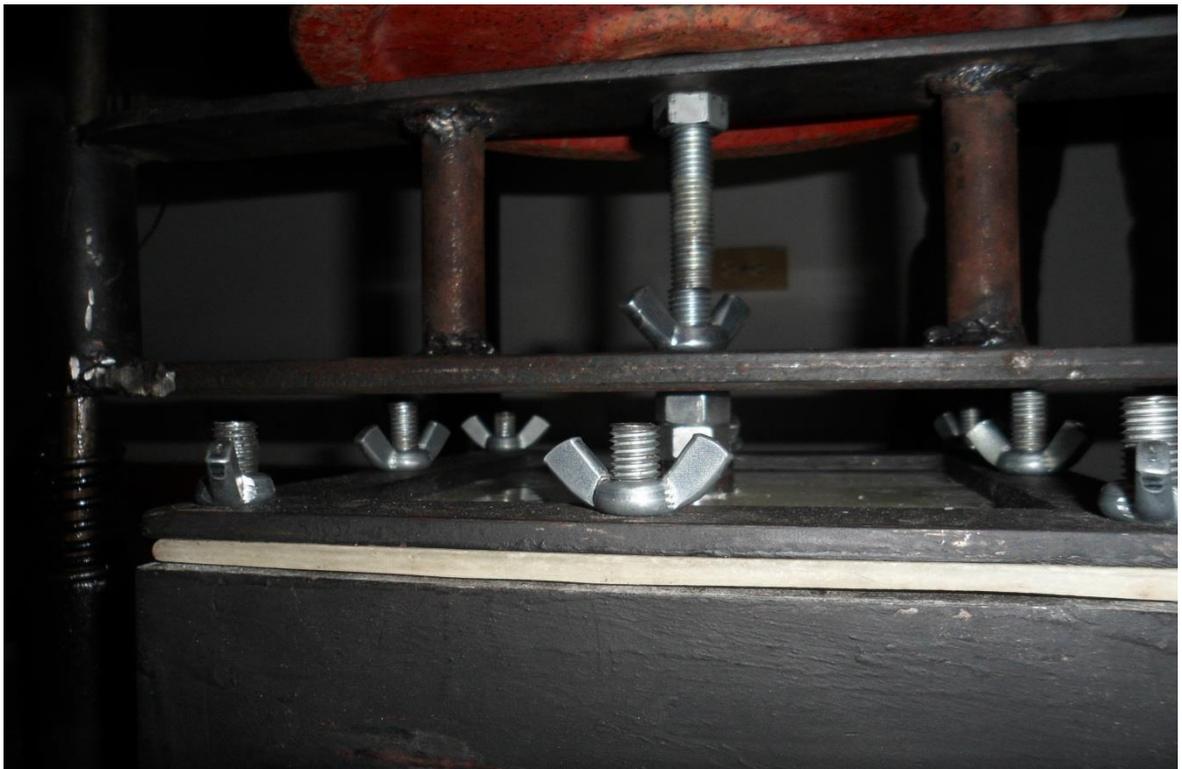


Figura 16. Sistema de Impacto (estructura-indectador-base)

3.3 Diseño y fabricación de probetas

Se realizaron probetas con diferentes arreglos de Tela mat (Hilos de Fibra aleatorios) y Waven Robing (Fibra entre cruzada a 0 y 90 grados). El arreglo fue el siguiente:

TIPO I	TIPO II	TIPO III
Mat	Mat	Mat
W. Robing	W. Robing	W. Robing
Mat	Mat	Mat
	W. Robing	W. Robing
	Mat	Mat
		W. Robing
		Mat

Tabla 1. Arreglos Placas Laminadas

Las probetas fueron realizadas por el departamento técnico de la Empresa ETec S.A. Ellos entregaron 5 Láminas de cada tipo con dimensiones de 50x20cm.

Posteriormente en el laboratorio de Tecnologías de Fabricación cortamos cada lamina para sacar 10 probetas para ensayo de impacto de 20x20 cm de cada tipo de arreglo, y 10 probetas de 20x2.5 cm aprox. Para ensayos de tracción para cada tipo de arreglo también.



Figura 17. Elaboración de muestras para ensayo



Figura 18. Muestras para ensayo rotuladas.

Para saber El porcentaje de fibra/resina en cada tipo de muestra, realizamos ensayo de incineración basándonos en la norma ASTM D3039. Los resultados encontrados se especifican en las siguientes tablas.

2Mat-1W. Robing (Tipo I)

Sample	Volumen (mm)	Weight Pre-Burn (g)		Weight Post-Burn (g)		%FIBER	%RESIN
		Mean	Std Dev	Mean	Std Dev		
1	1379,7782	1,7247	0,0023	0,6021	0,0014	34,9111	65,0889
2	1520,5854	1,9990	0,0056	0,6848	0,0024	34,2560	65,7440
3	1524,5950	2,0582	0,0038	0,5522	0,0095	26,8313	73,1687
Mean						31,9995	68,0005
Std. Dev.						4,4877	4,4877

Tabla 2. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo I

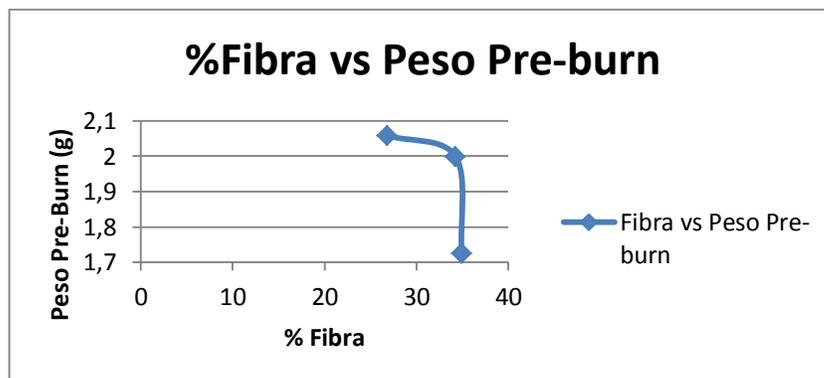


Figura 19. Porcentaje de Fibra vs Peso Pre-burn en Tipo I.

3Mat-2W. Robing (Tipo II)

Sample	Volumen (mm)	Weight Pre-Burn (g)		Weight Post-Burn (g)		%FIBER	%RESIN
		Mean	Std Dev	Mean	Std Dev		
1	2138,0821	3,1163	0,0037	1,1816	0,0018	37,9174	62,0826
2	1976,7520	2,8136	0,2013	1,2448	0,0009	44,2411	55,7589
3	1973,5723	2,9659	0,0278	1,0474	0,0023	35,3136	64,6864
Mean						39,1574	60,8426
Std. Dev.						4,5911	4,5911

Tabla 3. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo II

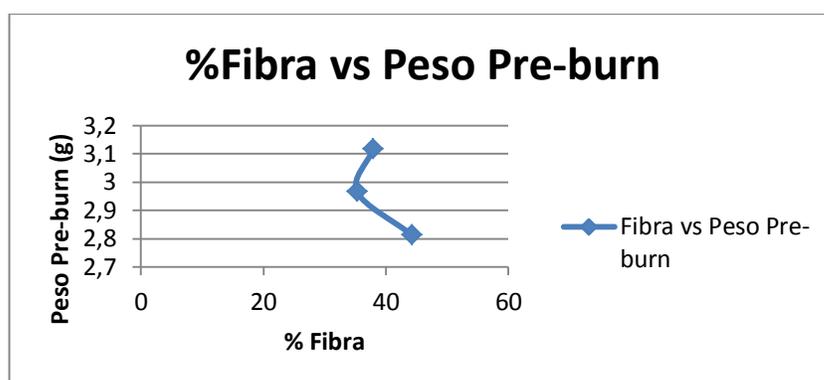


Figura 20. Porcentaje de resina vs Peso Pre-burn en tipo II

4Mat-3W. Robing (Tipo III)

Sample	Volumen (mm)	Weight Pre-Burn (g)		Weight Post-Burn (g)		%FIBER	%RESIN
		Mean	Std Dev	Mean	Std Dev		
1	3887,8193	4,4884	0,0447	1,7591	0,0035	39,1918	60,8082
2	3958,8580	5,2208	0,0850	1,6715	0,0052	32,0155	67,9845
3	3724,6810	5,3025	0,0056	1,9290	0,0009	36,3797	63,6203
Mean						35,8624	64,1376
Std. Dev.						3,6160	3,6160

Tabla 4. Porcentaje Fibra – Resina en Placas Tipo III

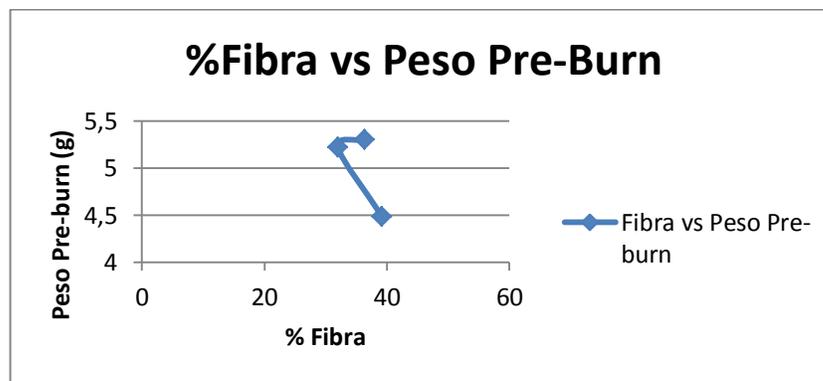


Figura 21. Porcentaje de fibra vs Peso Pre-burn en tipo III

Notemos entonces que el arreglo Tipo I tiene una composición de 32% Fibra y 68% Resina aproximadamente, el Tipo II de 39,2% Fibra y 60,8% Resina aproximadamente y el Tipo III de 35,9% Fibra y 64,1% Resina aproximadamente. Con estos datos podemos predecir que el arreglo que posiblemente tendrá una mayor resistencia mecánica será el Tipo II, debido a que tiene mayor cantidad de fibra, que es el elemento que aporta resistencia mecánica al compuesto. Inicialmente se esperaba que sea el Tipo III, pero podemos observar que este tiene menor porcentaje de fibra.

3.4 Realización de ensayos y análisis de resultados

Se Realizaron 8 Ensayos para cada tipo de arreglo, a continuación se muestra las tablas con los resultados obtenidos.

2Mat-1W. Robing (Tipo I)

Sample	Energia de Impacto (J)	Energia de Rebote (J)	Energia Absorbida (J)	Masa Sis Indectador (Kg)	Altura (m)
1	15,568	3,224	12,344	4,700	0,338
2	23,518	2,994	20,524	7,100	0,338
3	31,091	4,606	26,485	4,700	0,675
4	38,258	2,264	35,994	11,550	0,338
5	46,539	1,377	45,162	14,050	0,338
6	62,181	0,000	62,181	4,700	1,350
7	95,256	0,000	95,256	7,200	1,350
8	108,288	0,000	108,288	8,185	1,350

Tabla 5. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo I

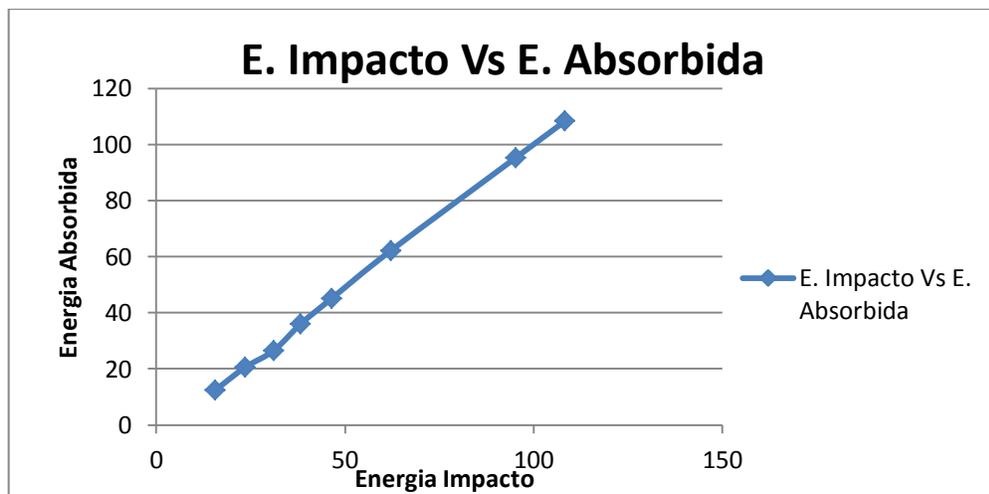
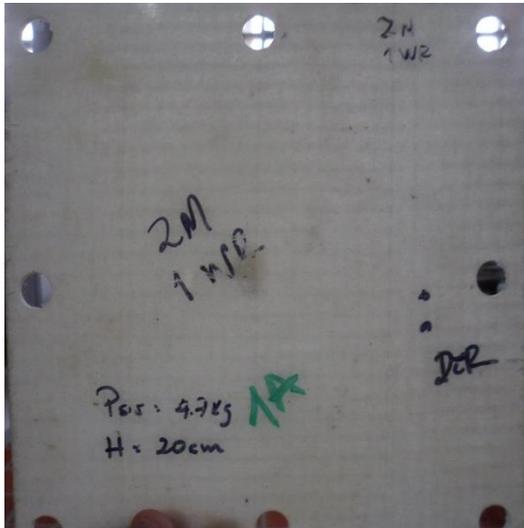
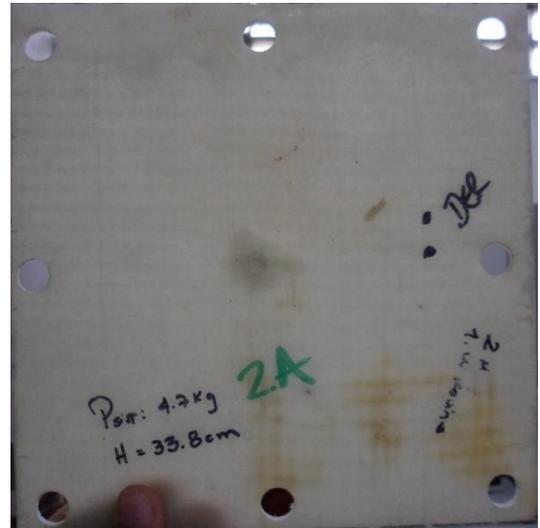


Figura 22. Energía de Impacto vs Energía Absorbida

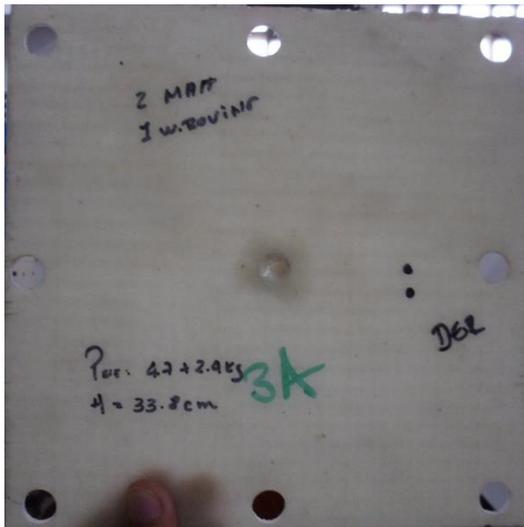
RESULTADOS DE ENSAYOS PARA MODELO 2M-1WR



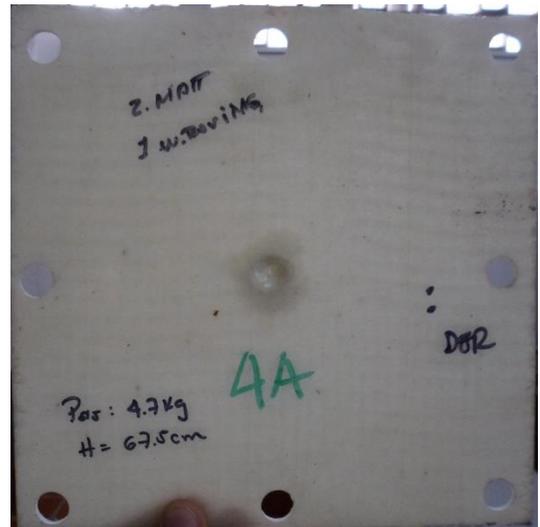
(23a) El: 15,568J; EA: 12,344 J



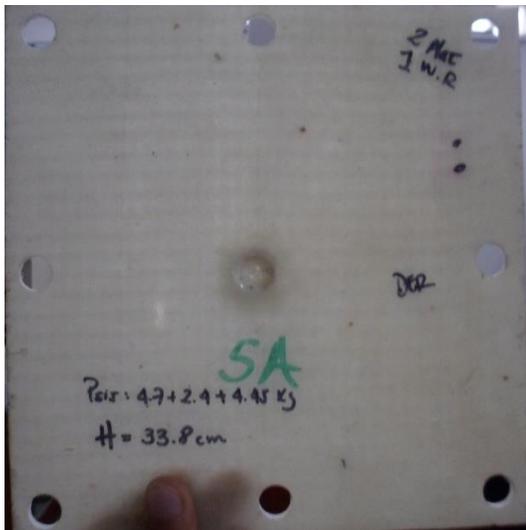
(24a) El: 23,518 J; EA: 20,524 J



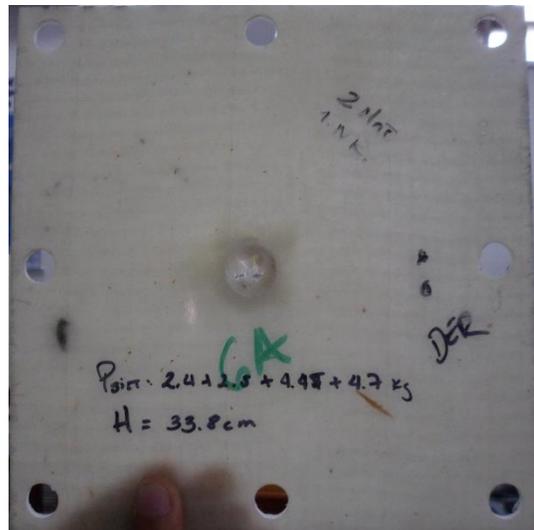
(25a) El: 31,091J EA: 26,485J



(26a) El: 38,258J; EA: 35,994J



(27a): EI: 46,539J EA: 45,162J



(28a): EI: 62,181J; EA: 62,181J



(29a): EI: 95,256J; EA: 95,256J



(30a): EI: 108,208J; EA: 108,208J

Figuras 23^a – 30^a. Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo I.

3Mat-2W. Robing (Tipo II)

Sample	Energia de Impacto (J)	Energia de Rebote (J)	Energia Absorbida (J)	Masa Sis Indectador (Kg)	Altura (m)
1	31,091	4,606	26,485	4,700	0,675
2	46,967	6,610	40,357	7,100	0,675
3	62,181	8,291	53,890	4,700	1,350
4	76,403	6,791	69,612	11,550	0,675
5	93,933	4,175	89,758	7,100	1,350
6	121,054	13,002	108,052	9,150	1,350
7	152,806	15,544	137,262	11,550	1,350
8	228,218	0,000	228,218	17,250	1,350

Tabla 6. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo II

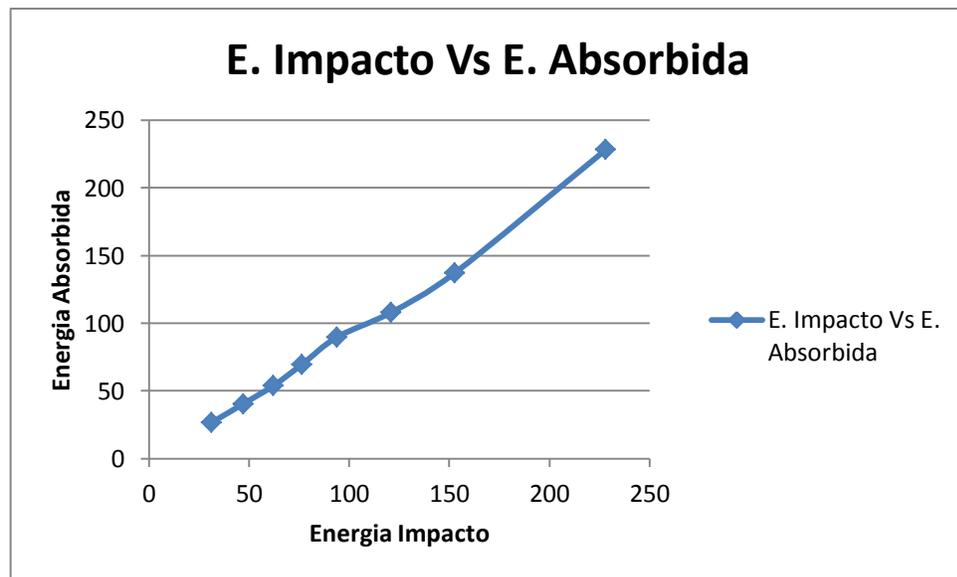
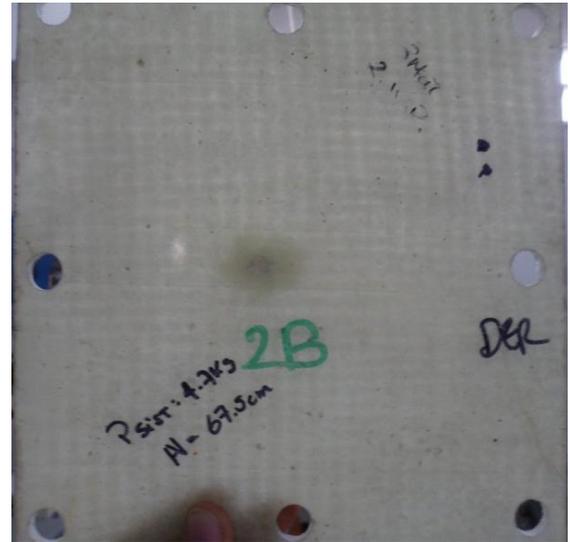


Figura 31. Energía de Impacto vs Energía Absorbida Tipo II

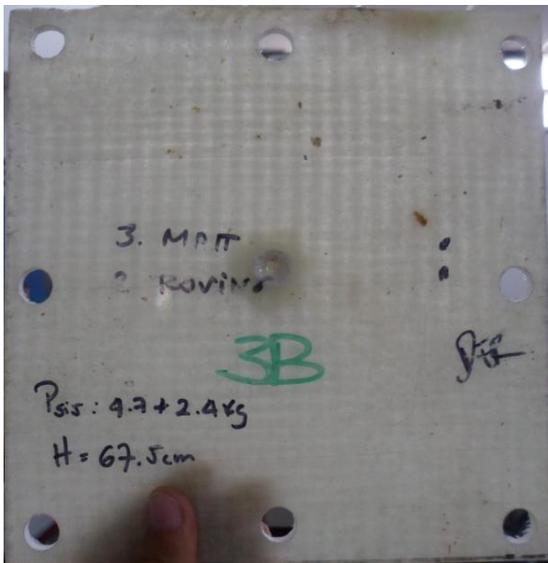
RESULTADOS DE ENSAYO PARA MODELO 3M-2WR



(32b) EI: 31,091J; EA: 26,485J



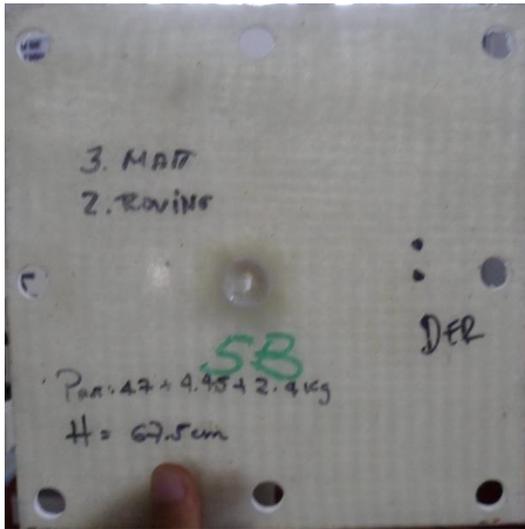
(33b) EI: 46,967J; EA: 40,357J



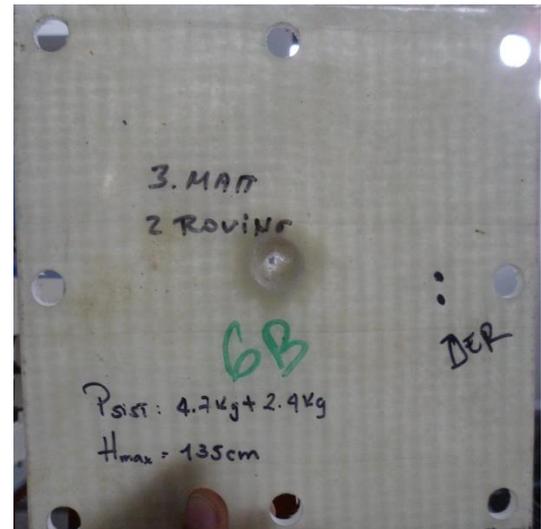
(34b) EI: 62,181J; EA: 53,890J



(35b) EI: 76,403J; EA: 69,612J



(36b) EI: 93,933J; EA: 89,758J



(37b) EI: 121,054J; EA: 108,052J



(38b) EI: 152,806J; EA: 137,262J



(39b) EI: 228,218J; EA: 228,218J

Figuras 32b – 39b: Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo II.

4Mat-3W. Robing (Tipo III)

Sample	Energia de Impacto (J)	Energia de Rebote (J)	Energia Absorbida (J)	Masa Sis Indectador (Kg)	Altura (m)
1	62,181	16,121	46,060	4,700	1,350
2	108,286	27,112	81,174	8,185	1,350
3	161,406	16,141	145,265	12,200	1,350
4	228,218	23,667	204,551	17,250	1,350
5	249,386	34,175	215,211	18,850	1,350
6	267,908	0,000	267,908	20,250	1,350
7	289,737	0,000	289,737	21,900	1,350
8	348,611	0,000	348,611	26,350	1,350

Tabla 7. Resultados ensayo de Impacto en Placas Tipo III

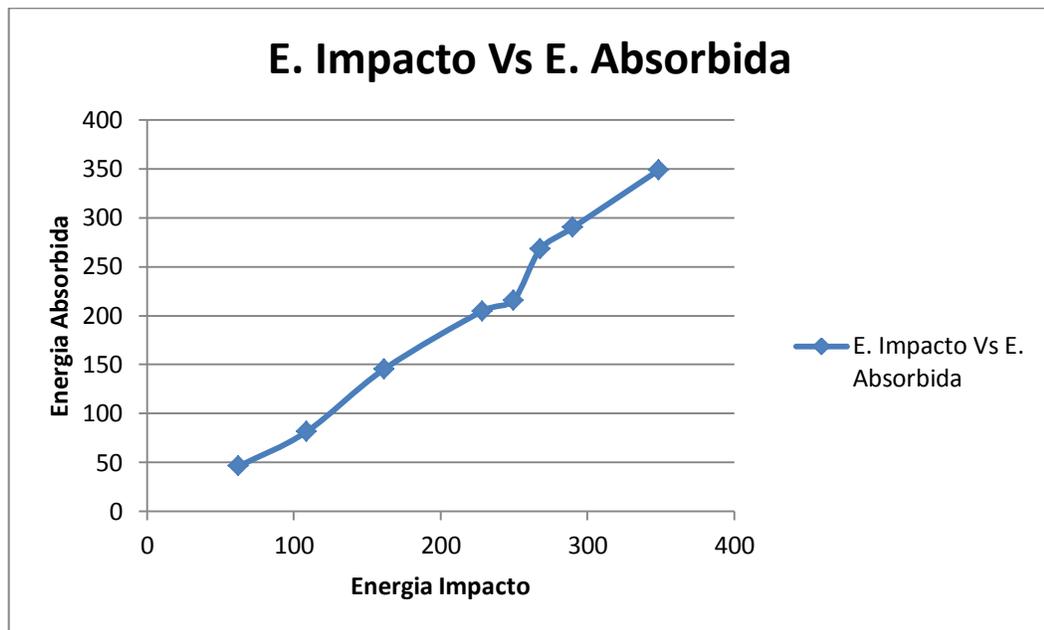


Figura 40. Energía de Impacto vs Energía Absorbida Tipo III

A continuación veremos el resumen de las 3 graficas de E. Impacto Vs E. Absorbida Resumidas en una sola.

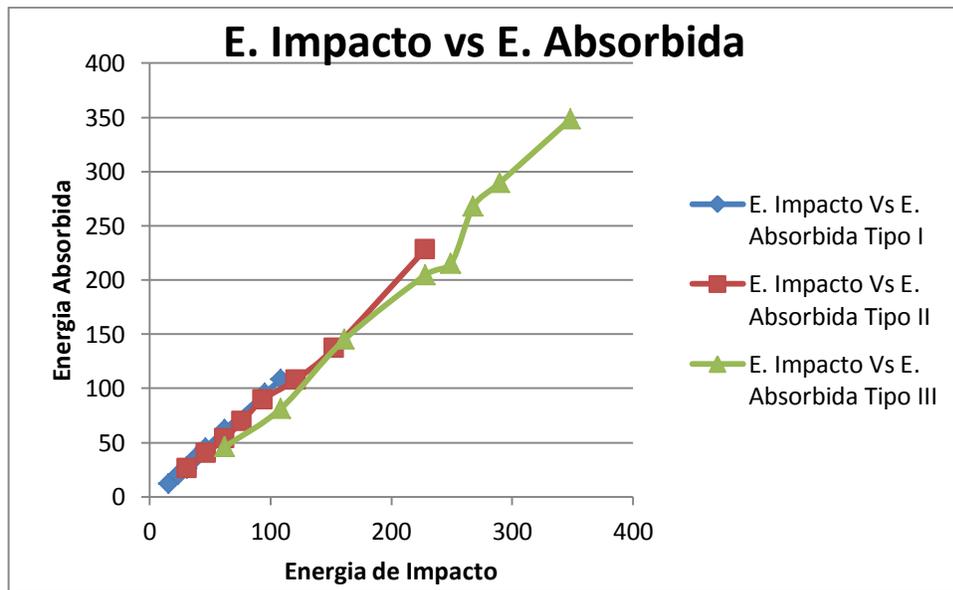
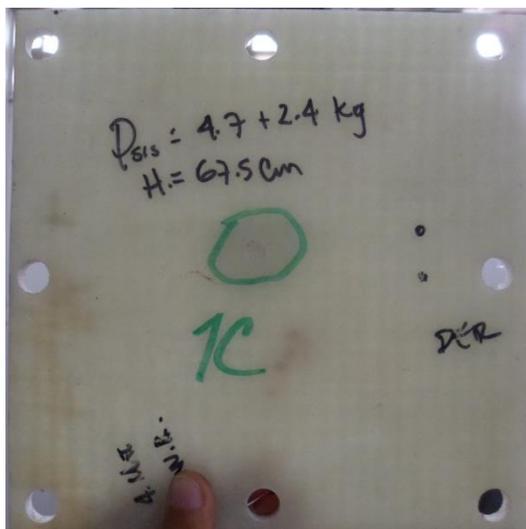
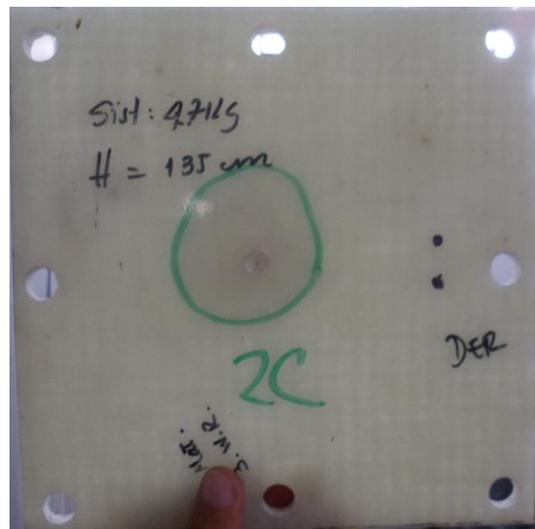


Figura 41. Energía de Impacto vs Energía Absorbida En los 3 tipos de arreglo

RESULTADOS DE ENSAYOS DE MODELO 4M-3WR



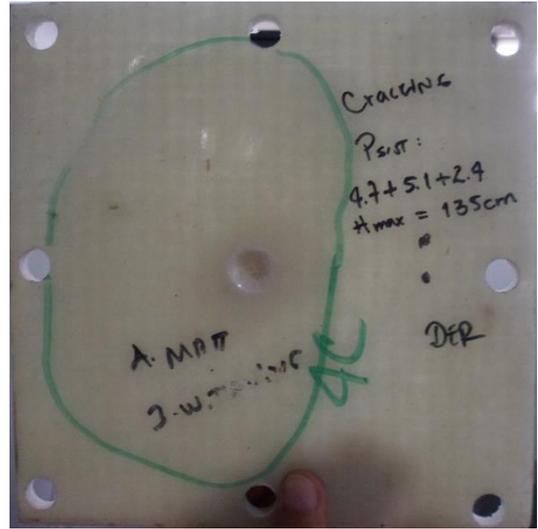
(42c) EI: 62,181J ; EA:46,06J



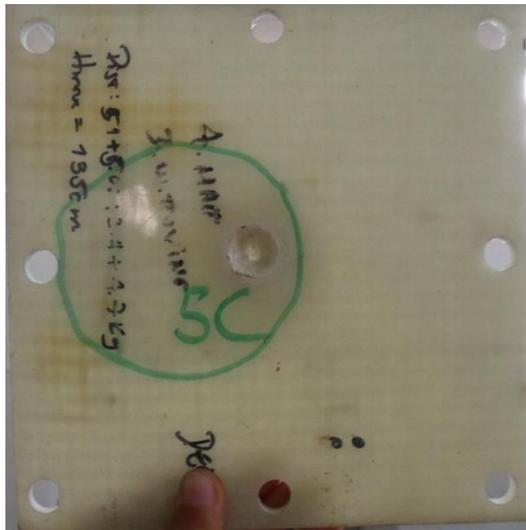
(43c) EI: 108,286J; EA: 81,174J



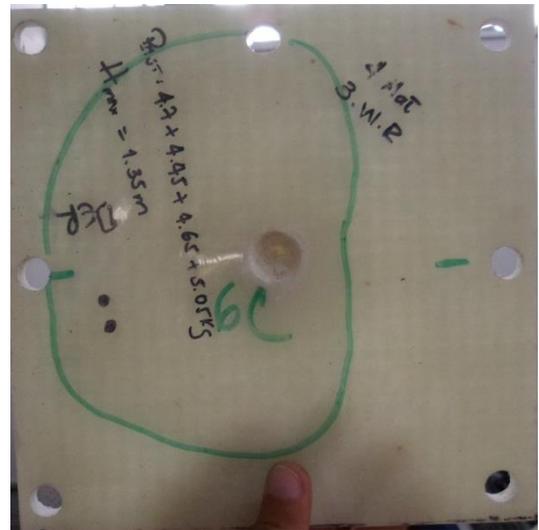
(44c) EI: 161,406J; EA: 145,265J



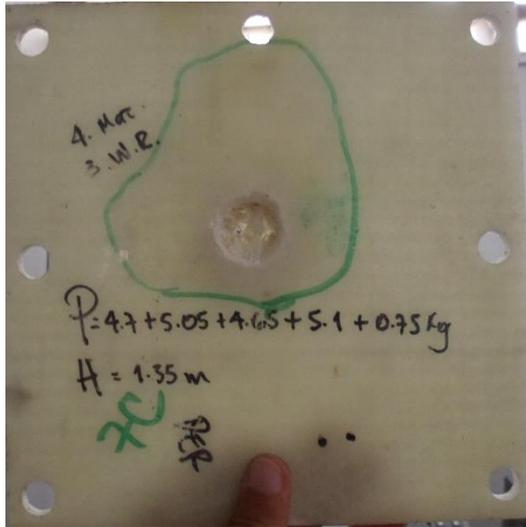
(45c) EI: 228,218J; EA: 204,551J



(46c) EI: 249,386J; EA: 215,211J



(47c) EI: 267,908J; EA: 267,908J



(48c) EI: 289,737J; EA: 289,737J



(49c) EI: 348,611J; EA: 348,611J

Figuras 42c – 49c. Resultados de Ensayo de impacto para diferentes valores de energía y visualización de daños en muestras tipo III.

En Las tablas anteriores podemos observar que los impactos en los cuales no existe energía de rebote y toda la energía de impacto es absorbida por la placa, específicamente los ensayos 8 del Tipo II y 6 del Tipo III tienen valores similares, esto se debe al porcentaje de fibra/resina de cada arreglo.

4.0 Desarrollo de ensayos de tracción post impacto

4.1 Introducción

En este capítulo se comprobara si la hipótesis planteada “Suponemos que existirá una variación en la resistencia mecánica de la placa de fibra de vidrio y resina epoxy, luego de haber sido sometida a un impacto a baja velocidad, también que esta resistencia será mejor a la de una placa que no ha recibido impacto”.

Luego de haber sido sometidas algunas placas a impactos de baja velocidad, recortemos que un grupo de placas no se someterá al ensayo Drop test para poder hallar cuantos es la resistencia mecánica de las placas sin ser impactadas, se realizara ensayo de tracción sobre ellas para verificar si existe la variación en la resistencia mecánica, y cuanto es dicha variación si la hay.

4.2 Descripción del ensayo

Según Askeland [29], El ensayo de Tracción (tensión) mide la resistencia de un material a una fuerza estática o gradualmente aplicada. Un dispositivo de ensayo aparece en la figura a continuación; una probeta típica tiene un diámetro de 0.505 pulg y una longitud calibrada de 2 pulg. La probeta se coloca en la máquina de pruebas y se le aplica una fuerza F , que se conoce como carga. Para medir el alargamiento del material causado por la aplicación de fuerza en la longitud calibrada se utiliza un extensómetro.

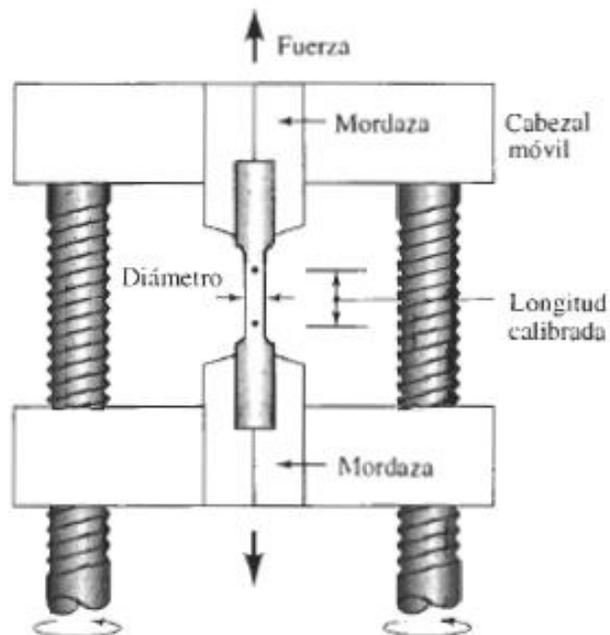


Figura 50. Ensayo de Tracción.

Para un material dado, los resultados de un solo ensayo son aplicables a todo tamaño y formas de muestras, si se convierte la fuerza a esfuerzo y la distancia entre marcas calibradas en deformación.

$$\sigma = \frac{F}{A_0}$$

$$\varepsilon = \frac{l - l_0}{l_0}$$

Donde A_0 es el área original de la sección transversal de la probeta antes de iniciarse el ensayo, l_0 es la distancia original entre marcas calibradas y l es la distancia entre las mismas, después de haberse aplicado la fuerza F .

4.3 realización de ensayos y resultados

Inicialmente realizamos ensayos de tracción pre-impacto para cada tipo de arreglo, los resultados son presentados en las siguientes tablas:

2Mat-1W. Robing (Tipo I)

Sample	Load(N)	Tensile Streng (Mpa)	Width (mm)	Thickness (mm)	Failure
1	4253,74	57,71	23,13	3,19	LIT
2	7954,34	107,53	22,58	3,28	LGM
3	5990,74	86,06	22,63	3,08	LGM
4	7603,53	97,50	23,73	3,29	LGM
5	6796,94	99,45	22,61	3,02	LAT
Mean	6519,86	89,65	22,93	3,17	
Median	6796,94	97,50	22,63	3,19	
Std Dev.	1476,83	19,43	0,50	0,12	
x Minima	4253,74	57,71	22,58	3,02	
x Maxima	7954,34	107,53	23,73	3,29	

Tabla 8. Resultados ensayo de Tracción Pre Impacto en Placas Tipo I

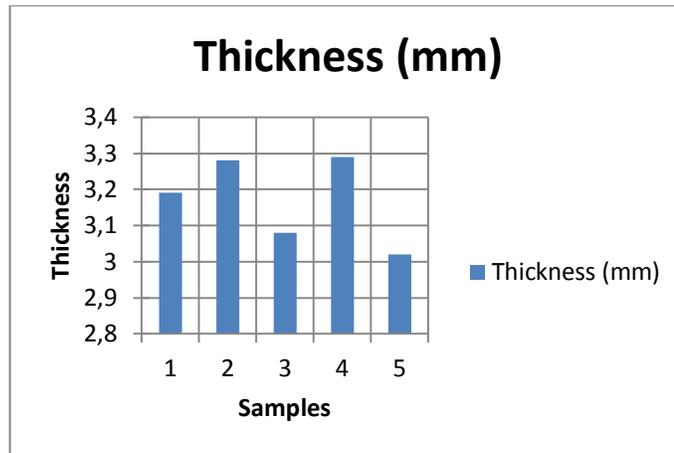


Figura 51. Espesor muestras Tipo I para ensayo Pre Impacto

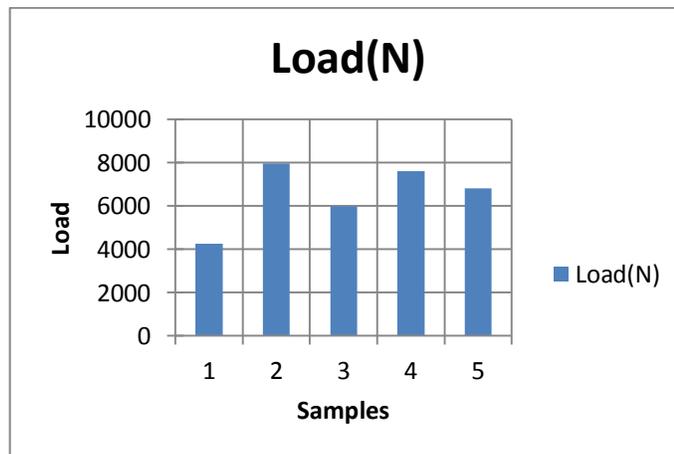


Figura 52. Cargas Soportadas por muestras Tipo I en el ensayo Pre Impacto

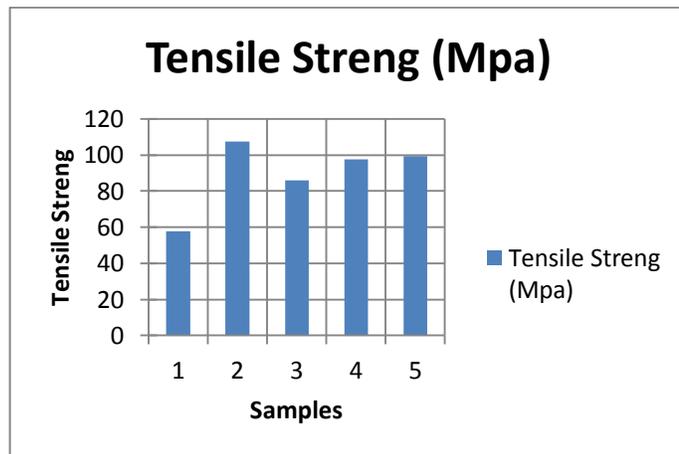


Figura 53. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo I

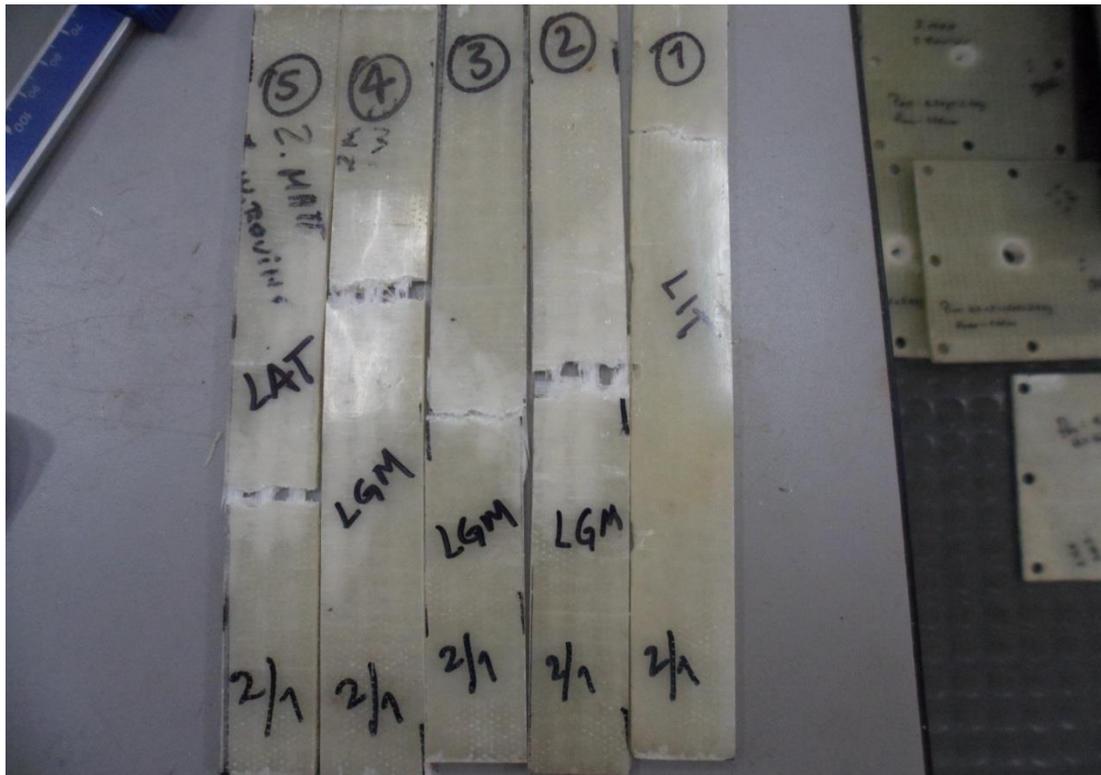


Figura 54. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo I

3Mat-2W. Robing (Tipo II)

Sample	Load(N)	Tensile Streng (Mpa)	Width (mm)	Thickness (mm)	Failure
1	16946,10	141,67	23,78	5,03	AGM(2)
2	19796,73	171,81	23,66	4,87	AGM(2)
3	19049,88	186,85	22,02	4,63	AGM(2)
4	19928,35	196,74	22,36	4,53	AGM(2)
5	16721,68	144,30	23,65	4,90	LIT
Mean	18488,55	168,27	23,09	4,79	
Median	19049,88	171,81	23,65	4,87	
Std Dev.	1549,23	24,75	0,84	0,21	
x Minima	16721,68	141,67	22,02	4,53	
x Maxima	19928,35	196,74	23,78	5,03	

Tabla 9. Resultados ensayo de Tracción Pre Impacto en Placas Tipo II

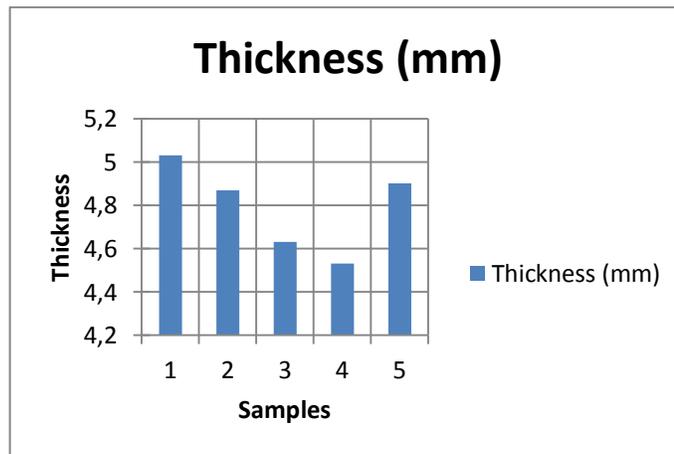


Figura 55. Espesor muestras Tipo II para ensayo Pre Impacto

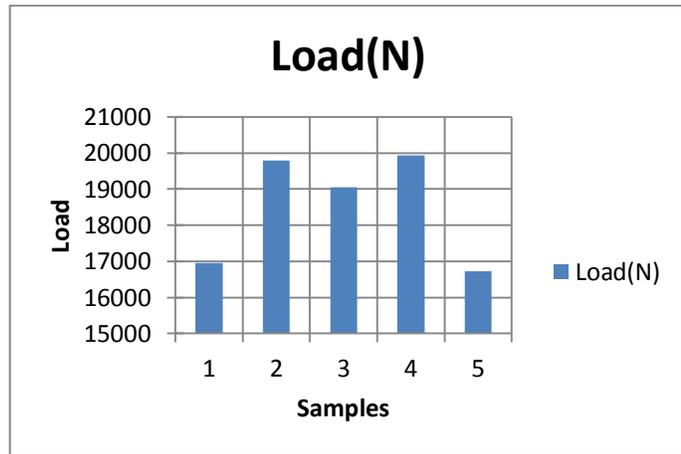


Figura 56. Cargas Soportadas por muestras Tipo II en el ensayo Pre Impacto

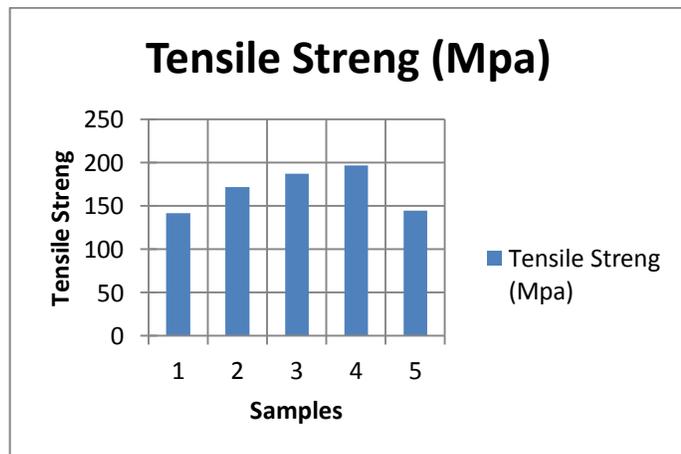


Figura 57. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo II

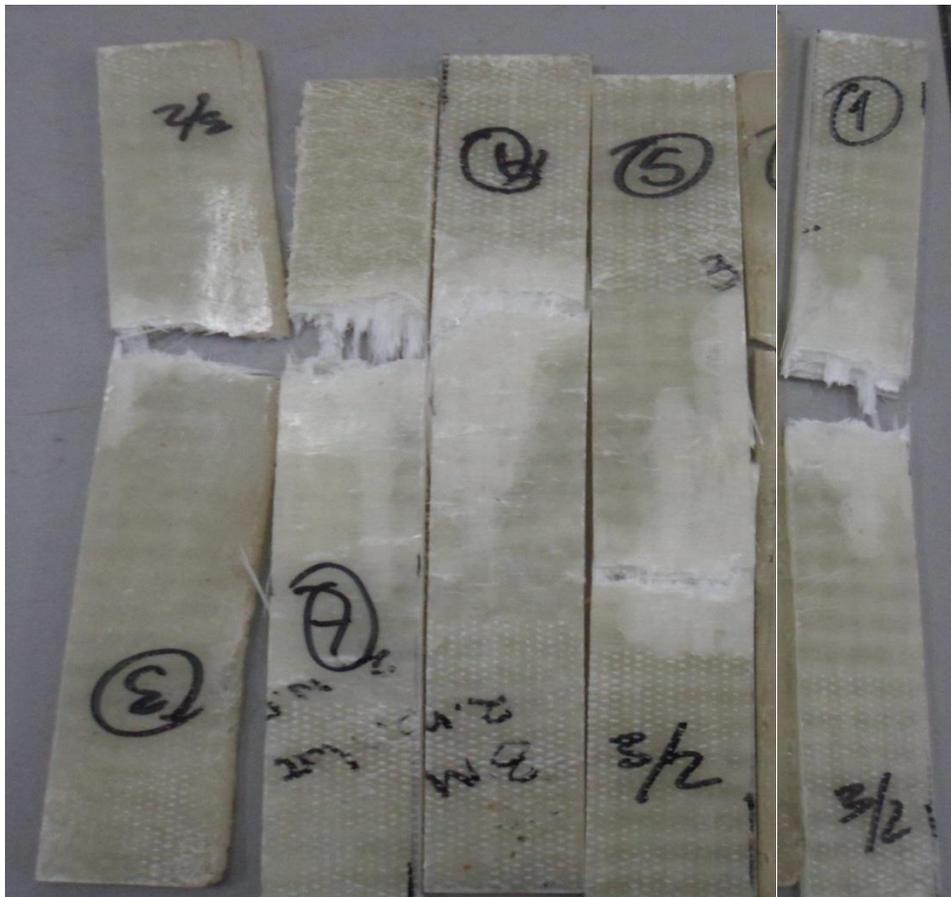


Figura 58. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo II 4Mat-3W. Robing (Tipo III)

Sample	Load(N)	Tensile Streng (Mpa)	Width (mm)	Thickness (mm)	Failure
1	23320,50	125,17	23,13	8,06	DGM
2	22729,41	116,74	23,59	8,25	DGM
3	22701,99	124,44	22,62	8,07	DGM
4	21490,08	114,72	22,74	8,24	DGM
5	21362,29	118,10	22,05	8,20	DGM
Mean	22320,85	119,83	22,83	8,16	
Median	22701,99	118,10	22,74	8,20	
Std Dev.	854,47	4,70	0,58	0,10	
x Minima	21362,29	114,72	22,05	8,06	
x Maxima	23320,50	125,17	23,59	8,25	

Tabla 10. Resultados ensayo de Tracción Pre Impacto en Placas Tipo III

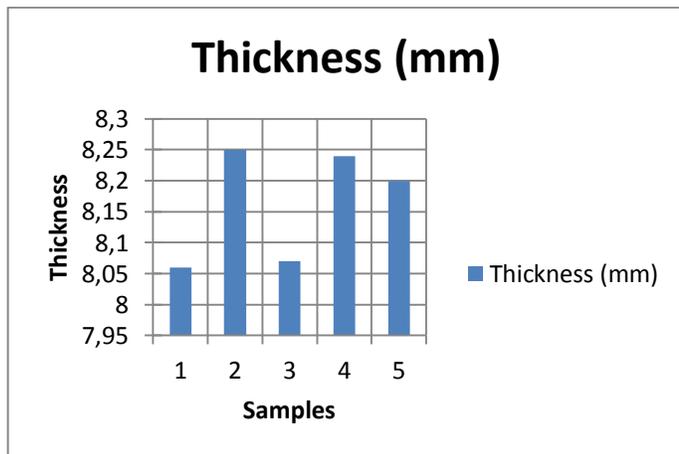


Figura 59. Espesor muestras Tipo III para ensayo Pre Impacto

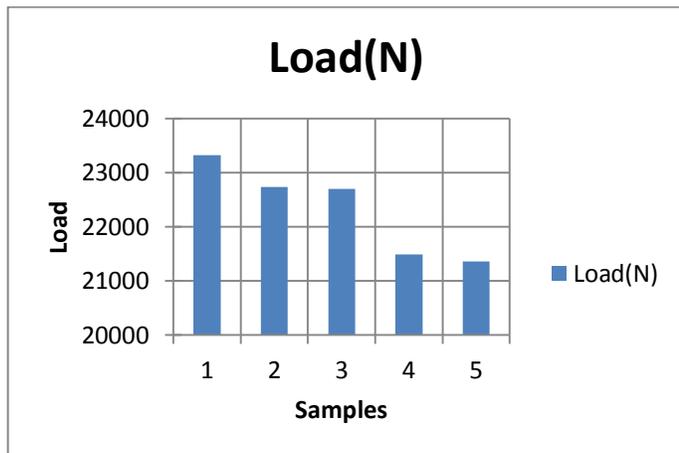


Figura 60. Cargas Soportadas por muestras Tipo III en el ensayo Pre Impacto

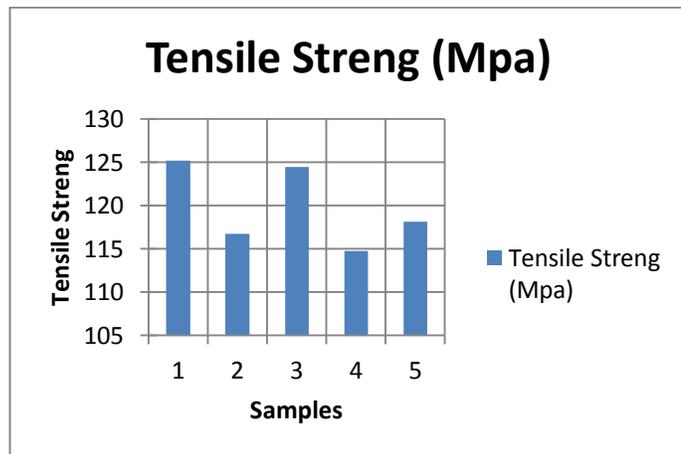


Figura 61. Resistencia a la tracción de las muestras Tipo III

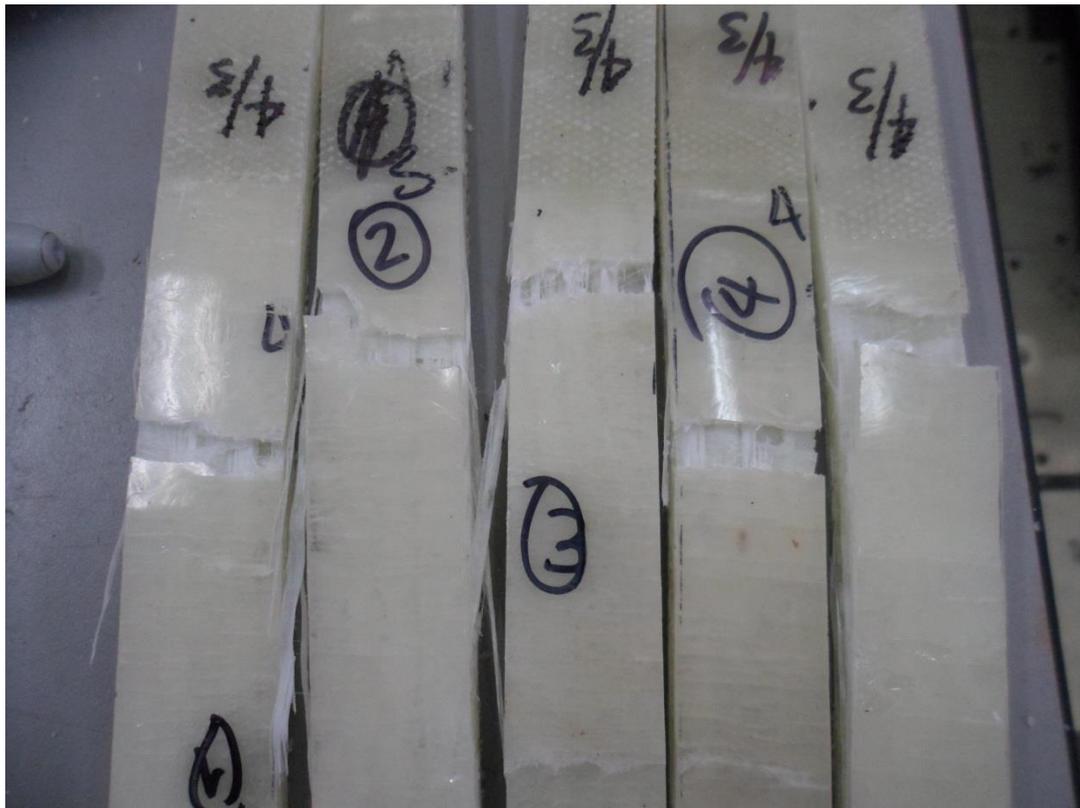


Figura 62. Diferentes tipos de falla por ensayo de tracción en tipo III

Observemos que la predicción hecha anteriormente fue correcta, el Tipo II de Arreglo es que mayor resistencia a la tracción presenta. Teniendo como base los datos arrojados por el ensayo pre-impacto pasamos a realizar los ensayos post-impacto, los datos obtenidos se presentan en las siguientes tablas.

2Mat-1W. Robing (Tipo I)

Sample	Energia Absorbida (J)	Thickness (mm)	Width (mm)	Load(N)	Median Tensile Streng (Mpa)	Residual Tensile Streng (Mpa)	Deviation (%)	Failure
1	12,344	3,610	69,710	24487,500	97,504	97,307	0,203	AGM(2)
2	20,524	3,477	68,877	23295,000	97,504	97,281	0,229	AGM(2)
3	26,485	3,527	68,410	20321,300	97,504	84,230	13,614	AGM(2)
4	35,994	3,477	68,200	15030,000	97,504	63,389	34,989	AGM(2)
5	45,162	3,520	68,293	18206,200	97,504	75,736	22,326	AGM(2)
6	62,181	3,512	68,195	16237,500	97,504	67,791	30,474	AGM(2)
7	95,256	3,613	69,180	17775,000	97,504	71,108	27,071	AGM(2)
8	108,288	3,452	69,330	15641,200	97,504	65,355	32,972	AGM(2)
	Std Dev.	0,060	0,584					

Tabla 11. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo I

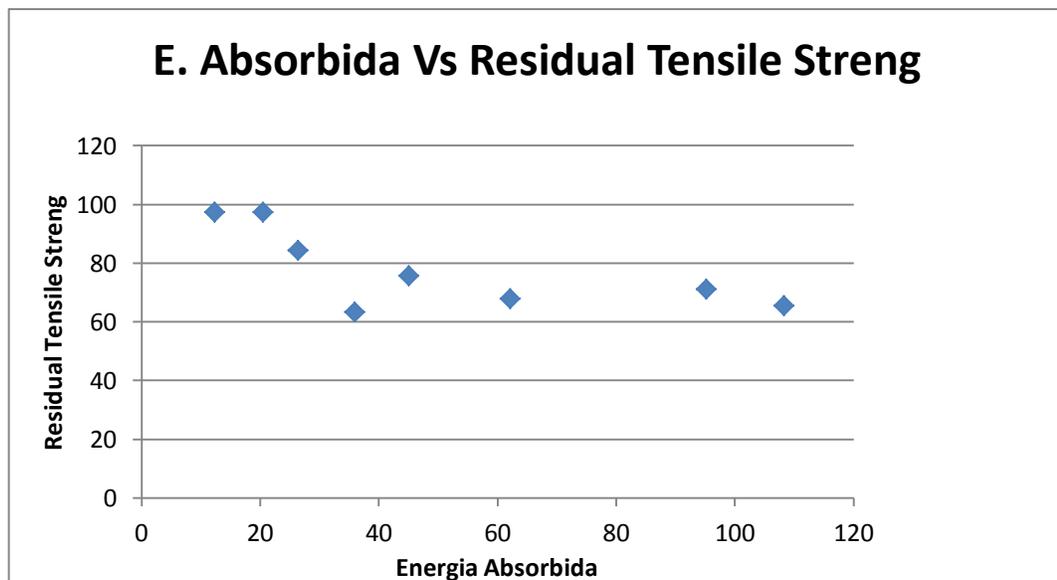


Figura 63. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo I

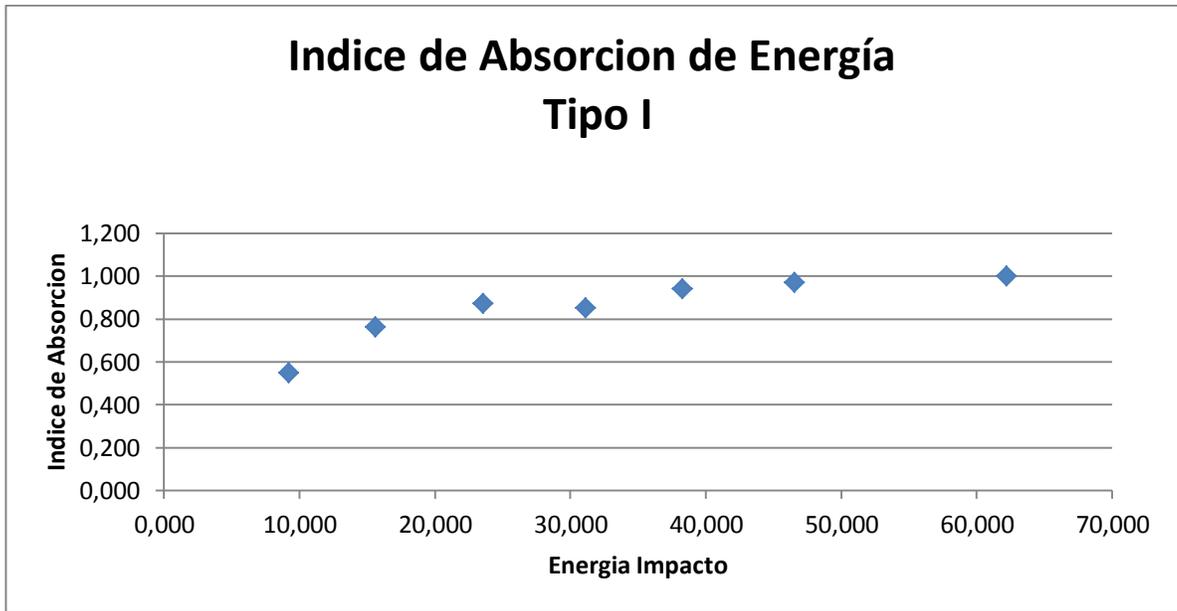


Figura 64. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo I

Ajustando los datos por el método de los mínimos cuadrados, encontramos la

ecuación: $f(x) = 0.0668154x - 0.0000004x^2 - 0.0001140x^3 + 0.0000031x^4 - 2.373 \times 10^{-8}x^5$

3Mat-2W. Robing (Tipo II)

Sample	Energia Absorbida (J)	Thickness (mm)	Width (mm)	Load(N)	Median Tensile Streng (Mpa)	Residual Tensile Streng (Mpa)	Deviation (%)	Failure
1	26,485	4,820	68,990	48375,000	171,810	145,475	15,328	AGM(2)
2	40,357	4,700	70,040	32418,800	171,810	98,481	42,680	AGM(2)
3	53,890	4,740	70,590	37740,000	171,810	112,793	34,350	AGM(2)
4	69,612	4,640	68,880	32715,000	171,810	102,361	40,422	AGM(2)
5	89,758	4,770	69,830	30412,500	171,810	91,304	46,857	AGM(2)
6	108,052	4,710	68,590	33806,300	171,810	104,644	39,093	AGM(2)
7	137,262	4,910	69,330	32445,000	171,810	95,311	44,525	AGM(2)
8	228,218	4,640	68,540	26085,000	171,810	82,022	52,260	AGM(2)
	Std Dev.	0,092	0,740					

Tabla 12. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo II

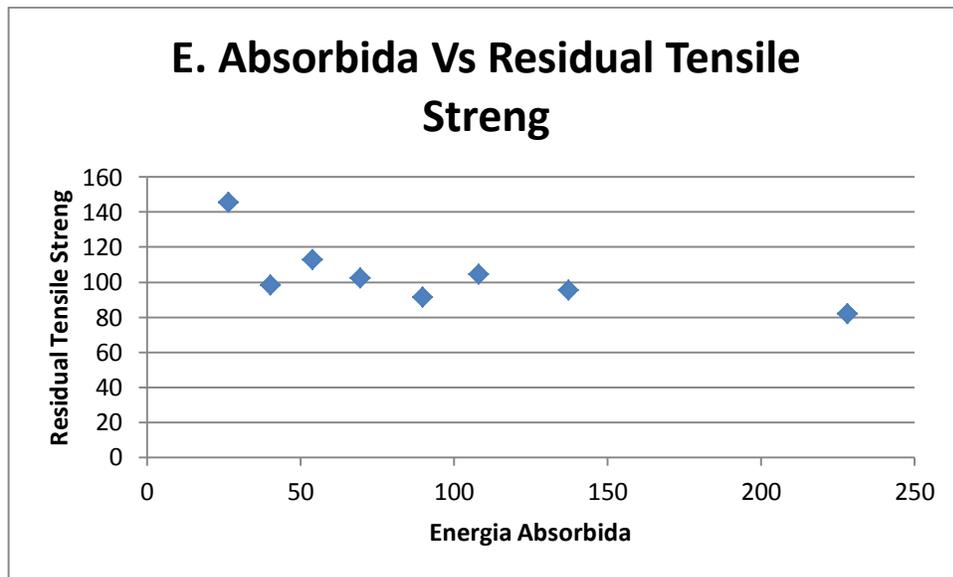


Figura 65. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo II

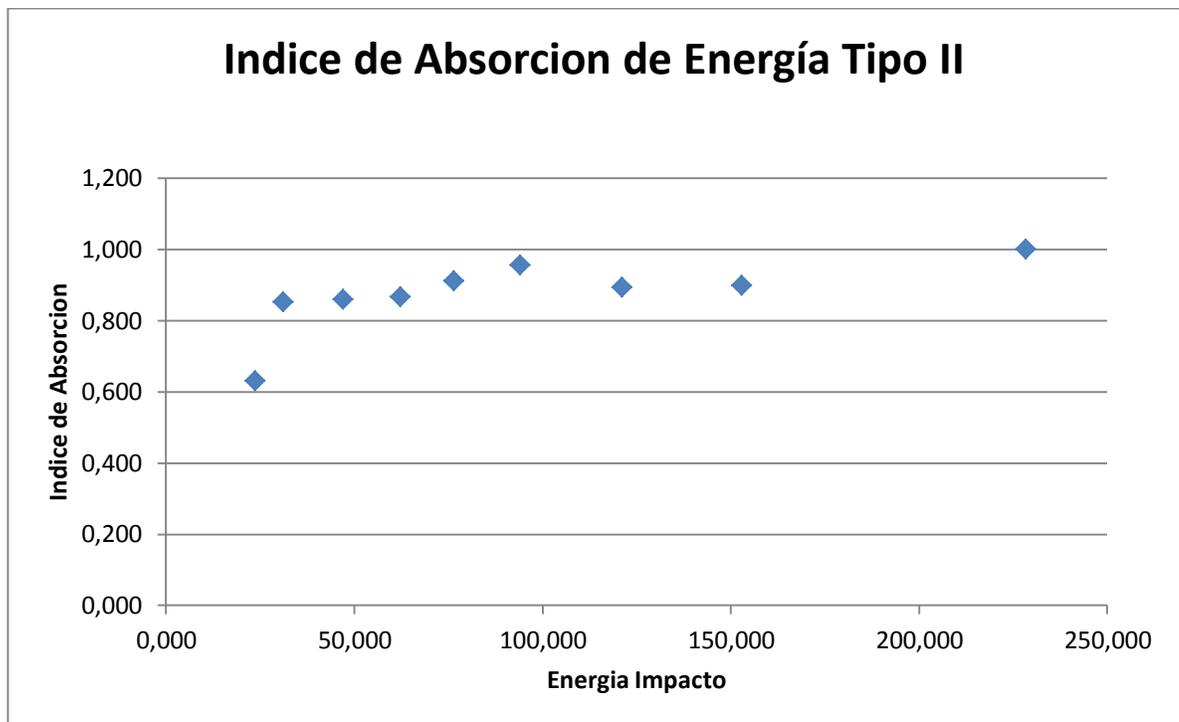


Figura 66. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo II

Ajustando los datos por el método de los mínimos cuadrados, encontramos la

ecuación: $f(x) = 0,0260667x - 0,0002159x^2 + 0,0000005x^3$

4Mat-3W. Robing (Tipo III)

Sample	Energia Absorbida (J)	Thickness (mm)	Width (mm)	Load(N)	Median Tensile Streng (Mpa)	Residual Tensile Streng (Mpa)	Deviation (%)	Failure
1	46,060	8,290	70,200	59467,500	118,100	102,185	13,475	AGM(2)
2	81,174	8,490	71,010	66232,500	118,100	109,861	6,976	AGM(2)
3	145,265	8,300	69,980	47962,500	118,100	82,575	30,080	AGM(2)
4	204,551	8,140	69,320	35786,300	118,100	63,421	46,299	AGM(2)
5	215,211	8,320	69,210	36435,000	118,100	63,274	46,423	AGM(2)
6	267,908	8,120	69,020	35741,200	118,100	63,773	46,001	AGM(2)
7	289,737	8,300	70,600	35400,000	118,100	60,412	48,847	AGM(2)
8	348,611	8,240	69,510	36817,500	118,100	64,281	45,571	AGM(2)
	Std Dev.	0,115	0,711					

Tabla 13. Resultados ensayo de Tracción Post Impacto Vs Pre Impacto en Placas Tipo III

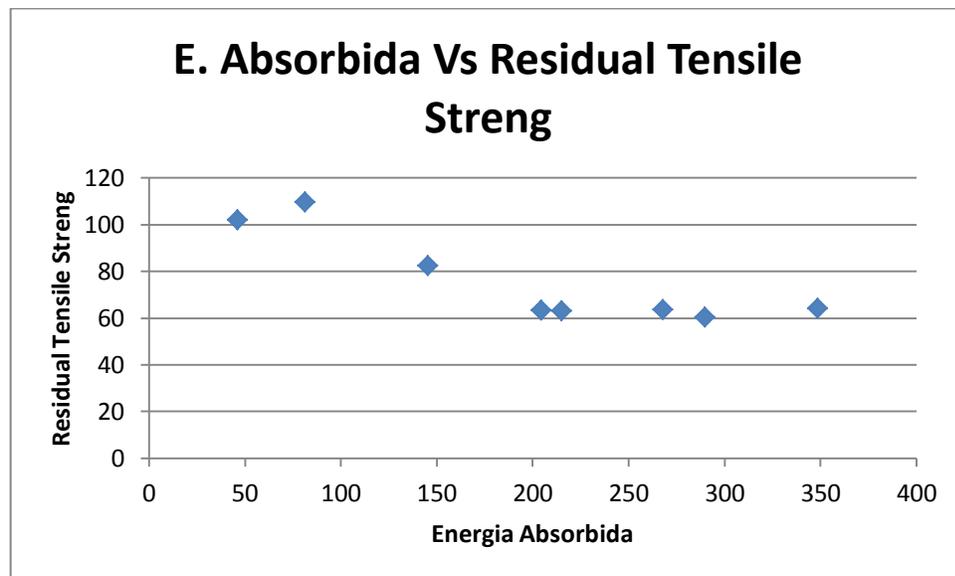


Figura 67. E. Absorbida Vs Resistencia Residual en muestras Tipo III

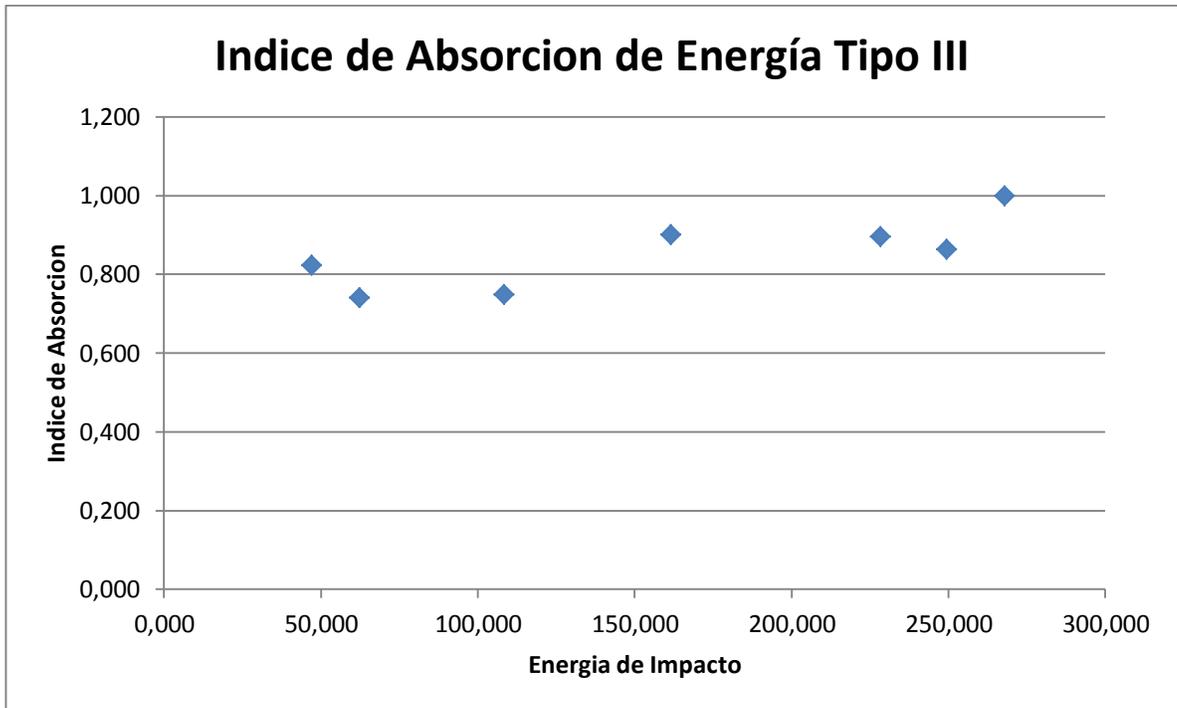


Figura 68. Índice de Absorción de Energía en muestras Tipo III

Ajustando los datos por el método de los mínimos cuadrados, la ecuación más

aproximada es: $f(x) = 0,0178945x - 0,000111x^2 + 0,0000002x^3$

La columna llamada Deviation es la variación en porcentaje de la Resistencia a la tracción. Notemos que en los 8 casa de cada tipo existe una variación en dicha resistencia, y gracias a estos resultados podemos comprobar que nuestra hipótesis de que existirá una variación en la resistencia mecánica en placas de fibra de vidrio y resina epoxy luego de ser sometidas a impactos de baja velocidad es válida.

5.0 Conclusiones

De acuerdo a la información obtenida en los ensayos realizados y la teoría en la que nos hemos basado, podemos afirmar que:

- La fibra es el material el cual genera la resistencia y rigidez dentro de un material compuesto. Uno de los arreglos fabricados más resistentes es en los cuales las fibras se orientan a 90° entre sí, esto brinda un poco más de resistencia a la tracción multiaxial que un arreglo de fibras en paralelo o en una sola dirección.
- Lo normal es que en un material compuesto, exista un poco más de resina que de fibra, esto es porque la resina debe impregnar todo el arreglo de fibras para darle la suficiente cohesión al material. Sin embargo, lo ideal es que se reduzca al mínimo la resina y se utilice más fibra. Consideramos que el mejor arreglo para este material es utilizar 55% de Resina y 45% de Fibra.
- La resistencia a la tracción de un compuesto en FV es proporcional a la composición de Fibra. Como podemos ver en los resultados obtenidos en la prueba de tracción de cada uno de los tipos, el tipo II (arreglo 3Mat-2WR) fue el más resistente, debido al porcentaje de fibra con el que se fabricó este tipo fue de aproximadamente 40%.
- Es interesante notar que las fallas presentadas luego de pasar su límite de elasticidad a tracción fue totalmente diferente en cada uno de los tipos de materiales.
- Existe una variación en la resistencia del material compuesto, luego de haber sido sometido a un impacto de cualquier cantidad de energía. La

reducción de la resistencia del material, es proporcional a la cantidad de energía que este absorba o sea impactado. Entre mas energía absorba/impacte, mayor será la reducción en su resistencia a la tracción.

- El comportamiento del material compuesto por FV luego de ser sometido a un impacto con cierta cantidad de energía, es a absorber dicho impacto. Dependiendo de la magnitud de la energía, el compuesto puede llegar a absorber hasta el 60% del impacto y reducir como valor máximo el 15% de su resistencia. Para el tipo I el primero ensayo fue con una energía de impacto de 15 J aproximadamente de los cuales absorbió 12J, el 60 %, la resistencia a la tracción sin impacto fue de 97,504 MPa y su resistencia post-impacto fue de 97,304, es decir, que su variación fue de 0,200MPa aproximadamente.

Mientras que en el tipo II la energía de impacto del primer ensayo fue de 31,091J de los cuales absorbió 26,485J , alrededor de 60% del impacto. Su resistencia a la tracción sin impacto fue de 171,81J y su resistencia post impacto fue de 145,475J aproximadamente se redujo en un 15% de su resistencia pre-impacto. De manera similar sucede con el tipo III.

- La energía que el material absorbe se convierte en fatiga superficial del material, generando daños en las fibras internas del compuesto, mas sin embargo, se requiere de una cantidad considerable de energía para generar un daño ó fractura que pueda perjudicar el funcionamiento ú objeto del material en cuestión. Generalmente las piezas o partes que se fabrican de materiales compuestos como fibra de vidrio, no están diseñados para recibir altas cargas cíclicas, vibraciones, altas temperaturas, impactos y otra serie de situaciones como para las que está diseñado una pieza de acero.

- En dos Impactos realizados con el arreglo tipo I, y una Energía de impacto muy baja (9.2J), Descubrimos que la resistencia post impacto en vez de disminuir aumentaba hasta casi un 20 %. Debido a que no hallamos la manera de explicar este fenómeno, no incluimos estos valores dentro de las tablas de datos.

6.0 BIBLIOGRAFIA

[1] W.F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de Materiales. Mc Graw Hill, 3° Edición, 1998. Pagina 641

[2] W.F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de Materiales. Mc Graw Hill, 3° Edición, 1998. Pagina 641

[3] W.F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de Materiales. Mc Graw Hill, 3° Edición, 1998. Pagina 641

[4] C. F. Paris, et al, Introducción a los materiales compuestos, Universidad de Sevilla, 2006. Pagina 2.

[5] Figura 1. Paris C., F et al, Introducción a los materiales compuestos, Universidad de Sevilla, 2006. Pagina 3.

[6] D.R. Askeland, Ciencia e Ingenieria de los Materiales. International Thomson Ediciones, tercera edicion, 1998. Pagina 517

[7] W.F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de Materiales. Mc Graw Hill, 3° Edición, 1998. Pagina 643

[8] W.F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de Materiales. Mc Graw Hill, 3° Edición, 1998. Pagina 647

[9] Jang-Kyo Kim, D.B. MacKay, Yiu-Wing Mai. Drop-weight impact damage tolerance of CFRP with rubber-modified epoxy matrix. Composites, Volume 24, Issue 6, September 1993, Pages 485-494

[10] M.L. Benzeggagh, S. Benmedakhene. Residual strength of a glass/polypropylene composite material subjected to impact. Composites Science and Technology, Volume 55, Issue 1, 1995, Pages 1-11

[11] G.A.O. Davies, D. Hitchings, G. Zhou. Impact damage and residual strengths of woven fabric glass/polyester laminates. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Volume 27, Issue 12, 1996, Pages 1147-1156

[12] N.H Tai, M.C Yip, J.L Lin. Effects of low-energy impact on the fatigue behavior of carbon/epoxy composites. Composites Science and Technology, Volume 58, Issue 1, January 1998, Pages 1-8

[13] Giovanni Belingardi, Roberto Vadori .Low velocity impact tests of laminate glass-fiber-epoxy matrix composite material plates. International Journal of Impact Engineering, Volume 27, Issue 2, February 2002, Pages 213-229

[14] G.J Short, F.J Guild, M.J Pavier. Post-impact compressive strength of curved GFRP laminates. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Volume 33, Issue 11, November 2002, Pages 1487-1495

[15] S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro. Compressive residual strength at low temperatures of composite laminates subjected to low-velocity impacts. *Composite Structures*, Volume 85, Issue 3, October 2008, Pages 226-232

[16] Hai-Po Cui, Wei-Dong Wen, Hai-Tao Cui. An integrated method for predicting damage and residual tensile strength of composite laminates under low velocity impact. *Computers & Structures*, Volume 87, Issues 7–8, April 2009, Pages 456-466

[17] C. Santiuste, S. Sanchez-Saez, E. Barbero. Residual flexural strength after low-velocity impact in glass/polyester composite beams. *Composite Structures*, Volume 92, Issue 1, January 2010, Pages 25-30

[18] Shi-Xun Wang, Lin-Zhi Wu, Li Ma. Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates. *Materials & Design*, Volume 31, Issue 1, January 2010, Pages 118-125

[19] S. Abrate, *Impact on Composite Structures*. Cambridge University press, 2005. Pages 54 - 55

[20] S. Abrate, *Impact Engineering of Composite Structures*. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Pages 59 - 62

[21] S. Abrate, *Impact Engineering of Composite Structures*. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 67

[22] J.N. Reddy. An Introduction to the finite element method. Mc Graw Hill, 3° Edition, 2006. Page104

[23] S. Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 67

[24] S. Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 68

[25] S. Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 68 - 69

[26] M. Molinier, “Análisis de los criterios de falla aplicados a los laminados compuestos” Monografía, Buenos Aires – Argentina, Universidad de Buenos Aires 2006.

[27] S. Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 98 - 99

[28] S. Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. CISM Courses and Lectures, vol. 526. Springer Wien New York, 2011. Page 100 - 101

[29] D.R. Askeland, Ciencia e Ingenieria de los Materiales. International Thomson Ediciones, tercera edicion, 1998. Páginas 130 - 131.

- Camilo Ernesto Tellez Mejia, 2008, “Caracterizacion de Materiales Compuestos Sometidos a Impactos de Baja Velocidad” Tesis de Grado, Bogotá – Colombia, Universidad de los Andes

- ICARDI, U.; LOCATTO, S.; LONGO, A. Assessment of recent theories for predicting failures of composite laminates. Applied Mechanics Reviews, v. 60, n.2, p.76-86, March 2007.
- MIDDLETON, D. H. Composite materials in aircraft structures. 1st ed., New York: Longman Scientific & Technical, 1990, p394.