



**ANALISIS CUALITATIVO POR MEDIO DE ENSAYOS DEL DAÑO GENERADO
POR CARGAS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD EN COMPUESTOS
LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO CON MATRIZ EPOXI Y POLIESTER**

Autor:

Camilo José López Giraldo
Programa de Ingeniería Mecánica

UNIVERSIDAD TECNOLOGICA DE BOLIVAR
Facultad de ingeniería - Programa de Ingeniería Mecánica
Cartagena D.T y C.
2012

**ANALISIS CUALITATIVO POR MEDIO DE ENSAYOS DEL DAÑO GENERADO
POR CARGAS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD EN COMPUESTOS
LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO CON MATRIZ EPOXI Y POLIESTER**

Autor:

**Camilo José López Giraldo
Programa de Ingeniería Mecánica**

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 mecánica como requisito parcial para optar el título de Ingeniero Mecánico.

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

Cartagena de indias D.T y C. 14 de junio de 2012

Señores

COMITÉ CURRICULAR
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR
Facultad de Ingenierías
Cartagena

Estimados Señores

Presento para su consideración el trabajo de grado “**ANÁLISIS CUALITATIVO POR MEDIO DE ENSAYOS DEL DAÑO GENERADO POR CARGAS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD EN COMPUESTOS LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO CON MATRIZ EPOXI Y POLIESTER**” como requisito para optar por el título de Ingeniero Mecánico.

Cordialmente,

Camilo José López Giraldo
C.C. 1.047.394.265 de Cartagena

Cartagena de indias D.T y C. 14 de junio de 2012

Señores

COMITÉ CURRICULAR
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR
Facultad de Ingenierías
Cartagena

Estimados Señores

Luego de revisar el trabajo de grado **“ANÁLISIS CUALITATIVO POR MEDIO DE ENSAYOS DEL DAÑO GENERADO POR CARGAS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD EN COMPUESTOS LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO CON MATRIZ EPOXI Y POLIESTER”** el estudiante Camilo José López Giraldo; considero que cumple con los objetivos propuestos, por lo que estoy de acuerdo en presentarlo formalmente para su calificación y así optar por el título de Ingeniero Mecánico.

Cordialmente,

Prof. Jairo F. Useche Vivero Ph.D.
Director de proyecto

Cartagena de indias D.T y C. 29 de junio del 2012

AUTORIZACIÓN

Yo, **Camilo José López Giraldo**, identificado con cédula de ciudadanía número 1.047.394.265 de Cartagena, autorizo a la UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR, para hacer uso de este trabajo de grado y publicarlo en el catalogo on-line de su biblioteca.

Cordialmente,

Camilo José López Giraldo
C.C. 1.047.394.265 de Cartagena

Nota de aceptación

Firma de presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Cartagena de indias D.T y C. 29 de junio de 2012

DEDICATORIA

*A Dios y a mi Familia en especial a mi
querida Madre Ángela.*

TABLA DE CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS.....	10
LISTA DE TABLAS.....	12
1. ASPECTOS GENERALES.....	15
1.1 DESCRIPCION DEL PROBLEMA.....	22
1.2 OBJETIVOS.....	23
1.3 METODOLOGIA.....	24
2. MARCO TEORICO.....	26
2.1 Introducción.....	26
2.2 Materiales Compuestos.....	26
2.3 Teoría de Placas.....	36
2.4 Impacto de Baja Velocidad en Placas de Materiales Compuestos.....	40
2.5 Tipos de Daños.....	42
2.6 Criterio de Falla	48
3. DESARROLLO EXPERIMENTAL.....	48
3.1 Tipos de Ensayos.....	57
3.2 Montaje Diseñado para Pruebas Experimentales.....	63
3.3 Selección de Materiales y Procedimiento.....	65
3.4 Variable y Parámetros de Energía.....	67
3.5 Modelo de Voight.....	71
3.6 Laminados.....	72
3.7 Resultados de las Pruebas.....	74
3.8 Procedimiento de Cálculo para la Energía de Impacto.....	78

3.9 Procedimiento de Cálculo para la Fuerza de Contacto.....	83
4. ANALISIS DE RESULTADOS.....	88
4.1 Comparación entre las probetas a) WovenRobin y Mat – Poliéster (WMWM – P) y las probetas b)WovenRobin y Mat – Epoxy (WMWM – EP).	90
4.2 Comparación entre las probetas Mat y WovenRobin – Poliéster (MWMW – P) y Mat y WovenRobin – Epoxi (MWMW – EP).	94
5. CONCLUSIONES.....	98
6. BIBLIOGRAFIA.....	99

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Ejemplo de una trama de fibra bidireccional de un tejido.....	16
Figura 2: Bobina de tejido de fibra de vidrio.....	17
Figura 3: Bobina de tejido de fibra de vidrio.....	18
Figura 4: Bobina de tejido de fibra de vidrio	18
Figura 5: Bobina de tejido de fibra de vidrio	19
Figura 6: Bobina de tejido de fibra de vidrio	20
Figura 7: Laminado unidireccional.....	32
Figura 8: Laminado ortótropo.....	32
Figura 9: Ejemplo de un laminado cuasi-isótropo.....	33
Figura 10: Lamina de tejido de tipo tafetán.....	34
Figura 11: Impactos.....	39
Figura 12: Mecanismos de falla a compresión	42
Figura 13: Falla de fibra por micropandeo.....	42
Figura 14: Mecanismo de danificacaoem CPR.....	43
Figura 15:Tensiones en los ejes principales del material laminado en relación de los ejes X – Y de un sistema global.....	47

Figura 16: Superficie de Falla del Criterio Máximo de Tensión.....	52
Figura 17: Péndulo de Impacto.....	56
Figura 18: Péndulo Charpy.....	58
Figura 19: Impacto Izod.....	59
Figura 20: Probeta para Ensayo Izod.....	59
Figura 21: Torre de Caída de Peso.....	63
Figura 22: Montaje Experimental.....	70
Figura 23: Proceso de construcción de laminados.....	72
Figura 24: Probetas 1. WovenRobin y Mat – Poliéster (WMWM – P).....	78
Figura 25: Probetas 2. Mat y WovenRobin – Poliéster (MWMW – P).....	78
Figura 26: Probetas 3. Mat y WovenRobin – Epoxi (MWMW – EP).....	76
Figura 27: Probetas 4. Woven Robin y Mat – Epoxi (WMWM – EP).....	79
Figura 28: Probeta 1 (WMWM – P) energía de impacto 51,05J.....	80
Figura 29: Probetas 1 (WMWM – P) energía de impacto 76,58J.....	80
Figura 30: Probetas 1 (WMWM – P) energía de impacto 91,90J.....	81
Figura 31: Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 51,05J.....	81

Figura 32: Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 76,58J.....	81
Figura 33: Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 91,90J.....	82
Figura 34: Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 51,05J.....	82
Figura 35: Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 76,58J.....	82
Figura 36: Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 91,90J.....	83
Figura 37: Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 51,05J.....	83
Figura 38: Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 76,58J.....	83
Figura 39: Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 91,90J.....	83
Figura 40: Energía Absorbida vs Área Afectada para la placa WMWM – P.....	85
Figura 41: Energía Absorbida vs Área Afectada para la placa MWMW – P.....	86
Figura 42: Energía Absorbida vs Área Afectada para la placa MWMW – EP.....	87
Figura 43: Energía Absorbida vs Área Afectada para la placa WMWM – EP.....	88
Figura 44: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa WMWM–P.....	92
Figura 45: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW–P.....	93
Figura 46: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW–EP.....	94
Figura 47: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW–EP.....	95

Figura 48: Diferentes tipos de daños..... 97

LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Tipos de resina de poliéster más utilizadas.....	26
Tabla 2: Principales propiedades mecánicas de la resina vinilester.....	27
Tabla 3: Principales tipo de resina epoxi.....	28
Tabla 4: Propiedades de las resina epoxi más utilizadas.....	28
Tabla 5: Composición química de la fibra de vidrio “E”.....	30
Tabla 6: Tipos de fibra de carbono.....	31
Tabla 7: Laminados seleccionados.....	71
Tabla 8: Propiedades de los materiales compuestos.....	77
Tabla 9: Energía Absorbida vs Área Afectada.....	85
Tabla 10: Energía Absorbida vs Área Afectada.....	86
Tabla 11: Energía Absorbida vs Área Afectada.....	87
Tabla 12: Energía Absorbida vs Área Afectada.....	88
Tabla 13: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida.....	92
Tabla 14: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida.....	83
Tabla 15: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida.....	84
Tabla 16: Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida.....	95

1. ASPECTOS GENERALES

1.1 INTRODUCCION

El propósito de este proyecto es el evaluar cualitativamente el daño generado por cargas de impacto en compuestos de fibra de vidrio y matriz epoxi utilizando técnicas experimentales. Experimentalmente se busca reproducir mediante ensayos controlados el daño generado por la colisión de objetos a baja velocidad, estudiando la magnitud y distribución de la carga de impacto en el tiempo para caracterizar el tipo de daño generado.

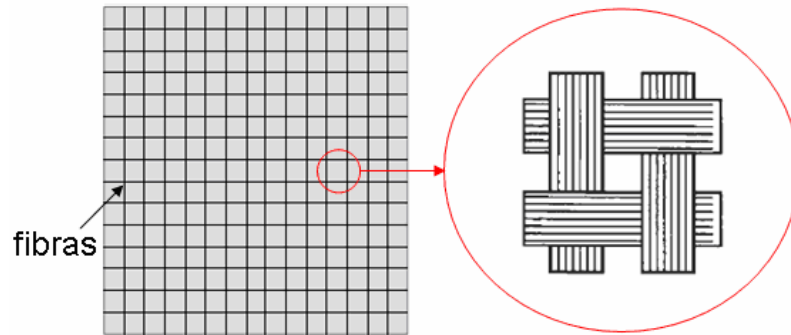
Los materiales compuestos se obtienen al unir dos materiales para conseguir una combinación de propiedades que no es posible obtener en los materiales originales. Estos están formados por una fase continua llamada matriz, donde esta puede ser metálica, cerámica u orgánica, así como una de refuerzo dispersa en la matriz y que puede ser en forma de fibra o partícula [1].

En general se puede considerar como un compuesto laminado de varias fases cualquier material multifásico, que presenta una proporción significativa de las propiedades que lo constituyen, lo que da como resultado un mejor rendimiento del material [2]. Estos materiales que forman el compuesto pueden ser clasificados como un aglutinante (matriz o fase continua) y el refuerzo (fibra o fase dispersa).

Cuando las fibras están incrustadas en la matriz en una sola capa, formando una lámina, las multicapas son utilizadas, contando de esta manera con varias capas apiladas y unidas a las fibras en distintas orientaciones, para que constituyan un laminado compuesto.

Los materiales más comunes son de fibra de vidrio, aramida (Poliamida Aromática), carbono, grafito y boro. Ellos son los responsables de dar resistencia

y rigidez mecánica. Estas pueden estar presentes de forma continua o de forma discontinua. De acuerdo con la disposición geométrica, los refuerzos de fibra continua se pueden encontrar en forma de hilos, lo que produce un refuerzo unidireccional, o en forma de tejido para mayor bidireccionalidad o multidireccionalidad. Figura 1.



Fuente: LuizAndreRomariz, "Danoem Placas Laminadas Devidoao Impacto a Baixas Velocidades".

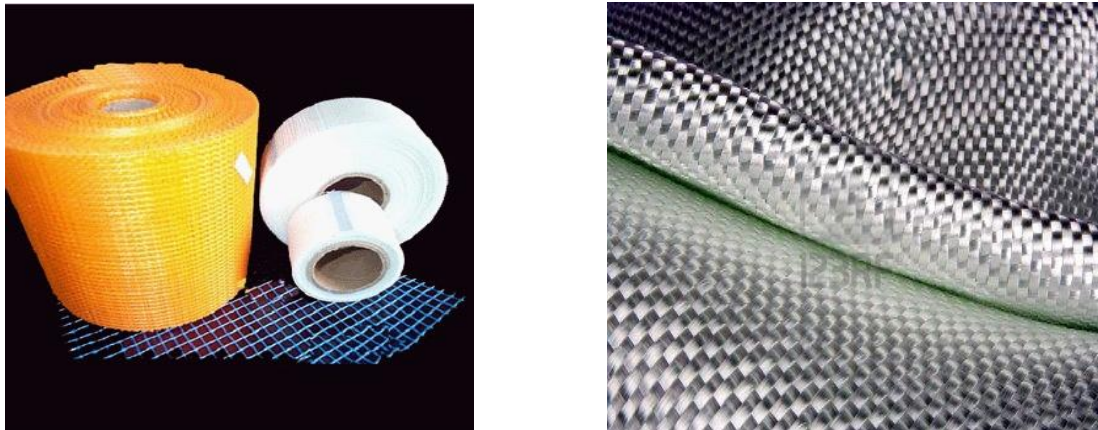
Figura 1. Ejemplo de una trama de fibra bidireccional de un tejido.

La función más importante de la matriz es la participación del refuerzo (fibra), que proporciona un posicionamiento y una orientación adecuada. De este modo las cargas que actúan en la estructura son transmitidas a las fibras, puesto que apenas una proporción más pequeña de la carga aplicada es soportada por la fase de la matriz [2]. El funcionamiento de la matriz es proteger el refuerzo contra la corrosión, la abrasión, daños de manejo, y garantizar la amortiguación en las estructuras para mitigar la amplitud de las vibraciones mecánicas [2].

Las matrices de resina de polímeros se pueden clasificar como termoplásticos y termoestables. La principal diferencia es el comportamiento cuando se calienta. Los termoplásticos se funden originando un líquido viscoso capaz de sufrir grandes deformaciones. Los termoestables forman enlaces químicos entrecruzados que al aumentar la temperatura puede sufrir descomposición térmica. Ejemplos de resina termoplástica: polietileno, polipropileno y nylon. Ejemplos de resina termoestable: epoxi, poliéster o resina fenólica. El material compuesto de matriz polimérica

reforzada con fibra es llamado compuesto polimérico reforzado (CPR), o de plástico reforzado.

En este trabajo se estudiará la lámina de compuesto de resina epoxi reforzado con tejido de fibra de vidrio, la figura 2 muestra la bobina de fibra de vidrio.



Fuente: "www.rhinonerd.blogspot.com"

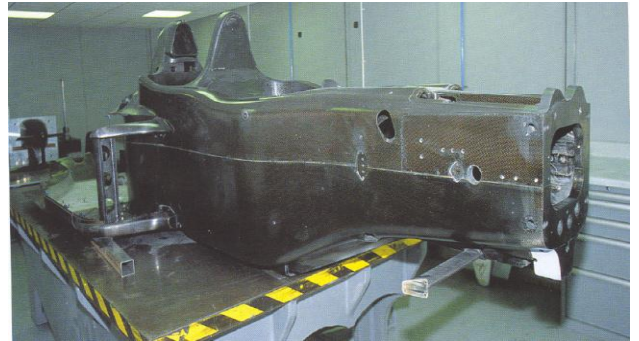
Figura 2. Bobina de tejido de fibra de vidrio.

Los materiales laminados de compuesto de polímero reforzado (CPR) tienen una excelente combinación de rigidez, resistencia y bajo peso que son características muy atractivas para el desarrollo de las estructuras. La eficiencia estructural es la relación entre resistencia y densidad. El material compuesto de polímero reforzado puede tener una alta eficiencia estructural comparada con los materiales de uso común: aleaciones de aluminio o de titanio [3].

Según *Icardi (2007)[4]*, los materiales compuestos laminados aparecen como los mejores candidatos para varias aplicaciones en aplicaciones estructurales. En las últimas décadas los plásticos reforzados se están utilizando para garantizar la seguridad de los pasajeros en los ascensores, automóviles, trenes y aviones que utilizan componentes hechos de materiales reforzados de plástico con buena eficiencia estructural y además absorben eficientemente la energía de impacto.

Por ejemplo los automóviles de Fórmula 1, Figura 3 tienen un chasis hecho de láminas de fibra de carbono reforzado, que tienen como función proteger al piloto

en los accidentes la Figura 4 muestra la prueba de impacto. En el sector automovilístico los materiales compuestos se están utilizando en los parachoques, el techo, el capó y en la tapa del maletero con el fin de desarrollar choques más ligeros y obtener el menor consumo de combustible.



Fuente: LuizAndreRomariz, "Danoem Placas Laminadas Devidoao Impacto a Baixas Velocidades".

Figura 3. Chasis de un auto de Fórmula 1.



Fuente: LuizAndreRomariz, "Danoem Placas Laminadas Devidoao Impacto a Baixas Velocidades".

Figura 4. Ensayo de Impacto de la nariz de un auto de Fórmula 1.

Otro ejemplo de uso de materiales laminados reforzado son las aspas de las hélices de los generadores eólicos, Figura 5. El aumento estructural de la eficiencia de estos materiales ha contribuido al mejor desempeño de estos proyectos.



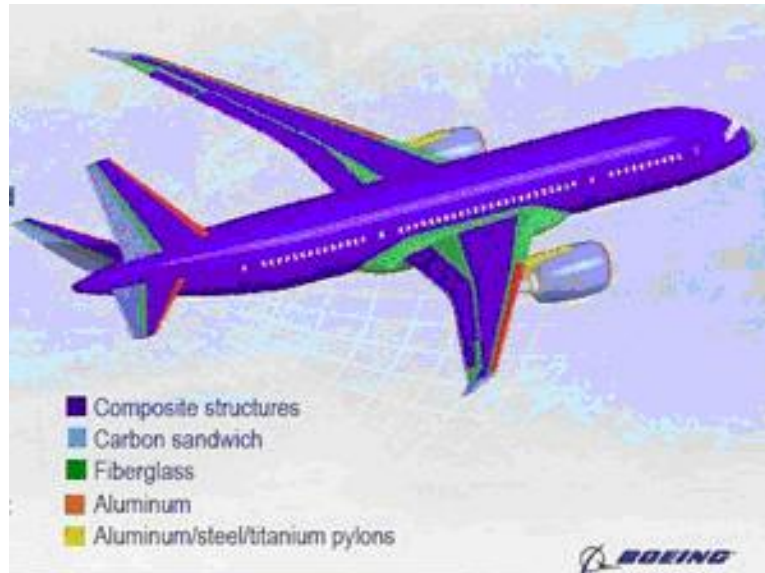
Fuente: Luiz Andre Romariz, "Danoem Placas Laminadas Devido ao Impacto a Baixas Velocidades".
Figura 5. Aerogenerador con hélices de fibra de vidrio y manufactura de una hélice.

Según *Hazim (1984)[5]*, la industria aeronáutica y aeroespacial fueron los pioneros en el desarrollo tecnológico de materiales laminados reforzados. En el diseño de aviones, cohetes, misiles y satélites, el peso de la estructura es muy importante para el costo operativo, para la reducción de consumo de combustible. El uso de estas estructuras de material compuesto de bajo peso, pero de mayor costo adquisición y de investigación.

Según *Middleton (1990)[6]*, en el año 1985, la empresa Airbus fue la primera en la industria que utilizó materiales compuestos en la producción en serie de aviones y primera en la fabricación del estabilizador vertical de la aeronave A310 – 300 laminado reforzado con fibra de carbono.

El A380, fabricado por Airbus en 2006, tiene un 25% de las partes de su peso estructural de materiales compuestos donde estos se utilizan ampliamente en las alas, en las secciones del fuselaje y en las puertas.

En la Figura 6 se muestra la aeronave B – 787 en fase de desarrollo por la industria de aviones Boeing. Este avión comercial tiene el 50% de su peso de materiales compuestos.



Fuente: “www.planair.com.br/es/caracteristicas.php”.

Figura 6. Materiales en la estructura de un Boeing 787.

En Colombia durante los últimos 10 años se vienen realizando estudios en el área de materiales compuestos. Algunas universidades se encuentran realizando investigaciones como los son la Universidad Pontificia Bolivariana con su grupo de investigación de Nuevos Materiales en compañía de la Universidad de Zaragoza – España con el grupo de Materiales Compuestos. La Universidad de los Andes con su línea de investigación de Materiales avanzados ha desarrollado estudios de impacto de baja velocidad en materiales compuestos entre otras universidades como la Universidad del Valle, Eafit, Universidad Nacional de Colombia, el Instituto Colombiano del Petróleo en conjunto con la Universidad Industrial de Santander y la Universidad Tecnológica de Bolívar con su grupo de investigación en Materiales y Estructuras Continuas (GIMAT) dirigido por el profesor PhD Jairo Useche Vivero en compañía de Cotecmar han hecho investigaciones durante 8

años en el área de nuevos materiales con el fin de lograr que las nuevas embarcaciones navales sean menos pesadas y resistan impactos de proyectil para el caso de los navios de la Armada Nacional.

1.2 DESCRIPCION DEL PROBLEMA

En la actualidad los materiales compuestos laminados se vienen utilizando ampliamente en los distintos sectores industriales que trabajan con materiales que combinan la rigidez, resistencia y bajo peso como lo son la fibra de vidrio, fibra de carbono, aramida, grafito y boro. Las industrias que participan activamente en las investigaciones de materiales compuestos son la automovilística, aeronáutica, la aeroespacial, construcción, deportes, militar y bienes de consumo.

Con el estudio de impactos de baja velocidad se busca representar el daño que generaría una masa relativamente grande que impacta sobre una estructura. Experimentalmente en este tipo de estudio se utiliza una torre de caída como el péndulo charpy. Estos impactos de baja velocidad son considerados como peligrosos en los materiales compuestos, porque el daño que producen normalmente reduce significativamente las propiedades residuales en algunos laminados de materiales compuestos, como es el caso del carbono, el daño no puede ser detectado por inspección visual [7]. De aquí surge la importancia de este estudio.

La falla que se produce en los materiales compuestos como resultado de un impacto de baja velocidad, genera en el material una concentración de esfuerzos, que al aumentar hace aparecer fisuras localizadas que a su vez se propagan en la matriz, además en la interface de la matriz y la fibra también pueden aparecer fisuras debido a las tensiones, ya sean de tracción, compresión o flexión [7].

El problema objeto de estudio que se propone es comparar los daños generados por cargas de impacto de baja velocidad en distintas placas de materiales compuestos.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo general

Analizar cualitativamente el tipo de daño que ocurre en una placa de matriz epoxi o poliéster reforzada con fibra de vidrio al recibir un impacto de baja velocidad.

1.2.2 Objetivos específicos

- Estudiar acerca del comportamiento bajo impactos de baja velocidad en materiales compuestos laminados de (Fibra de vidrio con Matriz Epoxi y poliéster) donde se enfocara la atención en evaluar el tipo de daño provocado.
- Analizar mediante ensayos experimentales el tipo de daño provocado en placas de matriz epoxi y poliéster reforzadas con fibra de vidrio sometidas a impactos de baja velocidad.
- Diseñar y construir el prototipo experimental para realizar los ensayos de impacto de baja velocidad.

1.4 METODOLOGIA

1. Este tipo de proyectos tiene como propósito desarrollar un estudio para determinar el tipo de daño generado por cargas de impacto de baja velocidad en compuestos de polímeros reforzados (CPR) de fibra de vidrio con matriz epoxi y poliéster utilizando técnicas experimentales para realizar análisis cualitativos con los resultados obtenidos.

Abordar el origen y el desarrollo de los materiales compuestos laminados como una ciencia que se encarga del análisis de las propiedades de los materiales compuestos, se profundizará en la importancia del estudio, además de los hallazgos que se han hecho durante los últimos años tanto a nivel mundial como en Colombia y en nuestra región Caribe específicamente en el departamento de Bolívar.

2. Se presentarán los planos de la máquina con que se realizarán los ensayos, se describirá el procedimiento de fabricación de las probetas, y un análisis cualitativo arrojado por los diferentes ensayos realizados.

2. MARCO TEORICO

2.1 INTRODUCCIÓN

Abordar el origen y el desarrollo de los materias compuestos laminados como una ciencia que se encarga del análisis de las propiedades de los materiales compuestos. Se profundizará en la importancia del estudio, además de los hallazgos que se han hecho durante los últimos años tanto a nivel mundial como se indicó en el capítulo 1.

2.2 MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es un sistema constituidos por una mezcla o combinaciones de dos o más micro o macroconstituyentes que difieren en forma y composición química y son esencialmente insolubles entre sí. [8]

Los materiales compuestos de matriz orgánica con refuerzo de fibra, poseen una característica común que consiste en la presencia de un elemento fibroso que proporciona rigidez, dureza y resistencia; y una matriz que tiene como función definir la forma geométrica del material compuesto y transmitir los esfuerzos de una fibra a otra.

2.2.1 Matrices

En la industria se emplean principalmente matrices poliméricas, de dos tipos de polímeros: termoplástico y termoestables. Las resinas termoestables permiten obtener una estructura de forma fija permanente donde ésta no se puede reciclar, no se funden y cuando estas son sometidas a altas temperaturas se descomponen y degradan. El poliéster, viniléster y epoxi son ejemplos de este tipo de resinas. [9]

2.2.1.1 Resina poliéster

Las resinas de poliéster conforman el grupo más importante de las resinas termoestables utilizadas en la fabricación de materiales compuestos, estas se encuentran presentes en el 90% de laminados comerciales. Se clasifican de acuerdo a su constituyente base (ácido o anhídridos insaturados, ácido o anhídrido saturado, glicoles y monómeros), sus aplicaciones son:

TIPOS	APLICACIONES
Ortoftalicas	Barcos, placas onduladas y planas
Isoftalicas	Depósitos, ingeniería química
Tereftalicas	Ingeniería química
Tetraftalicas	Depósitos para alimentos, cubas
Biofenolicas	Aplicación anticorrosión
Resinas de Tetracloroftalico	Comportamiento a fuego moderado
Resinas de AcidoHet	Resistencia al fuego, anticorrosión
Resinas de metacrilico metileno	Piezas, Cúpulas

Fuente: Shirley KalamisGarcia Castillo, "Análisis de Laminados de Materiales Compuestos con Precarga en su Plano y Sometidos a Impacto".

Tabla 1. Tipos de resina de poliéster más utilizadas

2.2.1.2 Resina vinilester

Esta resina es utilizada en la fabricación de materiales compuestos y se encuentra en el grupo de los materiales orgánicos del tipo termoestable, los cuales se caracterizan por presentar una red tridimensional completa formada por cadenas cruzadas.

En la actualidad esta resina es muy utilizada a pesar de presentar un costo superior al de las resinas de poliéster clásicas, debido a sus propiedades, entre las que se encuentran:

- Buenas propiedades mecánicas, en especial alta resistencia a fatiga.
- Excelente fluidez, que facilita su impregnabilidad y modelo.
- Buena adhesión de la resina a la fibra de refuerzo.
- Resistencia a la corrosión.
- Excelente resistencia al fuego, puede mejorarse por modificación de la molécula de vinilester mediante átomos de boro o cloro, obteniendo resina auto – extingüibles.

Algunas propiedades de la resina vinilester se recogen en la tabla 2.

Propiedad Mecánica	
Resistencia a tracción (MPa)	80
Módulo de elasticidad (GPa)	3,39
Deformación a rotura (%)	4
Resistencia a flexión (MPa)	140
Modulo a flexión (GPa)	3,7

Fuente: "ASMHandBook".

Tabla 2. Principales propiedades mecánicas de la resina vinilester

2.2.1.3 Resina epoxi

La resina epoxi es una resina termoestable. Entre las principales características de este tipo de resinas se encuentran:

- Alta resistencia mecánica, superior a la de la resina poliéster.
- Mayores temperaturas de trabajo que las de resina poliéster.
- Buena adherencia de la resina a la fibra de refuerzo.
- Bajo coeficiente de dilatación térmica, lo cual es muy útil durante la polimerización.
- Estabilidad química, en especial a los álcalis.
- Permite obtener productos de alta calidad y buena tolerancia dimensional.

Las resinas epoxi se pueden clasificar en tres grupos de acuerdo con su estructura química: TGMDA (dianilinatetraglicidil metileno), DGEBA (diglicidil éter de bisfenol A) y fenol formaldehido epoxi novolaca. En la tabla 4 se recogen los valores de las propiedades mecánicas para las resinas epoxis más utilizadas.

Tipo de Resina Epoxi	Propiedad Característica
TGMDA	Alto módulo de elasticidad
	Baja deformación a rotura
	Alta temperatura de servicio
DGEBA	Menores propiedades mecánicas que la TGMDA
	Mayor deformación a rotura
	Menor absorción de agua
Fenolformaldehido epoxi novolaca	Menor deformación a rotura

Fuente: "Miravete 1990".

Tabla 3. Principales tipo de resina epoxi

Propiedades	TGMDA	DGEBA
Módulo de elasticidad (GPa)	3,8 - 4,5	2,75-3,45
Deformación a rotura (%)	1 - 2	5-8
Tg (°C)	175-235	120-175
Absorción de agua (%)	4-6	2-3

Fuente: "Miravete 1990".

Tabla 4. Propiedades de las resina epoxi más utilizadas

2.2.2 Refuerzos

2.2.2.1 Fibra de Vidrio

La Fibra de vidrio es uno de los refuerzos más utilizados en la fabricación de materiales compuestos en diversas aplicaciones industriales, debido a su alta disponibilidad, bajo costo y sus buenas propiedades mecánicas. A continuación algunas características que presentan estos materiales que les permite ser ampliamente utilizados.

- La resistencia mecánica específica es alta e incluso mayor que la del acero.
- Es un buen aislante eléctrico incluso en espesores delgados, porque posee una buena permeabilidad eléctrica y magnética.
- Es un material cuyos componentes son minerales y es incombustible por naturaleza, por lo que no propaga llama y no produce calor, humos y toxicidad.
- Presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica.
- Es inerte a la acción biológica, por consiguiente, no sufre alteraciones y no se pudre.
- Posee una baja conductividad térmica, lo que le permite ser muy utilizada en la construcción ya que posibilita prescindir de los puentes térmicos y por consiguiente un ahorro considerable de la calefacción.

De los diferentes tipos de fibra de vidrio que se encuentran en el mercado (E, A, C, R o S y D), la fibra de vidrio “E” es una de las utilizadas en la fabricación de materiales compuestos, abarcando un 90% del mercado, pues ofrece la suficiente resistencia mecánica a un bajo precio. En la Tabla 5 se detalla la composición química de la fibra mencionada.

Constituyente	% en peso
Silice (SiO ₂)	53-54
Alumina (Al ₂ O ₂)	14-15,5
Cal (CaO)	20-24
Oxido de Magnesio (MgO)	
Oxido de Boro (B ₂ O ₃)	6,5-9
Fluor (F)	0-0,7
Oxido de sodio (Na ₂ O)	<1
Oxido de circonio (ZrO ₂)	
Oxido de potacio (K ₂ O)	
Oxido de hierro	

Fuente: "Antequera et al. 1991".

Tabla 5. Composición química de la fibra de vidrio "E"

2.2.2.2 Fibra de carbono

La fibra de carbono es muy utilizada en aplicaciones estructurales donde se requiere alta resistencia a la fatiga o en aquellas situaciones en las que es necesario un buen comportamiento mecánico bajo condiciones estáticas.

La fibra de carbono en comparación con la fibra de vidrio, tiene un costo más elevado, actualmente sus costos han ido reduciéndose debido a la gran demanda por parte de la industria aeronáutica, aeroespacial, transporte terrestre, deporte, marina, entre otros.

Entre las principales características que presentan la fibra de carbono se encuentran:

- Baja densidad, lo que implica que sus propiedades mecánicas específicas por unidad de peso sean muy elevadas.
- Estabilidad dimensional, ya que presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica y alta resistencia a la abrasión.

- Estabilidad química y biológica
- Alta resistencia a la fatiga.
- Elevada resistencia a la corrosión y alta conductividad eléctrica.

Los tipos de fibras de carbono pueden clasificarse de acuerdo a la temperatura del tratamiento de calentamiento durante su fabricación, se clasifican en la tabla 6.

Tipo de fibra	Propiedad Característica
HM	Alto módulo de elasticidad
HR	Alta resistencia mecánica
III	Menores propiedades mecánicas, mas económica

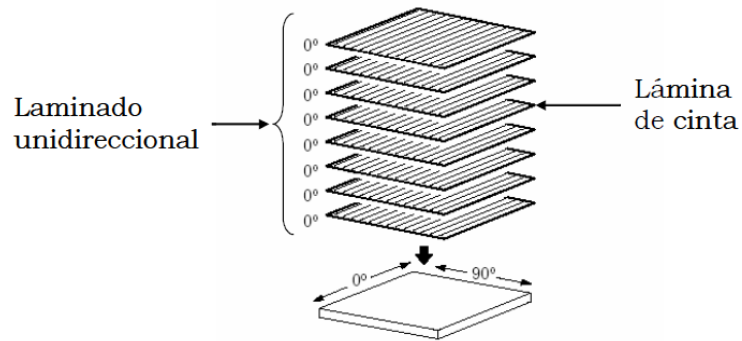
Fuente: "Miravete 1990".

Tabla 6. Tipos de fibra de carbono

2.2.2.3 Tipos de laminados

Los laminados se forman a partir del apilamiento de laminas, cada una de las cuales, es una capa de resina de pequeño espesor reforzada con fibras. Existen dos tipos de láminas: de cinta o de tejido, que forman diferentes tipos de laminados. La principal característica de las láminas de cinta es que todas las fibras se encuentran orientadas en la única dirección y que presentan una isotropía transversal (mismas propiedades en direcciones perpendiculares a la fibra).

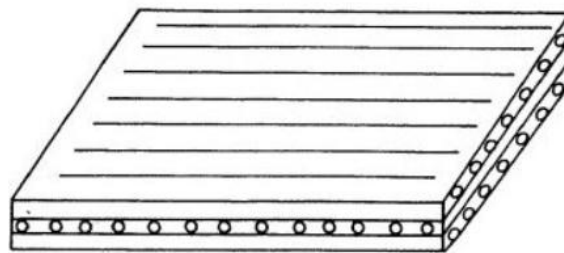
Los laminados unidireccionales se forman al apilar láminas de cinta, donde las fibras se encuentran orientadas en la misma figura 7.



Fuente: "www.hexcel.com".

Figura 7. Laminado unidimensional.

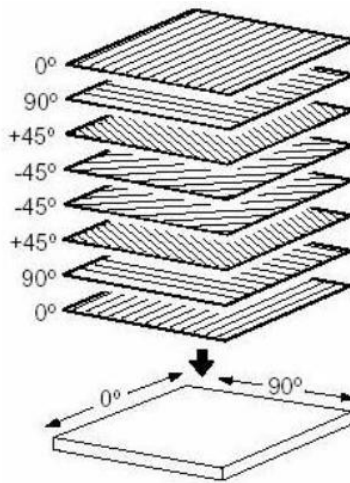
Los laminados 0/90 *figura 8* se fabrican a partir del apilamiento de láminas de cinta en dos direcciones ortogonales, cuya principal característica es su comportamiento ortótropo.



Fuente: "www.hexcel.com".

Figura 8. Laminado ortótropo.

Los laminados cuasi-isotropos están fabricados a partir del apilamiento de laminas de cinta que se encuentran orientadas en diferentes direcciones (0° , 90° y 45°). Sus propiedades son aproximadamente las mismas en todas las direcciones, debido a las diferentes orientaciones en cada lámina. En la *figura 9* se muestra un ejemplo de una configuración cuasi-isotropica que presenta la secuencia de apilamiento $[0^\circ, 90^\circ, 45^\circ]$.

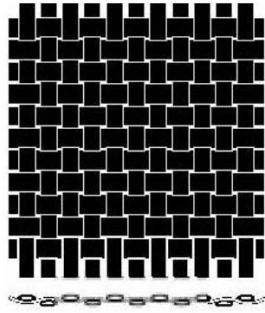


Fuente: "www.hexcel.com".

Figura9. Ejemplo de un laminado cuasi-isotropo.

Los laminados de tejido se fabrican a partir del apilamiento de laminas de tipo tejido, las cuales pueden ser de varias configuraciones, pero con un factor en común: la orientación de las fibras se realizan en dos direcciones perpendiculares entre sí, siguiendo una determinada frecuencia de enlazado.

Las fibras longitudinales reciben el nombre de urdimbre y se encuentran entrelazadas por fibras transversales, denominadas tramas. De acuerdo, con el porcentaje de fibras en cada dirección se puede identificar dos diferentes tipos de láminas de tejido. Si en cada dirección existe el 50% de fibra se habla de un tejido equilibrado, también llamado tafetán, cuya principal característica es la uniformidad en las propiedades mecánicas en las direcciones 0° y 90°. Esta configuración es la más utilizada. En la *figura 10* se muestra una lámina de tejido equilibrado o de tipo tafetán.



Fuente: "www.hexcel.com".

Figura10. Lamina de tejido de tipo tafetán.

2.3 TEORÍA DE PLACAS

La teoría clásica de laminados no es una novedad, ya que fue desarrollada a partir de los avances de Kirchhoff- Love en placas isotrópicas. Uno de los primeros modelos de placas fue presentado por Kirchhoff [10] y a partir de estos avances comenzaron a desarrollarse los modelos que conocemos actualmente. Así la teoría clásica de laminados puede ser hallada fácilmente en la literatura. Ochoa y Reddy [11] muestran una sencilla y detallada explicación de esta teoría.

Con esta teoría es posible partir del nivel de lámina como bloque base de construcción, para obtener como resultado final un laminado estructural. En esta teoría se realizan un conjunto de supuestos de tal manera que resulte un conjunto de ecuaciones simplificado que permita modelarlo como un sistema bidimensional. En este modelo se asume que:

- Las capas están perfectamente unidas
- El material de cada capa es linealmente elástico en los tres planos del material
- Cada capa es de espesor uniforme
- Las deformaciones sufridas por el material son pequeñas

Jones [12] presenta varios casos de validación para este modelo con laminados cruzados simétricos y anti-simétricos con capas unidireccionales. Para estos casos de validación se utilizaron cargas que provocaron deformaciones menores a las 500 μ m de tal manera que el material tuviera una respuesta lineal. La magnitud de referencia para la comparación entre los datos experimentales y los valores analíticos fue la rigidez extensional. Para todas las pruebas realizadas se obtuvieron resultados experimentales coherentes con los arrojados por la teoría clásica de laminados.

2.3.1 Teoría de deformación por cortante de primer orden.

Debido a los supuestos a que conlleva la teoría clásica de laminados se han desarrollado modelos refinados más realistas, entre ellos encontramos las teorías de placas que admiten deformación por cortante. Por ejemplo en la teoría de deformación por cortante de primer orden se elimina uno de los supuestos realizados en la teoría clásica de laminados, el cual dice que una línea recta normal al plano medio del laminado se conserva recta e inextensible luego de la deformación, pero no necesariamente se conserva perpendicular a la superficie media. Esta teoría fue desarrollada y presentada para placas anisotrópicas por Whitney, J. M [13] y Whitney, J. M. y Pagano N. J [14]. Una de las teorías de placas ampliamente conocidas es la de Reissner and Mindlin[15,16,17] la cual es una teoría de deformación por cortante de primer orden o (FSDT) por sus siglas en inglés. Para placas laminadas compuestas Norman [18] presenta un modelo (FSDT) y analiza los resultados numéricos para el problema de flexión de un cilindro para una placa laminada ortotrópica y los resultados son comparados con modelos analíticos. Para placas no lineales Fares [19] presenta un modelo refinado de una sola capa utilizando una aproximación variacional mixta. En este modelo se tienen en cuenta los esfuerzos inter-laminares sin perder simplicidad en su formulación. Los resultados obtenidos en el análisis de placas con laminados simétricos cruzados para casos lineales y no-lineales son presentados.

2.3.2 Teoría de deformación cortante de alto orden.

Cuando se trabaja con laminados compuestos la teoría (FSDT) presenta algunas complicaciones en la evaluación del factor de corrección de deformación cortante. Este inconveniente puede ser sobrellevado utilizando polinomios de alto orden en la dirección del espesor para aproximar las distribuciones no lineales de los esfuerzos cortantes transversales, de esta manera se evita la necesidad del factor de corrección de deformación cortante. Un gran número de teorías de deformación

cortante de alto orden (HSDT) han sido propuestas para el análisis de compuestos laminados, Noormand Burton [20] realizaron una excelente revisión de los modelos propuestos para esta teoría. Con algunos modelos (HSDT) como los basados en cinemática de Levinson no conducen a valores correctos de la energía de deformación cortante transversal, y las cuatro condiciones de contorno de la teoría de Reddy [21] no son consistentes con las ecuaciones diferenciales de decimo orden en las formulaciones convencionales, por esta razón GuangyuShi[22] presentaron un modelo C bidimensional mejorado con deformación cortante transversal de tercer orden, esta teoría es aplicada a la solución del problema de torsión de placas rectangulares y algunos problemas de flexión de vigas y placas con diferentes condiciones de contorno y relaciones de aspecto. Excelentes resultados fueron encontrados al comparar con soluciones analíticas para casos simples, en comparación con otras teorías (HSDT) esta es más rigurosa, la cinemática en este modelo es derivado de la teoría de elasticidad y las condiciones de contorno son consistentes con el sistema de ecuaciones diferenciales.

2.3.3 Teoría multicapa de Reddy

Esta teoría fue presentada por Reddy[23] para el análisis de laminados en donde existan regiones con campos de esfuerzos tridimensionales, esta teoría está basada en cinemática tridimensional, así los desplazamientos son expandidos dentro de cada capa utilizando la familia de elementos finitos de Lagrange. Los valores nodales en el espesor son funciones de las coordenadas en el plano. Esta teoría en comparación con los modelos de elementos finitos convencionales de desplazamiento tridimensional, tiene una estructura que ahorra tiempo computacional ofreciendo los mismos resultados para mallas comparables.

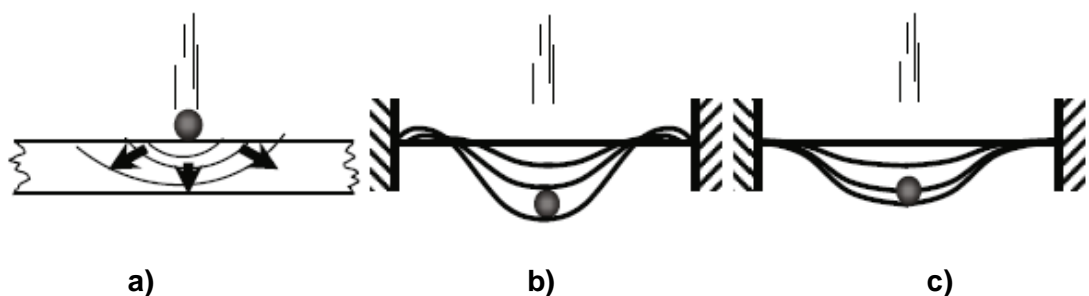
Algunos refinamientos actuales se han realizado a este modelo F. Moleiro[24] presento un modelo por elementos finitos de la teoría multicapa basado en una formulación mixta por mínimos cuadrados para problemas estáticos y de vibración

libre de placas compuestas. Adicionalmente, para esta teoría Reddy[25] realiza una revisión del modelo de capa equivalente con la teoría multicapa, en este trabajo se describe el modelo de elementos finitos basado en desplazamientos y además presenta técnicas de superposición de mallas, esta técnica permite una evaluación económica para el análisis global local de los efectos tridimensionales presentes.

2.4 IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD EN PLACAS DE MATERIALES COMPUESTOS

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 aparente en la superficie, sin embargo, el daño interno puede ser significativo, lo que reduce la resistencia residual y la vida útil de una estructura compuesta. Los estudios sobre los daños por impacto de los materiales compuestos se han centrado en la dinámica de impacto, la mecánica de los daños, la caracterización posteriormente al impacto de propiedad residual, y la resistencia al daño.

Los impactos de baja velocidad pueden ser tratados como cuasi-estáticos en el rango límite superior de lo que puede variar de uno a decenas de metros por segundo, dependiendo de la rigidez de destino, las propiedades del material, la masa del impactador y la rigidez. Cuando las velocidades de impacto se encuentran por debajo de 5 m/s, el tipo de respuesta es controlada por la relación de masa del impactador / placa en lugar de la velocidad del impacto. En el impacto de baja velocidad, la respuesta dinámica de la estructura es importante porque la duración del contacto es suficiente para que toda la estructura responda al impacto y, en consecuencia, más energía se absorbe elásticamente.



- a) Impacto balístico, tiempo de impacto muy corto, dominadas por ondas de dilatación. b) Velocidad de impacto intermedio, tiempo corto de impacto con onda de flexión y cortante. c) impacto de baja velocidad, tiempo largo de impacto con respuesta cuasi-estática.

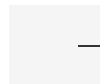
Fuente: "Impact Engineering of Composite Structures".

Figura11. Regímenes de Impacto

La respuesta dinámica estructural es importante porque la duración del contacto es tiempo suficiente para que toda la estructura pueda responder al impacto y, en consecuencia, más energía se absorbe elásticamente.

Cantwell y Morton clasifican como un impacto de baja velocidad de hasta 10 m/s teniendo en cuenta las técnicas de prueba, incluyendo Charpy, Izody. Liu y Malvern sugieren que el tipo de impacto se puede clasificar de acuerdo a los daños sufridos. Abrate, Davies y Robinson define un impacto de baja velocidad como aquel en que la onda de tensión a través de espesor no juega un papel importante en la distribución de la tensión, y sugieren un modelo para determinar la transición a la alta velocidad.

Una zona cilíndrica bajo el impactador se considera que se sometera a una presión uniforme y la onda de tensión se propaga a través de la placa, lo que resulta en una tensión de compresión.



Donde v es la velocidad de impacto y c es la velocidad del sonido en el material.

Los modos de falla dependen de la condición de carga. Para los impactos de baja velocidad, el modo de falla y la absorción de energía dependen en gran medida del tamaño de la muestra, la rigidez y las condiciones de contorno. La energía del impacto de una muestra compatible con objeto de LVI (Impacto de Baja Velocidad) es absorbida por el todo en la forma de energía de deformación, además de la energía de microfracturas, rotura de fibras y la delaminación, no representa la pérdida de apoyos y de frontera [26].

2.5 TIPOS DE DAÑOS

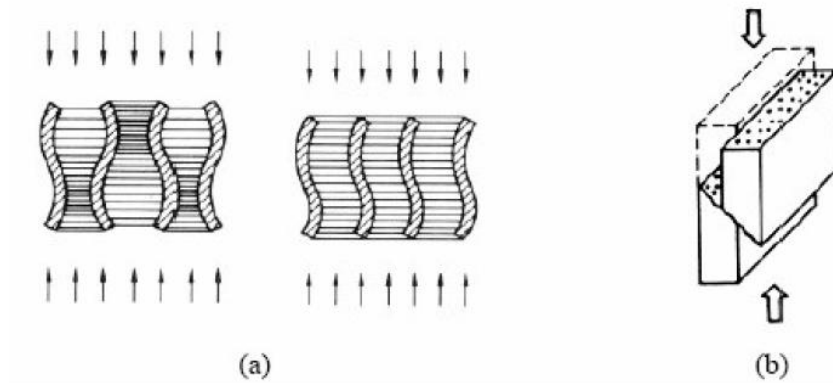
Según *Hinton e Soden (1998) [27]* una característica fundamental de las estructuras de materiales compuestos es que en la mayoría de los casos, las fallas no son el único evento, sino una secuencia gradual de microgrietas, delaminación, fallas de fibras que llevan al colapso de la estructura.

La búsqueda del entendimiento micro mecánico de las fallas ayuda a comprender cuáles son los mecanismos de falla. Un compuesto laminado de polímero puede sufrir diversos tipos de fallas, pueden ocurrir en la fibra, en la matriz o en la interfaz entre ellas.

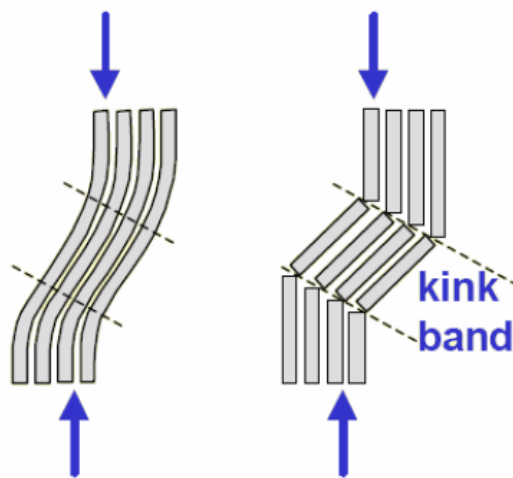
En cuanto al modo de ruptura de las fibras, estas dependen de una serie de factores tales como: el material, diámetro, longitud de las fibras, fracción de volumen, orientación de las fibras y de las cargas aplicadas.

Las cargas de tensión pueden causar la ruptura de las fibras, dependiendo significativamente del grado de adhesión entre las fibras de matriz polimérica. Una falla por tracción en dirección longitudinal por ruptura de fibras normalmente es catastrófica.

Cargas de compresión pueden inducir a fallas de las fibras a través de micropandeo o por cizallamiento como se muestra en la figura 12. El micropandeo de las fibras causa fractura de la misma por cizallamiento figura 13.



Fuente: "Agarwal y Broutman, 1990".
Figura12. Mecanismos de falla a compresión (a) micropandeo (b) Cizallamiento.



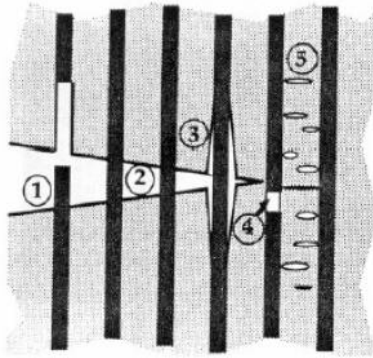
Fuente: "Almeida, 2003".
Figura13. Falla de fibra por micropandeo.

El cálculo de la carga de falla por compresión demicro pandeo en la fibra está basado en el pandeo donde este es un medio elástico (matriz). Esta resistencia se denomina por las propiedades elásticas de la fibra y la matriz [3].

El daño que se genera por impactos de baja velocidad se debe principalmente a la aparición de 2 modos de falla los cuales están compuestos, esencialmente por los siguientes mecanismos de falla. *Rompimiento de la Matriz, Rompimiento de la fibra y la Delaminación.*

Los Modos de falla son:

- Falla Intra-laminar: este modo de falla se da por el rompimiento de las fibras, de matriz y la interfaz entre la fibra y la matriz.
- Falla Inter-laminar: en este se da la falla por la delaminación.



Fuente: "Anderson, 1995".

Figura14. Mecanismo de daño en CPR.

Los mecanismos que generalmente inician el daño en la estructura son aquellos que corresponden al modo de falla intra-laminar. Como se puede ver en la figura14, existen diferentes formas de manifestación de estos mecanismos de falla en la estructura del material. A continuación se explicaran cada una de las manifestaciones que se enumeran con el fin de dejar claridad en la forma como el modo intra-laminar debilita el material compuesto.

➤ ***Combinación entre el rompimiento de la fibra y la interfaz entre la fibra y la matriz.***

En este caso se da una interfaz entre matriz y fibra débil, por lo tanto la matriz no desempeña la función de mantener las fibras en su lugar ni tampoco de transferir la carga de forma adecuada a las fibras. Esta condición hace que se produzca un rompimiento de las fibras, ya que las fibras son expulsadas de su lugar y sometidas a cargas que sobrepasan su capacidad. En estos casos la capacidad de absorción de energía disminuye considerablemente.

➤ ***Combinación entre el rompimiento de la matriz y la interfaz entre la fibra y la matriz.***

Al contrario de lo descrito anteriormente, se tiene una interfaz fuerte entre fibra y matriz lo que permite que las fibras mantengan su estructura. La ruptura de la matriz se debe a que la misma es la encargada de soportar las cargas compresivas, mientras que las fibras cumplen la función de reforzar y soportar las cargas a tensión; como la matriz posee una capacidad de carga inferior a la de las fibras, la ruptura de la matriz es generalmente el primer mecanismo de falla que se activa.

Por las características descritas anteriormente, es que las funciones principales de la matriz, además de soportar cargas compresivas, es la de transmitir la carga a las fibras y ser el aglutinante de estas (con el fin de mantenerlas en su lugar). Esta manifestación de falla permite que la capacidad de absorción de energía sea óptima.

➤ ***Desprendimiento de matriz y fibra***

La interfaz entre la fibra y la matriz es débil, por lo que la matriz no cumple efectivamente su papel de aglutinante lo que deriva en que las fibras no se encuentren correctamente posicionadas y exista un fácil desprendimiento.

➤ ***Daño en las fibras***

Este mecanismo de falla se puede dar dependiendo del tipo de carga a la cual se someta el material compuesto, ya que la respuesta de las fibras ante los diferentes tipos de carga es diferente. Para propósitos de esta investigación, las cargas que importan son las de tensión y compresión. Por lo tanto si las fibras llegan a tener que soportar cargas compresivas, estas van a inducir a micro-pandeo en las fibras; mientras que si las fibras soportan cargas a tensión, estas van a buscar provocar rompimiento en las fibras.

➤ ***Daño en la matriz***

La descripción de esta manifestación se va a realizar basado en las matrices poliméricas, ya que son las que se utilizan con mayor frecuencia y por qué la matriz utilizada para esta investigación particularmente es una matriz polimérica.

El daño en la matriz depende de la ductilidad del polímero y de la temperatura de servicio a la cual se exponga el material compuesto, por lo tanto las matrices poliméricas pueden presentar un comportamiento frágil o plástico. Situaciones que se buscan reflejar en la representación que se muestra en la figura 14 [28].

El modo de falla inter-laminar generalmente se activa después de los modos intra-laminares, ya que es la delaminación el mecanismo de falla que se activa en este modo. Se entiende por delaminación al mecanismo de falla en el cual ocurre un desprendimiento entre las capas del material compuesto, que se activa cuando el cortante interlaminar aumenta en gran proporción y por lo tanto el proceso de delaminación inicia.

Este mecanismo de falla es muy común que ocurra cuando el material compuesto es sometido a impacto. También a través de diferentes estudios se ha podido comprobar que la delaminación genera una mayor flexibilidad en la estructura, lo que permite que nuevos daños intra-laminares se generen cerca a la zona

afectada por la delaminación. Por otro lado, y de acuerdo con el autor de "Impactoncompositestructures", AbrateS[26], las capas que sufren delaminación muestran una forma particular del daño el cual se asemeja a la forma de una "nuez" que se encuentra orientada en la misma dirección de las fibras.

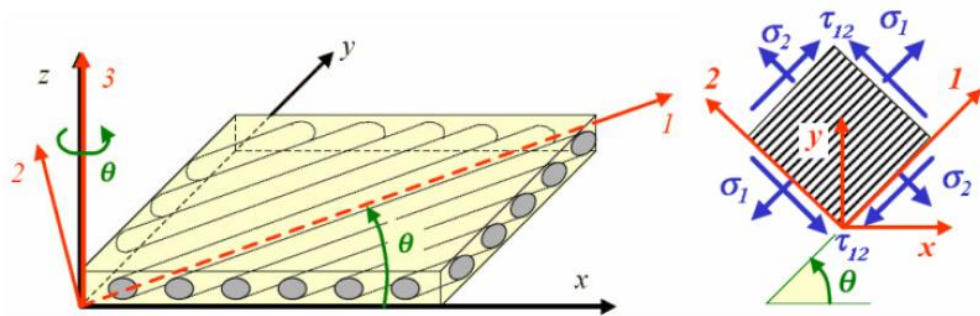
2.6 CRITERIO DE FALLA

El concepto de falla en materiales laminados se puede clasificar en tres niveles: criterio de falla de la placa, criterio de falla del laminado, y el criterio de falla estructural. El estudio de un criterio de falla de una placa define los posibles estados de tensiones que produzcan la falla

2.6.1 Criterio de falla de una placa

La predicción ideal de una falla en placa debe establecer una descripción exacta de los daños que participan en el nivel microestructural, que se relacionan con las respuestas macroestructurales.

Se puede destacar que debido a las características de una placa ortotrópica, la aplicación de cualquier criterio de falla de materiales compuestos requiere como primer paso, la transformación de las tensiones calculadas para las principales direcciones del material. La figura 15 se ilustra las tensiones y las direcciones de un laminado unidireccionalmente. En la dirección 1 la placa tiene mayor rigidez. Considerando que la placa se encuentra en un estado de tensión plana.



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

Figura 15. Tensiones en los ejes principales del material laminado en relación de los ejes X – Y de un sistema global.

NOTA: ESTA SECCION ESTA BASDA EN EL TEXTO DE (LUIZ ANDRE ROMANI)

Las tensiones admisibles obtenidas con los ensayos unidimensionales coplanares de las lámina son denominados σ_1 y σ_2 donde σ_1 es la tensión admisible en la dirección 1 de la lamina, y σ_2 en la dirección 2. Los índices σ_1 y σ_2 indican tracción y compresión respectivamente. τ es el esfuerzo cortante permisible. El esfuerzo cortante interlaminar permisible en el plano 31 o 32 de la figura 15 de la placa se designa τ_{31} .

Las teorías de falla mas simples son los criterios de esfuerzo normal máximo y de deformación normal máxima *Matthews e Rawlings, 1994[29]*. El criterio de máxima tensión fue presentado por *Jenkins 1920[30]*. Una extensión de esfuerzo normal máximo usada para materiales isotrópicos. Esta teoría afirma que las tensiones principales del material deben ser menores que las esfuerzos de resistencia en las respectivas direcciones de carga.

El criterio de máxima deformación para compuestos de polímeros reforzados fue propuesto por *Waddoups 1987[31]*. Siendo una extensión de la teoría de máxima deformación usada para materiales isotrópicos. Esta teoría es análoga a la de esfuerzo normal máximo, se imponen límites en las deformaciones de las direcciones principales del material. Obsérvese que este criterio se comporta de manera similar al de esfuerzo normal máximo, pero con frecuencia se presentan errores mayores. Uno de los puntos que explican la inexactitud de algunos de los resultados es la relación lineal entre la tensión y la deformación a la ruptura implícita en este criterio.

Se evaluaron diferentes criterios de falla alternativa de láminas compuestas. Para clasificarlos en dos familias de criterios de fallas alternativas: Los Criterios de falla generalizada y con base física.

En Los criterios de falla generalizados se asume que las placas compuestas son homogéneas, isotrópica, y combinan los diferentes tipos de falla en una aproximación polinomial. El criterio de falla generalizado más popular es el criterio de falla cuadrático de *Tsai y Wu 1971[32]*. Otros criterios de falla generalizados populares son: Hill, Tsa – Hill y Hoffman.

Hill 1948[33]. Encontró que el esfuerzo de Von Mises, propuso que para el inicio del flujo de materiales isotrópicos, podría ser modificado para incluir efectos de anisotropía de materiales ortotropicos idealmente plástico, conforme como muestra la ecuación.

(1)

La ventaja de esta ecuación es la determinación de los coeficientes del material bajo ensayos de tensiones de falla unidimensionales, uniaxiales y cizallamiento. Mas su desventaja es asumir que la tensión hidroestatica no ejerce influencia de falla en el material. Este enfoque puede ser muy bueno para metales, mas ciertamente no es válido para compuestos de polímero reforzado.

Tsai 1965[34] utiliza el criterio de Hill desarrollado en un estado de tensión triaxial y aplicado en un laminado unidireccional con fibras, y que este material es transversalmente isotrópico en el plano 2 – 3 (criterio de Tsai – Hill).

Hoffman 1967[41] tiene una extensión de criterio de Hill adicionando términos de tensión lineal en la expresión. *Mendonça (2005) [35]*. El criterio de Hoffman muy utilizado en problemas con fallas fragiles de fibras en laminas de compuesto de polímero reforzado y en problemas de plasticidad en metales.

*Tsai y Wu 1971[36]*representaron el criterio de falla en una forma general cuadrática de tensiones, dado por:

(2)

Donde y

Aplicando esta expresión para placas en estado plano de tensiones, y considerando el hecho de que la falla del material no es sensible al esfuerzo de

cizallamiento en el plano de la lámina, la expresión de criterio de falla de Tsai – Wu se reduce a:

(3)

Con las constantes K_1 y K_2 siendo estas obtenidas a través de ensayos de falla unidimensional y uniaxial, K_3 con ensayos de falla por cizallamiento puro en el plano de la lámina. La determinación del término K_4 es obtenida con pruebas de falla biaxial, que son muy complicadas y costosas. Pipes 1973[37] presenta estudios en láminas de boro/epoxy mostrando una gran variación del valor de K_4 , induce pequeñas variaciones en los resultados, independientemente de la orientación de la carga.

En vista de las dificultades de obtención experimental de K_4 y la relativa diferencia de criterio en cuanto a su valor exacto, Tsai y Hahn 1980[38] propusieron una forma directa y aproximada de cálculo de este factor, basados en dos experimentos unidireccionales.

Una gran ventaja del criterio de Tsai – Wu frente a las teorías anteriores inspiradas en el criterio de Von – Mises, y que su forma tridimensional tiene en cuenta el efecto de la componente de tensión hidrostática. En comparación con los resultados expuestos anteriormente, el criterio de Tsai – Wu presentan mejores resultados en el caso de la compresión. Sin embargo, el uso y la interpretación de los criterios de Tsai – Wu muestran algunos problemas intrínsecos. La representación de diferentes modos de falla en una sola función de aproximación no es muy coherente Tsai y Hahn 1980[32]. Las expresiones que se encuentran físicamente no eran de esperar, la falta de cargas de tensión biaxiales que dependen de la compresión permisible. Otro problema que es difícil de caracterizar es el modo de falla del material. Esta información es muy importante para estudiar fallas progresivas de laminados. HashinyRotem 1973[39]y Hashin 1980[40]fundaron una nueva generación de criterios de fallas, donde los diversos modos de falla del material se describe por ecuaciones individuales.

2.6.2 Criterio Esfuerzo Normal Máximo

Existen cinco criterios distintos los cuales son:

- Tracción en una fibra (4)

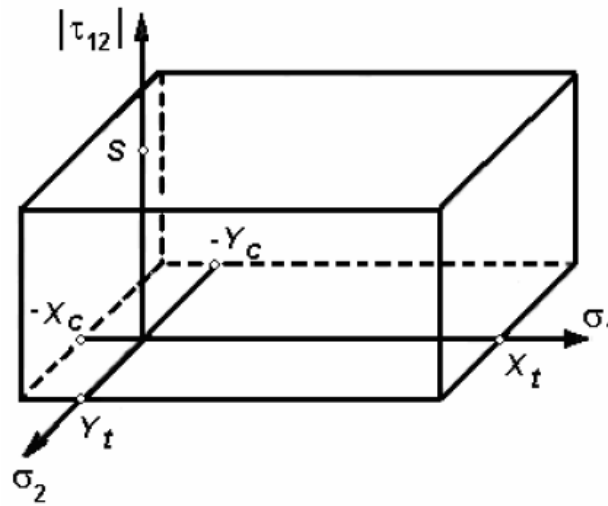
- Compresión en una fibra (5)

- Tracción en una matriz (6)

- Compresión en una matriz (7)

- Cizallamiento en una matriz (8)

Estas aproximaciones de superficies de falla por planos paralelos o planos de coordenadas forman un paralelepípedo rectangular en un espacio tridimensional, como se muestra en la figura16.



Fuente: LuizAndreRomariz, "Danoem Placas Laminadas Devidoao Impacto a Baixas Velocidades".

Figura 16. Volumen de falla del criterio máximo de tensión

En láminas unidireccionales, esta teoría ofrece una buena aproximación para ángulos de carga en dirección de las fibras en el rango de 45° a 90°, y ofrece errores no conservativos de hasta 40% en intervalos entre 15° a 35°.

2.6.3 Criterio de Hashin

Hashin 1980[40]presento un criterio de falla interactivo para laminasreforzadas con fibras unidireccional, con ecuaciones basadas en la física y diferentes para cada modo de falla. Desarrolla su criterio de falla a partir de las invariantes de tensión con respecto a la rotación alrededor del eje, deducida las invariantes isótropos del tensor de tensiones, considerando que la lámina es transversalmente isotrópica en el plano 2-3. Estas son las invariantes.

(9a)

(9b)

(9c)

(9d)

(9e)

Una aproximación cuadrática en función de los cuatro primeras invariantes está dada por:

(10)

El invariante I_3 no fue utilizado, por ser un término cubico de tensiones, que no se ajusta a la aproximación cuadrática propuesta por Hashin.

Aplicando las ecuaciones 9 en 10 para el caso de cizallamiento puro en el plano transversal de la lámina, se obtiene:

— (11)

— (12)

El criterio de Hashin asume dos principales modos de falla: la fibra y matriz. En el primero la lámina falla por ruptura de la fibra con cargas de tracción, o por cargas de compresión y pandeo. Las fallas de la matriz son asumidas paralelas a las fibras.

Basado en el comportamiento físico del material, se adopta la hipótesis de que las fallas de las fibras ocurren por la influencia de las tensiones σ_x y σ_y . También se sabe que no hay dependencia entre la falla de la fibra y la tensión σ_x y σ_y .

entre la falla de la matriz y la tensión .La combinación de todas estas hipótesis en la ecuacion10, las ecuaciones para los dos modos de falla son:

- Falla de la fibra

$$\text{---} \quad (13)$$

- Falla de la matriz

$$\text{---} \quad (14)$$

Cuando las fibras son tensionadas , se considera que las tensiones de tracción y cizallamiento debilitan la resistencia y mutuamente. Considerando una curva cuadrática elíptica con ejes y se obtiene los coeficiente de la ecuación 10 dados por:

$$\text{---} \quad (15)$$

Cuando las fibras son comprimidas Hashin sugiere aplicar el criterio de máxima tensión directamente, no considerando una posible interferencia de otros factores. Los coeficientes serán dados por:

$$\text{---} \quad (16)$$

Para evaluar la falla con tensión de tracción en la matriz de una lámina unidireccional, Hashin sugiere aplicar la misma aproximación adoptada

para tracción en fibras considerando que las tensiones de tracción y cizallamiento debilitan estas resistencias. Los coeficientes están dados por:

$$\text{---} \quad (17)$$

Para evaluar la falla por compresión en la matriz, de una lámina unidireccional Hashin propone que cuando, se produce la falla, esto lleva:

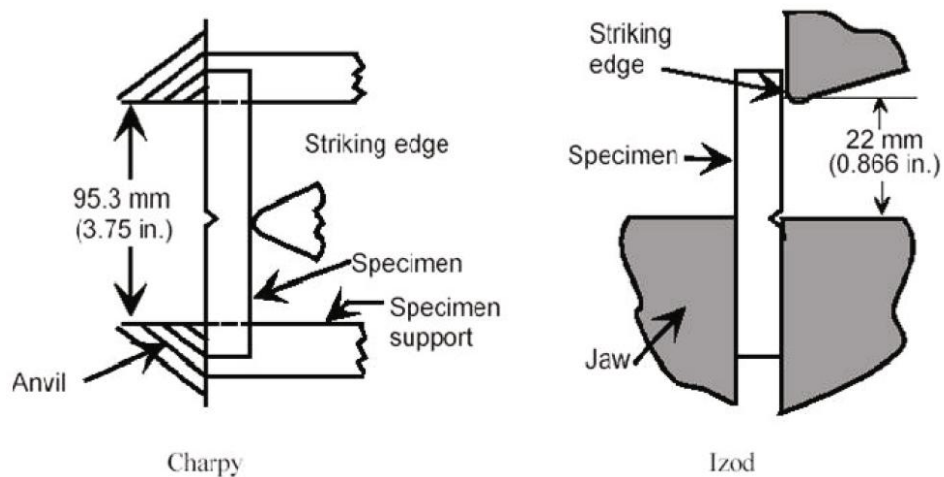
$$(18)$$

Los valores del coeficiente de la ecuación 18 también deben representar una falla cuando se aplica presión transversal iso-estática de compresión, con todas las otras tensiones nulas.

3. DESARROLLO EXPERIMENTAL

3.1 TIPOS DE ENSAYOS

Durante la primera mitad del siglo XX, un metalúrgico llamado Izod invento un tipo de ensayo de impacto para determinar la capacidad de usar algunos metales como herramientas de corte. Este envuelve un péndulo con una masa conocida la cual impacta a una probeta de prueba que se encuentra en posición vertical. Más tarde otro metalúrgico llamado Charpy efectuó una pequeña modificación en este ensayo, orientó la probeta de prueba en una posición horizontal. Como se puede ver en la figura 17.



Fuente: "Impact Engineering of Composite Structures".

Figura 17. Péndulo de Impacto

Estos tipos de ensayos pendulares probaran ser muy útiles, produciendo datos confiables durante la II Guerra Mundial y hoy en día. A partir de los años 70 comenzaron a ser utilizados para ensayos de velocidades y energías de impactos más elevadas a través de ensayos de caída de peso. De hecho, máquinas de impacto de caída de peso comenzaron hacer populares, pero con aplicaciones de

impacto con velocidades más altas se han convertido cada vez más necesarias con el avance de la tecnología, especialmente en los aviones. Luego se crearon las pruebas de impacto balístico, que pueden alcanzar altas velocidades y simular, por ejemplo, impacto de aves en aviones.

Hasta la fecha no existen normas para la prueba de impacto aceptables en materiales compuestos. Por lo tanto, existe una gran variedad de procedimientos de prueba. Técnicas como las pruebas de péndulo Charpy e Izod requieren geometrías que no son representativas de las estructuras, y solo es adecuado para una estimación de la resistencia al impacto de los materiales compuestos. Estos métodos sin embargo son ampliamente utilizados para comparar el comportamiento del impacto de los materiales. Dado que el peso de la prueba de caída y las pruebas balísticas son más representativas, ya que estas pruebas se pueden utilizar piezas de prueba con dimensiones más cerca de las condiciones de uso.

3.1.1 Ensayo Charpy

Varios de los ensayos de impacto en materiales compuestos, por primera vez se realizaron con la prueba Charpy (Figura18), que fue desarrollado originalmente para ensayo de metales. La razón de esta elección se debe al hecho de que el péndulo Charpy es fácil de usar y puede ser instrumentado, y por lo tanto genera información sobre la absorción y disipación de energía en materiales compuestos.

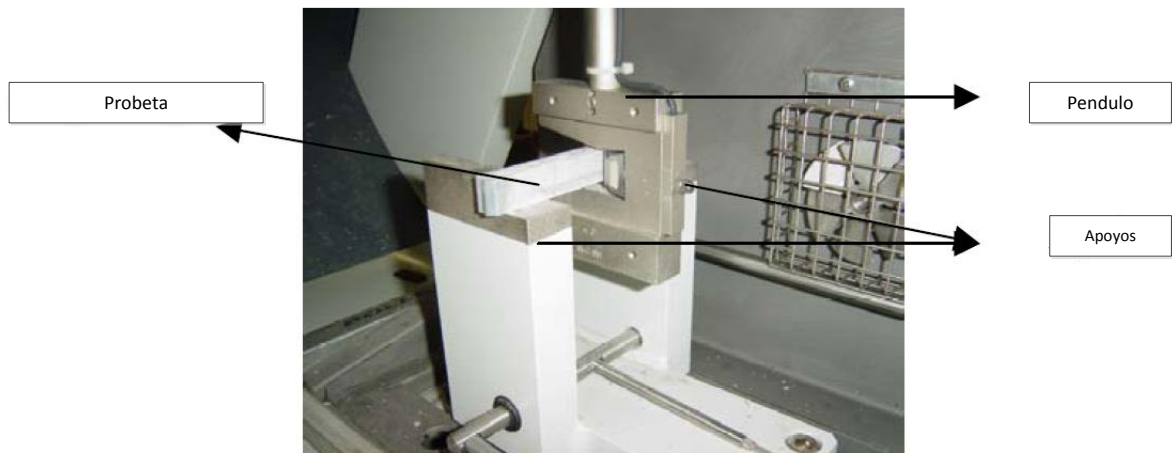


Figura 18. PenduloCharpy

El cuerpo de la probeta para el ensayo Charpy es normalmente un haz de espesor considerable a veces con una muesca en el centro. El cuerpo de la probeta se coloca en un plano horizontal con dos soportes y se ve afectada por un péndulo, como se muestra en la figura18.

La prueba de impacto Charpy tiene algunas desventajas como el hecho de que la curva fuerza – tiempo contienen oscilaciones armónicas debido a la respuesta natural del impactador. Estas oscilaciones se atribuyen a los efectos de inercia, que dependen de la naturaleza del material (rigidez y densidad). Estas oscilaciones en los materiales compuestos se generan por efectos de la inercia.

3.1.2 Izod

El procedimiento para el impacto Izod es bastante similar al Charpy como podemos observar en las figura19



Figura 19. Impacto Izod

La única diferencia entre los dos es la condición de apoyo, como se muestra en la figura 19 y la forma del martillo. En la muestra de prueba Izod se sujeta verticalmente una viga en voladizo. Esta prueba tiene limitaciones similares a las Charpy.

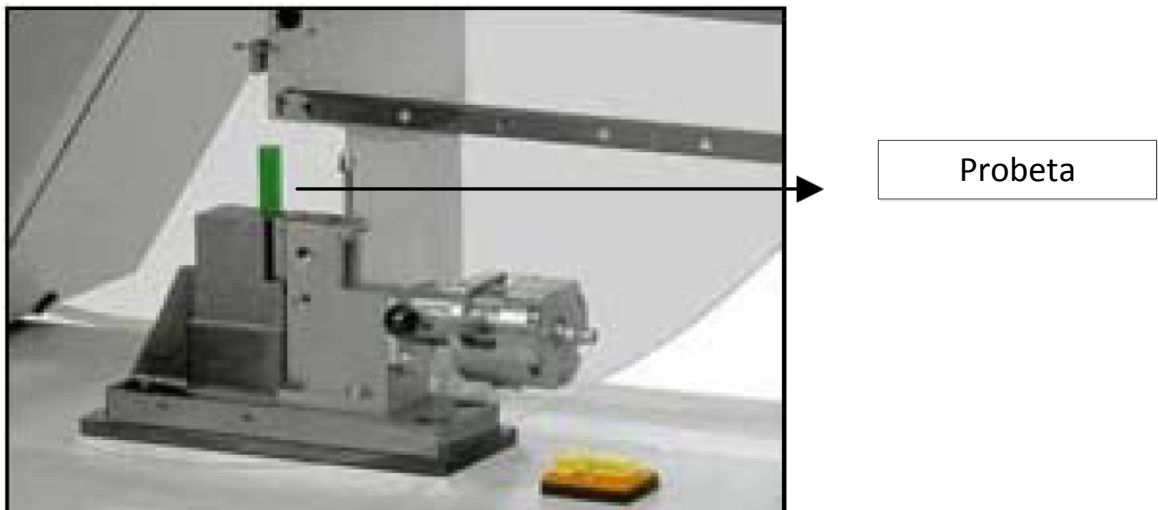


Figura 20. Probeta para el ensayo Izod

3.1.3 Torre de Caída de Peso.

En este tipo de prueba el peso se libera desde una altura predeterminada y llega a la probeta en un plano horizontal. En general, este evento de impacto no causa la destrucción completa del cuerpo de la probeta, en lugar de rebotar el peso lo que permite la determinación de la energía residual. La velocidad del impacto se puede obtener utilizando las ecuaciones del movimiento o mediante el uso de sensores ópticos situados encima de probeta. En general, el impactador instrumentado es posible obtener la fuerza – tiempo y también puede ser un transductor para determinar la disipación de energía. La principal ventaja de esta prueba en relación al ensayo Charpy e Izod se debe a que se puede utilizar una gran variedad de geometrías.

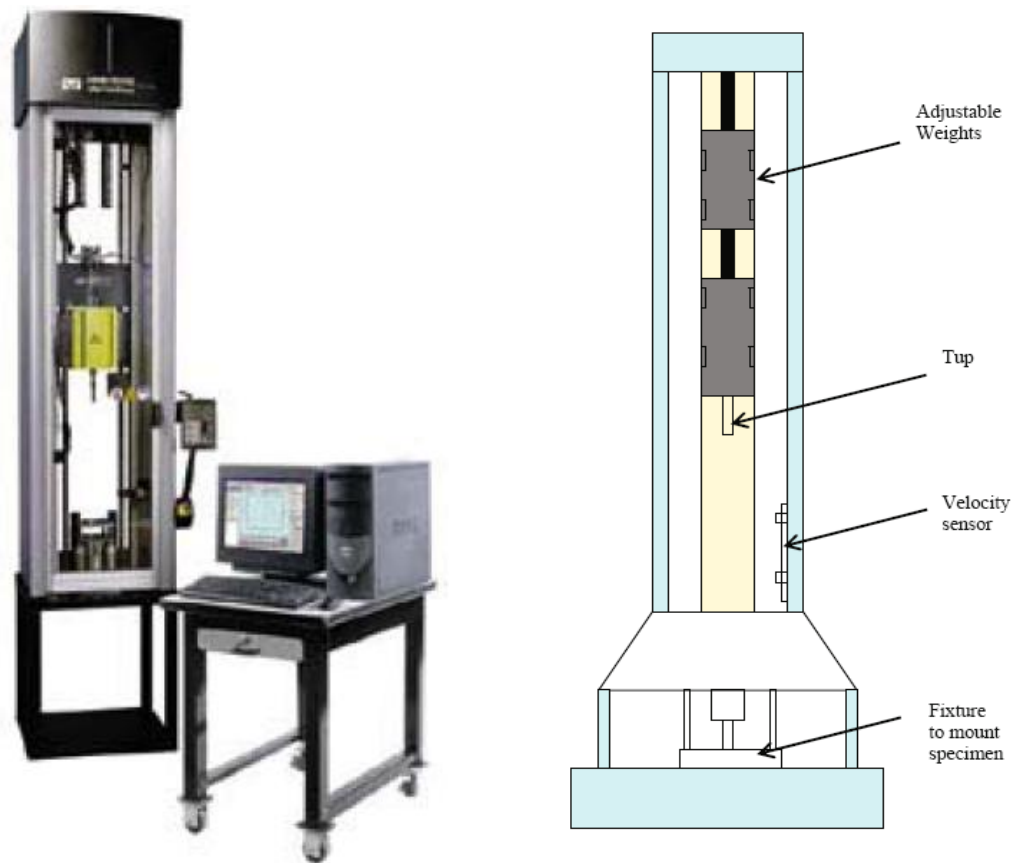


Figura 21. Torre de caída de peso

3.1.4 Maquina Hidráulica

Hace unos años, los investigadores pueden utilizar esta técnica para caracterizar la deformación y los modos de falla de los materiales bajo altas tasas de deformación. La historia de la deformación de la probeta puede ser medida por indicadores de deformación como los transductores ópticos. Si un medidor de tensión u otro dispositivo para medir la deformación se pega al cuerpo de la probeta, la sensibilidad de la velocidad de deformación se debe tener en cuenta. La ventaja de esta prueba es que permite la determinación de las propiedades básicas del material como la resistencia a la tracción, módulo de elasticidad y resistencia a la fractura interlaminar, sin efectos de contacto asociados a la caída del peso.

3.2 MONTAJE DISEÑADO PARA PRUEBAS EXPERIMENTALES

En la figura 21A se muestra el montaje utilizado para realizar las pruebas de impacto de baja velocidad. El sistema está compuesto por:

1. **Barras de desplazamiento:** está constituido por cuatro barras de 2,5m de longitud cada una con un diámetro de 18 mm, con una superficie galvanizada que permite un mejor desplazamiento del indentador como se muestra en la figura 21G.
2. **Indentador y pesas:** está construido con una longitud de 17cm, un diámetro de 45mm, su peso es de 2130gr y la huella de impacto tiene un diámetro de 16mm. Pesa1 posee un diámetro de 9,3cm, un peso de 2130gr y un espesor 4.3cm. Pesa2 posee un diámetro 5,5cm, un peso de 950gr y un espesor de 3,4cm como se muestra en la figura 21E.
3. **Patines:** esta estructura es la que permite el desplazamiento del indentador.
4. **Marco de posicionamiento superior:** este le da mayor rigidez y estabilidad a la estructura como se muestra en la figura 21E.
5. **Marco de Posicionamiento inferior:** esta estructura consiste en el sistema de alineación y sujeción para que las barras se mantengan totalmente verticales y sirve para colocación de las probetas que se van a impactar como se muestra en la figura 21A.
6. **Tornillos de Sujeción:** estos fijan la probeta que se va a impactar al marco de posicionamiento inferior.
7. **Bujes:** se encuentran alojados en el patín y dan mayor vida útil a la estructura.
8. **Base:** esta brinda estabilidad y da un espacio de maniobrabilidad para la instalación de las probetas como se muestra en la figura 21C.

Fotos del Montaje para las pruebas experimentales



Figura 21A. Montaje experimental

Marco de Posicionamiento inferior y Base

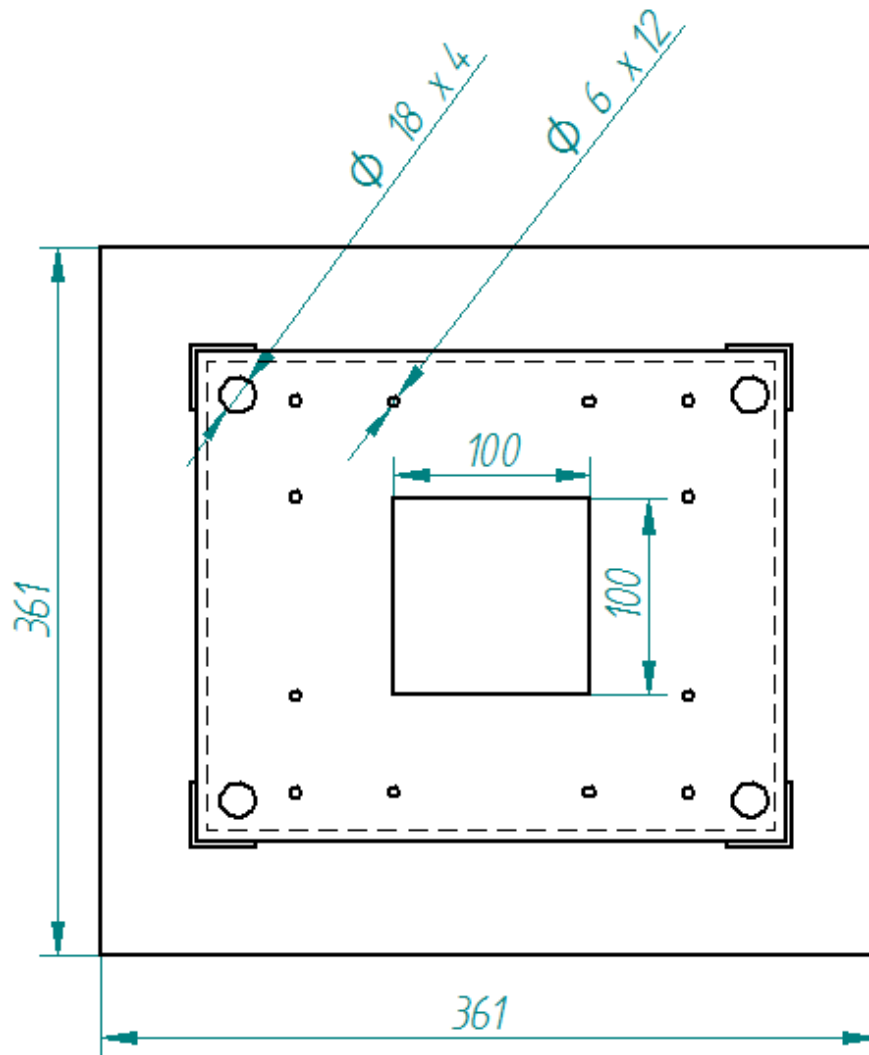


Figura 21B. Marco de posicionamiento inferior y Base

Marco de Posicionamiento inferior y Base

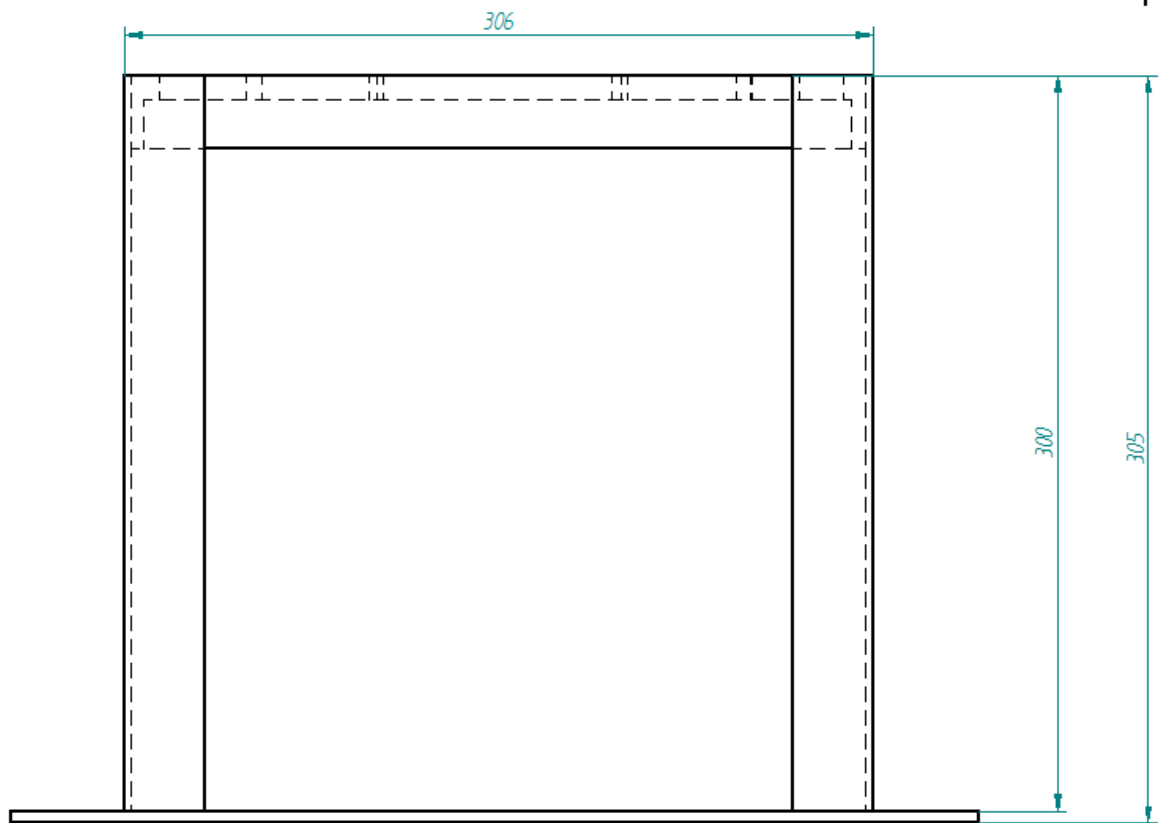


Figura 21C. Marco de posicionamiento inferior y Base

Marco de Posicionamiento inferior y Base

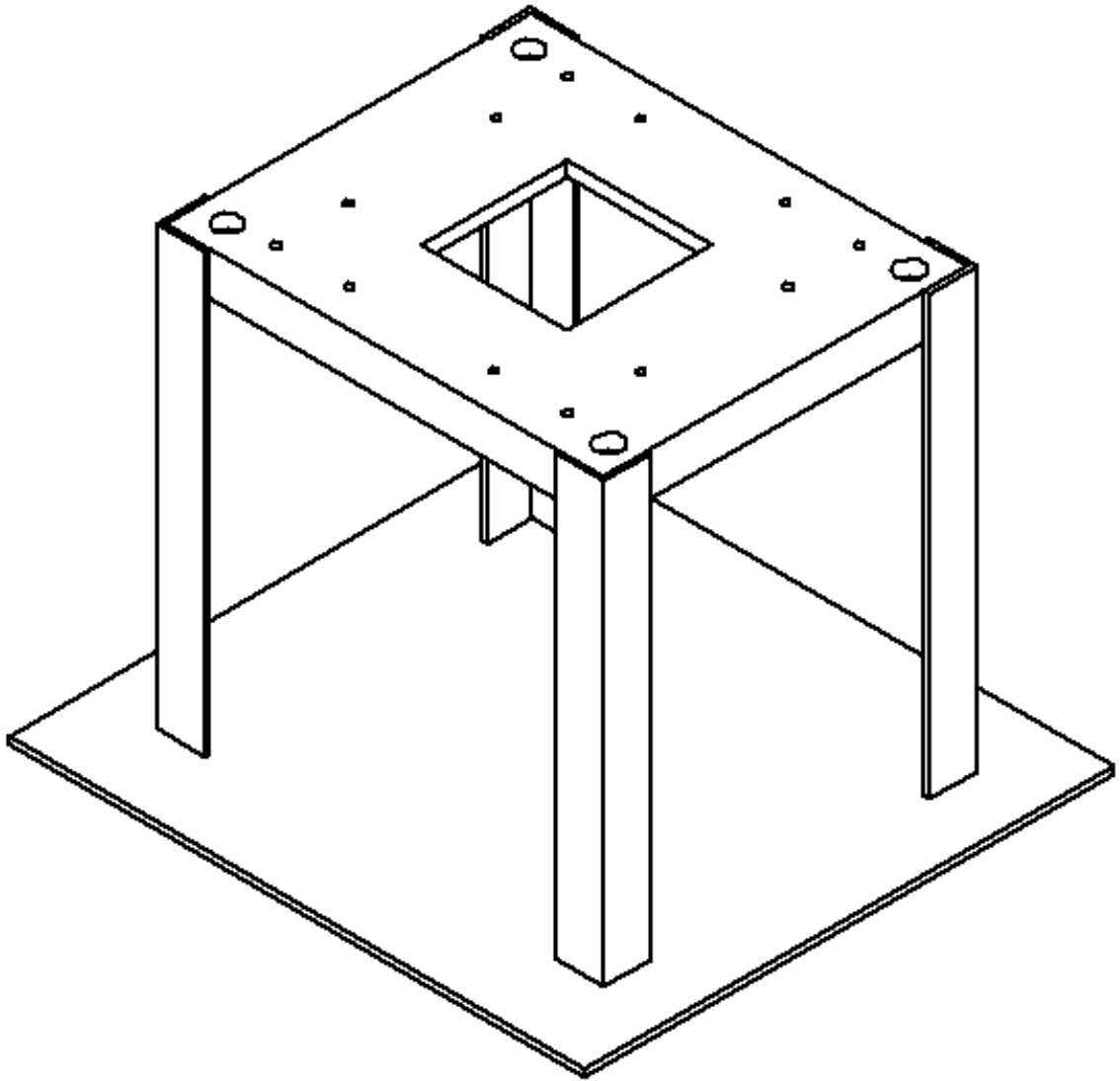


Figura 21D. Marco de posicionamiento inferior y Base

Marco de posicionamiento superior

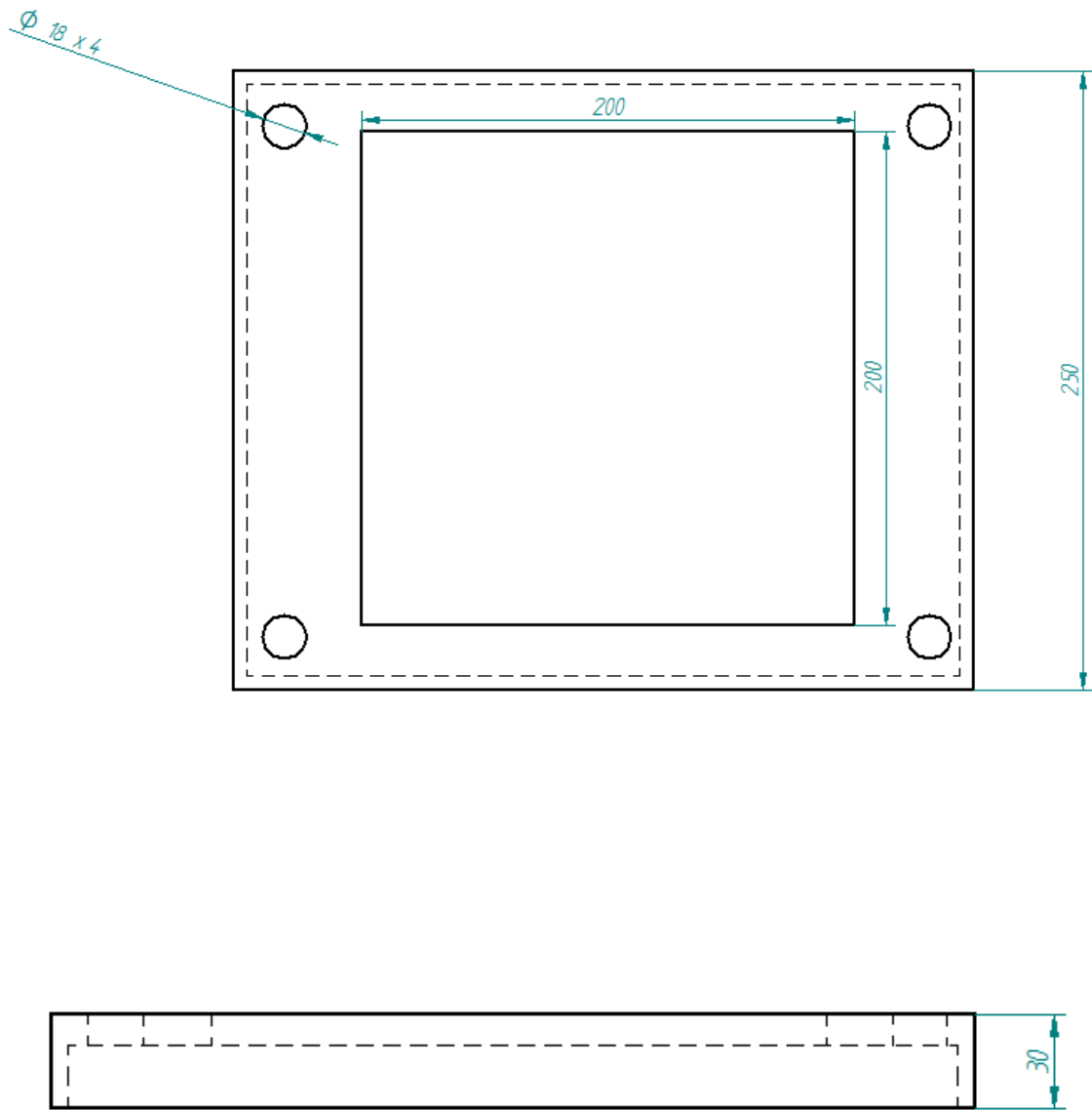


Figura 21E. Marco de posicionamiento superior

Indentador

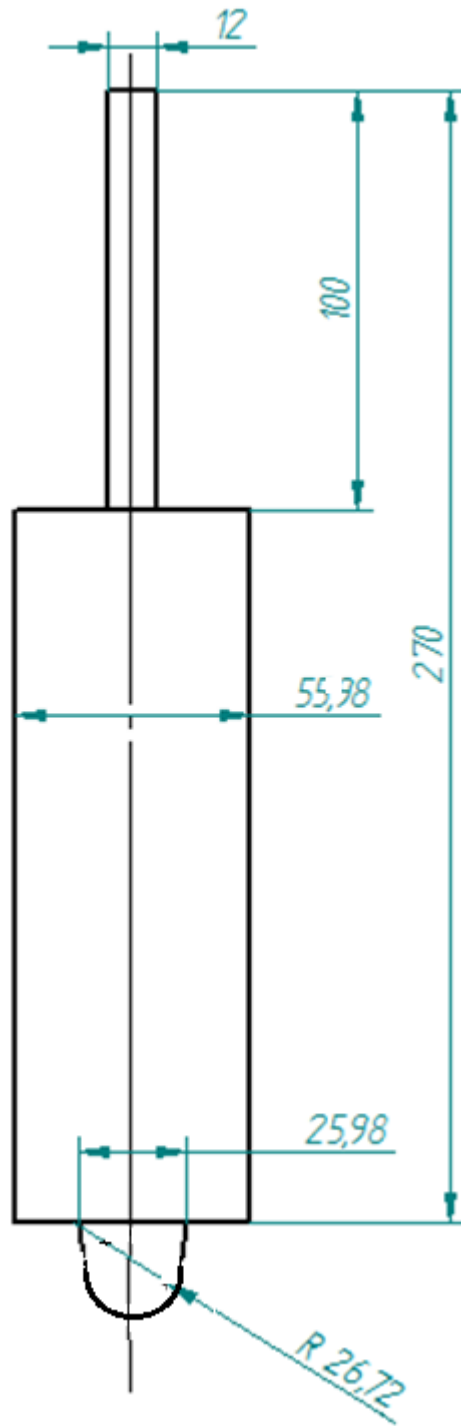


Figura 21F. Indentador

Barra de desplazamiento



Figura 21G. Barra de desplazamiento

Conjunto del Prototipo Experimental

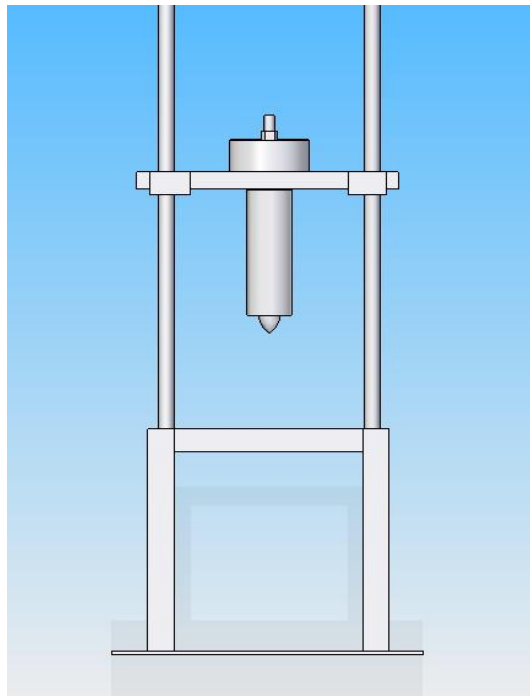
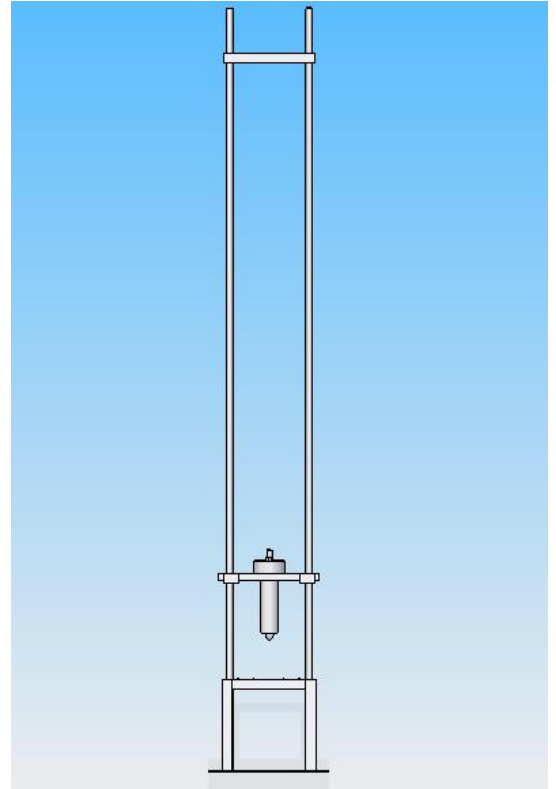
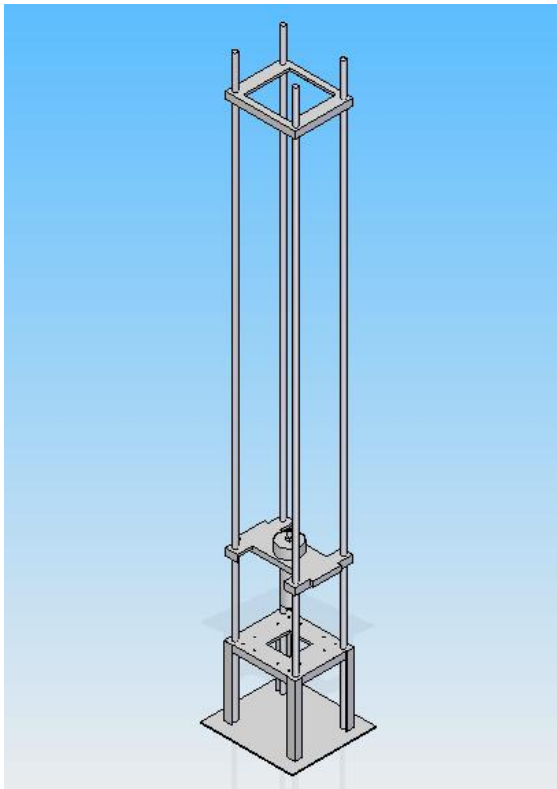


Figura 22. Montaje experimental.

3.3 SELECCIÓN DE MATERIALES Y PROCEDIMIENTO

Los materiales seleccionados para la elaboración de las probetas fueron dos tipos de fibra de vidrio que son Matt, WovenRobin, y dos diferentes clases de resina Epoxi y Poliéster, con las que se diseñaron y construyeron dos Laminados con las siguientes especificaciones.

Tabla 7. Laminados seleccionados

RESINA POLIESTER		RESINA EPOXI	
Laminado	Capas	Laminado	Capas
Probeta1	WovenRobin	Probeta3	Matt
	Matt		WovenRobin
	WovenRobin		Matt
	Matt		WovenRobin
Probeta2	Matt	Probeta4	WovenRobin
	WovenRobin		Matt
	Matt		WovenRobin
	WovenRobin		Matt

Una vez definidos y determinados los materiales con los que se fabricaron los laminados se prosiguió con la siguiente etapa. Esta siguiente etapa corresponde al procedimiento utilizado para la construcción de los laminados, como se mostrara a continuación.

Las dimensiones seleccionadas para los laminados fueron de 20 cm x 20 cm con una densidad para la fibra matt de y para la fibra woven robin. Se estableció una orientación para la primera y tercera capa de 0° y 90° para la segunda y cuarta capa este procedimiento se realizó para cada de las probetas fabricadas. Se inició el proceso de cortado de la fibra de vidrio Matt y WovenRobin en tramos de 21 cm x 21 cm., para obtener un sobre borde en el momento de colocar la fibra en el molde. Antes de realizar la colocación de las fibras de vidrio precortada, se impregna manualmente ceradesmoldante al molde para que no halla adherencia entre la fibra y el modelo. Para la fabricación del

molde se utilizaron pequeños marcos de madera de 23x 23cm y una lámina de triplex la cual es utilizada como fondo para la colocación de la preformas de los modes. Después del armado del molde se procede a realizar la impregnación manual, las cantidades utilizadas de resina y MEEK fueron de 80ml y 2.25ml respectivamente, para los laminados compuestos por cuatro capas de fibra de vidrio. El nuero total de las probetas fabricadas fue de doce.



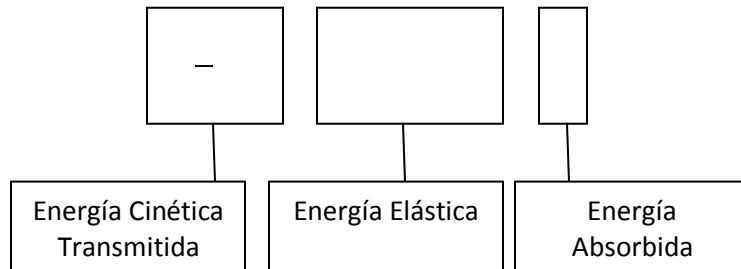
Figura 23. Proceso de construcción de laminados

impacto. Asumiendo que la estructura se comporta cuasi-estáticamente cuando la placa de material compuesto alcanza su máxima deflexión, la velocidad del objeto que impacta se vuelve cero y toda la energía cinética inicial es utilizada para deformar la estructura, obteniendo la siguiente ecuación:

$$- \tag{20}$$

Donde las letras b , s , m hacen referencia a flexión y cortante de la membrana respectivamente; mientras que U hace referencia a la energía almacenada por la placa en la región de contacto [28].

Esta ecuación representativa del modelo energía – balance (ecuación 20) se puede dividir en:



Teniendo como base esta relación, es posible expresar la relación fuerza-deflexión en la forma:

$$\tag{21}$$

Dónde:

k Hace referencia a la rigidez lineal incluyendo el efecto de la deformación por flexión y por cortante.

b : Rigidez de la membrana

W : deflexión en el punto de impacto

Por lo tanto, teniendo esta nueva expresión se puede escribir:

$$\text{---} \text{---} \text{---} \tag{22}$$

Tanto estudios experimentales como analíticos de contacto entre indentadores lisos y compuestos laminados durante la fase de impacto, han demostrado que la ley de contacto se puede escribir como:

$$\tag{23}$$

La cual se conoce como Ley de Contacto de Hertz, que para el propósito particular de esta investigación, las variables que la componen se definen como:

$$\text{---} \text{---} \text{---} \tag{24}$$

Donde

Teniendo esta definición, finalmente se puede llegar a la siguiente expresión de la Energía Absorbida:

$$\text{---} \text{---} \tag{25}$$

Energía Elástica : mediante la diferencia de valores entre la energía cinética transferida y la energía absorbida.

Parámetro:

Máxima Fuerza de contacto (P): mediante la ley modificada de contacto de Hertz descrita anteriormente (ecuación 24).

Parámetro:

Área Afectada: tomada mediante fotografías en las zonas afectadas, y esta fue delimitada utilizando como criterio la región maciza y continua en forma esférica donde se produjo el impacto[28].

3.5 MODELO DE VOIGHT

El modelo de Voight corresponde a uno de los diferentes métodos micro-mecánicos que existen, los cuales tienen como objetivo caracterizar la respuesta elástica de un volumen representativo de la lámina de material compuesto como función del material y las propiedades geométricas de los constituyentes. Estos métodos micro-mecánicos se utilizan específicamente para obtener o determinar los valores medios de las propiedades que caracterizan la respuesta de un volumen representativo del elemento cuando es sometido a cargas simples [28].

El modelo de Voight utiliza un modelo de forma paralela, por lo que tiene como característica que tanto la matriz como el refuerzo, que es la fibra, tienen la misma deformación. La ecuación que describe este modelo corresponde a:

(26)

Dónde:

Los valores utilizados para realizar el cálculo del Módulo de Elasticidad Teórico, se muestran a continuación:

Tabla 8. Propiedades de los materiales compuestos

0.364 aprox	8	0.636 aprox	3,6

3.6 LAMINADOS

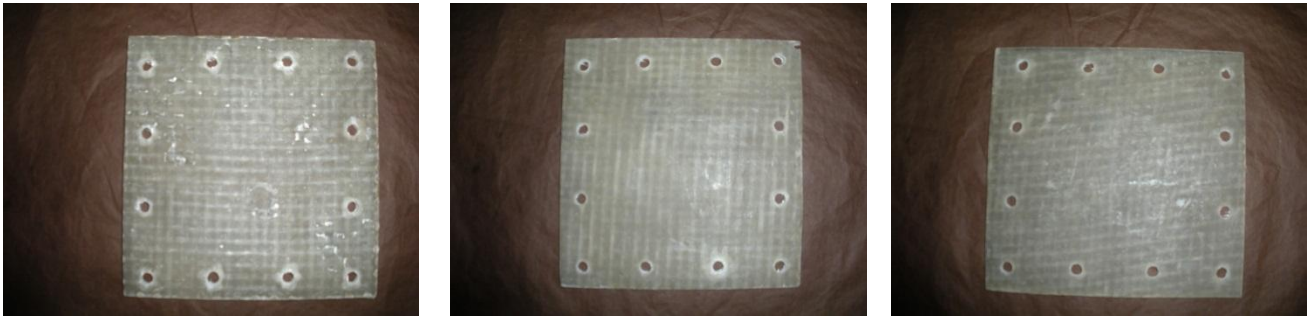


Figura 24. Probetas 1. WovenRobin y Matt – Poliéster (WMWM – P)



Figura 25. Probetas 2. Matt y WovenRobin – Poliéster (MWMW – P)



Figura 26. Probetas 3. Matt y WovenRobin – Epoxi (MWMW – EP)

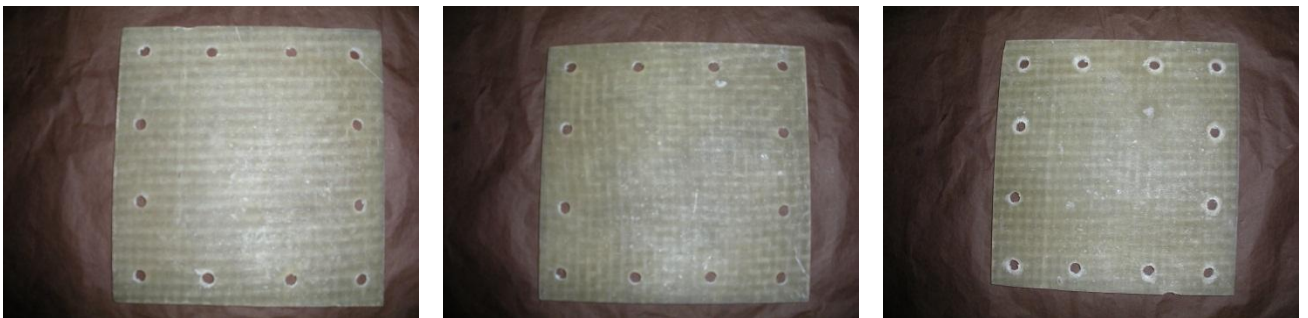


Figura 27. Probetas 4. Woven Robing y Matt – Epoxi (WMWM – EP)

3.7 RESULTADOS DE LAS PRUEBAS

Las probetas fueron sometidas a impactos a diferentes alturas, lo cual da como resultados distintos tipos de daños en las probetas:

Cara superior



cara inferior

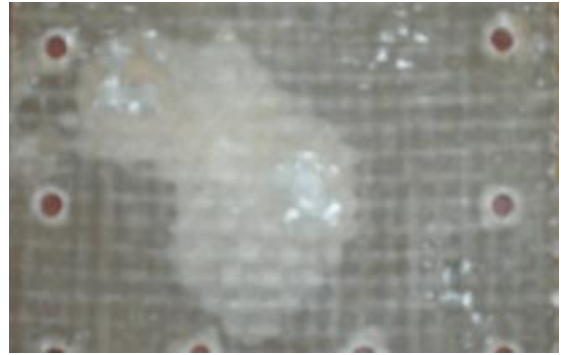
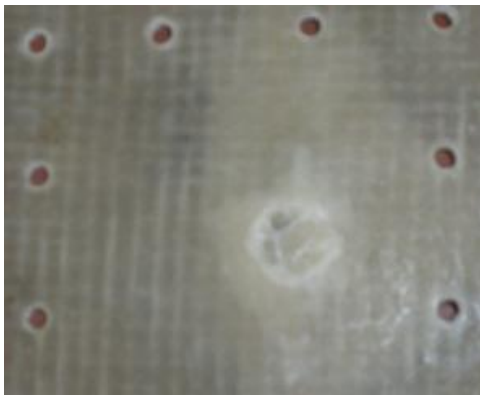


Figura 28. Probeta 1 (WMWM – P) energía de impacto 51,05J

Cara superior



cara inferior

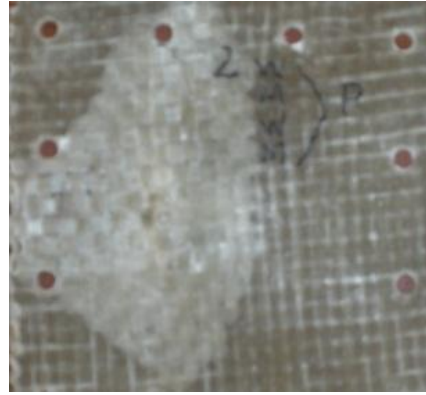


Figura 29. Probetas 1 (WMWM – P) energía de impacto 76,58J.

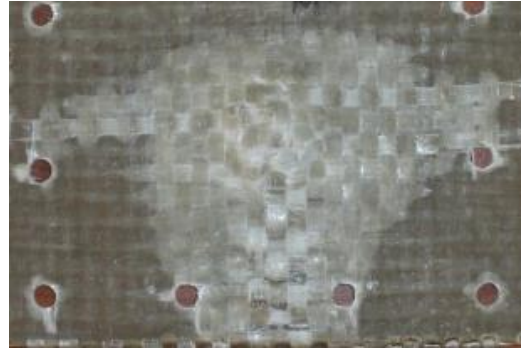


Figura 30. Probetas 1 (WMWM – P) energía de impacto 91,90J.



Figura 31. Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 51,05J.

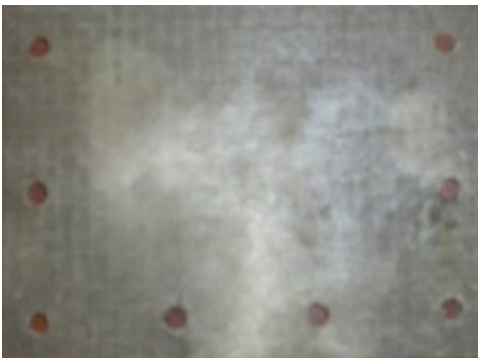


Figura 32. Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 76,58J.



Figura 33. Probeta 2 (MWMW – P) energía de impacto 91,90J.



Figura 34. Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 51,05J.



Figura 35. Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 76,58J.



Figura 36. Probeta 3 (MWMW – EP) energía de impacto 91,90J



Figura 37. Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 51,05J.

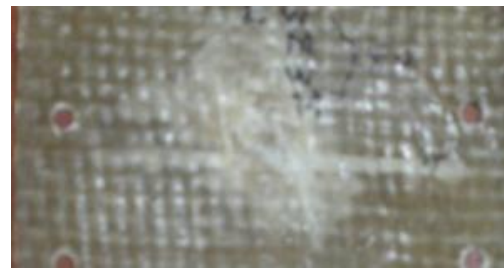


Figura 38. Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 76,58J.



Figura 39. Probeta 4 (WMWM– EP) energía de impacto 91,90J.

3.8 PROCEDIMIENTO DE CALCULO PARA LA ENERGIA DE IMPACTO

El cálculo para hallar la energía de impacto o absorbida se realizó mediante la expresión $E = \frac{1}{2}mv^2$ esta es utilizada cuando el impacto no genera ningún tipo de rebote al indentador o proyectil, cuando el indentador rebota se utiliza la expresión $E = \frac{1}{2}mv^2 - \frac{1}{2}mv'^2$ esta es la energía elástica, donde la diferencia de las dos expresiones permite obtener la energía cinética transmitida $E_t = \frac{1}{2}mv^2 - \frac{1}{2}mv'^2$.

Por ejemplo:

Reemplazando en la ecuación

Insertando los valores obtenidos en la expresión de la energía cinética transmitida.

Para obtener el área afectada tomamos la probeta impactada, y se realiza una medición en la región en la que se propaga el daño.

Energía de Impacto(J)	Área afectada (mm ²)
WMWM –Poliéster	
40,83	4300,84
71,47	5026,54
91,9	6647,61

Tabla 9. Energía de Impacto vs Área Afectada

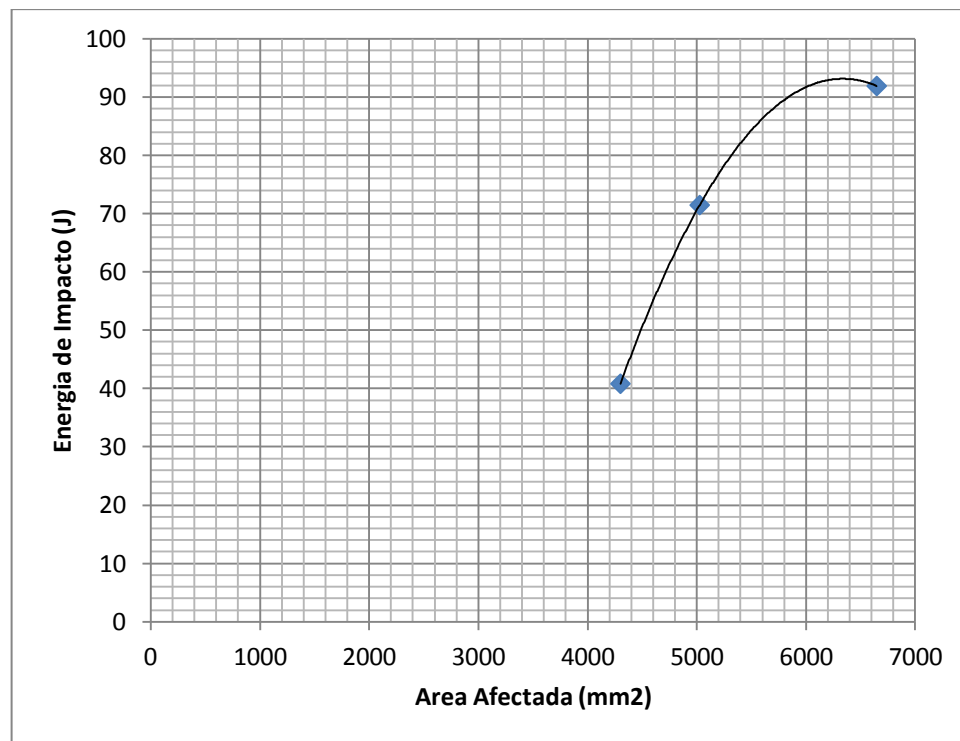


Figura 40. Energía de Impacto vs Área Afectada para la placa WMWM – P

Energía de Impacto(J)	Area afectada (mm2)
MWMW-Poliester	
51,05	1963,49
66,87	2290,22
86,79	5541,76

Tabla 10. Energía de Impacto vs Área Afectada

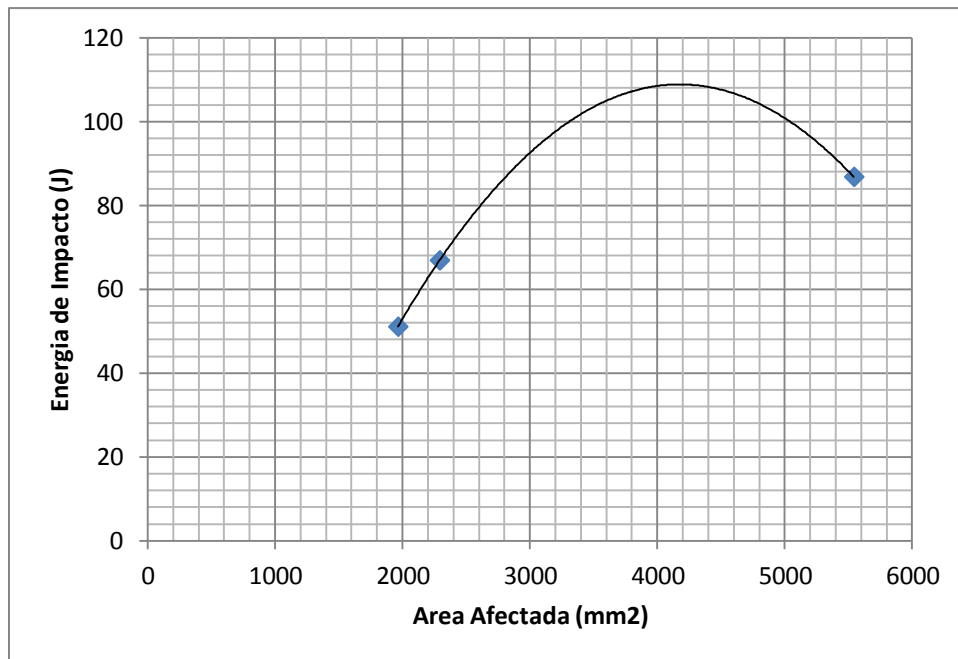


Figura 41. Energía de Impacto vs Área Afectada para la placa MWMW – P

Energía de Impacto(J)	Área afectada (mm2)
MWMW-Epoxi	
51,05	1256,63
76,58	2123,71
91,9	3216,99

Tabla 11. Energía de Impacto vs Área Afectada

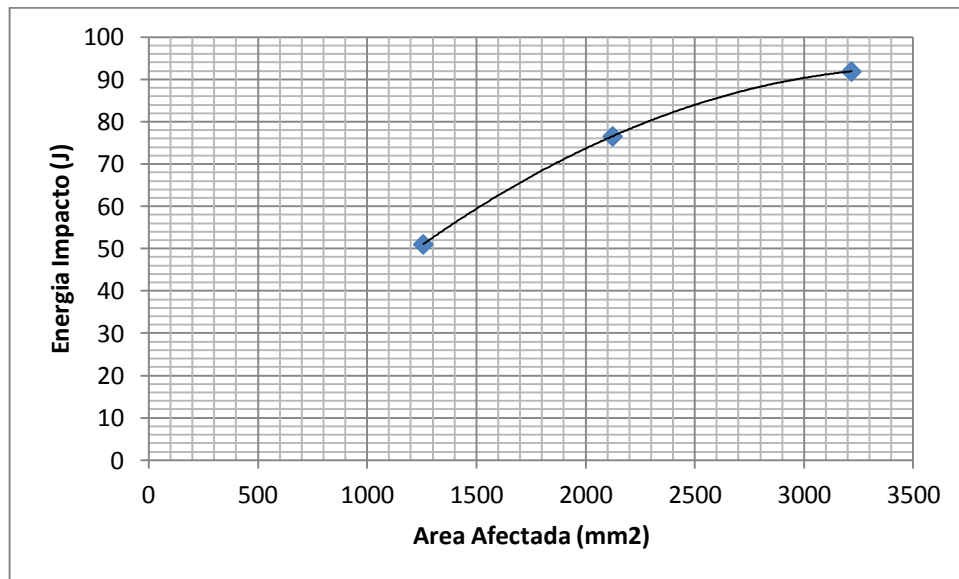


Figura 42. Energía de Impacto vs Área Afectada para la placa MWMW – EP

Energía de Impacto(J)	Área afectada (mm2)
WMWM-Epoxi	
43,39	2290,22
76,58	2642,07
91,9	4778,36

Tabla 12. Energía de Impacto vs Área Afectada

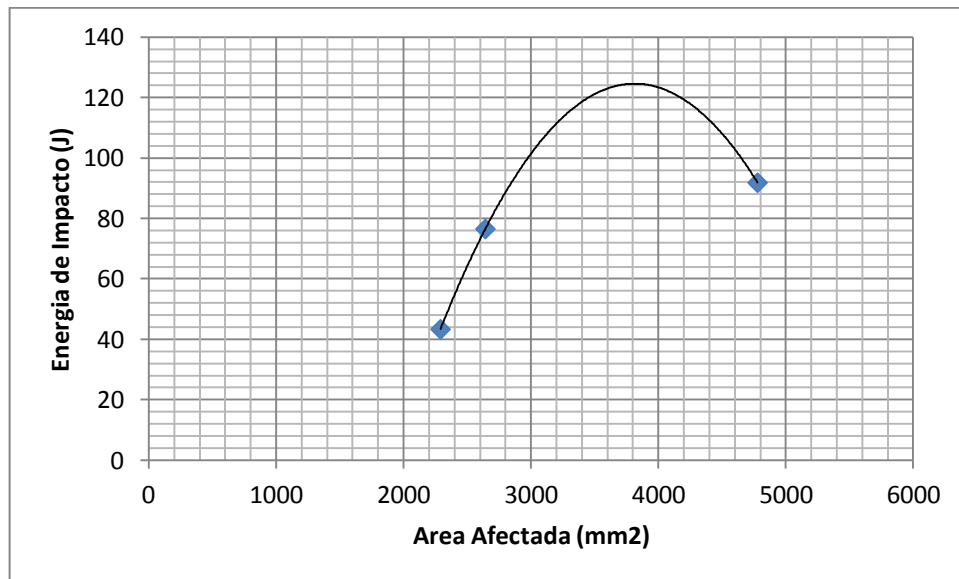


Figura 43. Energía de Impacto vs Área Afectada para la placa WMWM – EP

3.9 PROCEDIMIENTO DE CALCULO PARA LA FUERZA DE CONTACTO

Para hallar la fuerza de contacto se utiliza la expresión $F = \frac{2}{3} E^* \sqrt{R} \delta^{3/2}$, donde E^* es la ley de contacto de Hertz y A es el área afectada por el impacto[28].

$$F = \frac{2}{3} E^* \sqrt{R} \delta^{3/2} \quad (27)$$

Donde

—

es el módulo de elasticidad de la placa, se obtiene mediante la ecuación del modelo de Voight .

(28)

Dónde:

Por ejemplo:

Primero obtenemos a

(29)

(30)

Teniendo el valor de
contacto de Hertz

lo reemplazamos en la expresión de la ley de

$$\frac{-}{-} - \frac{-}{-} -$$

(31)

Insertando los datos en la ecuación

$$\frac{m_1 v_1}{m_1 + m_2} = \frac{m_1 v_1 + m_2 v_2}{m_1 + m_2} \quad (32)$$

$$(33)$$

$$(34)$$

—
Donde

$$\frac{m_1 v_1}{m_1 + m_2} = \frac{m_1 v_1 + m_2 v_2}{m_1 + m_2} \quad (35)$$

Por último hallamos el valor de la fuerza de contacto ,

$$(36)$$

$$(37)$$

Energía Absorbida(J)	Fuerza de Contacto (N)
Mat Poliéster	
40,83	1,58E+07
71,47	1,95E+07
91,9	2,97E+07

Tabla 13. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida

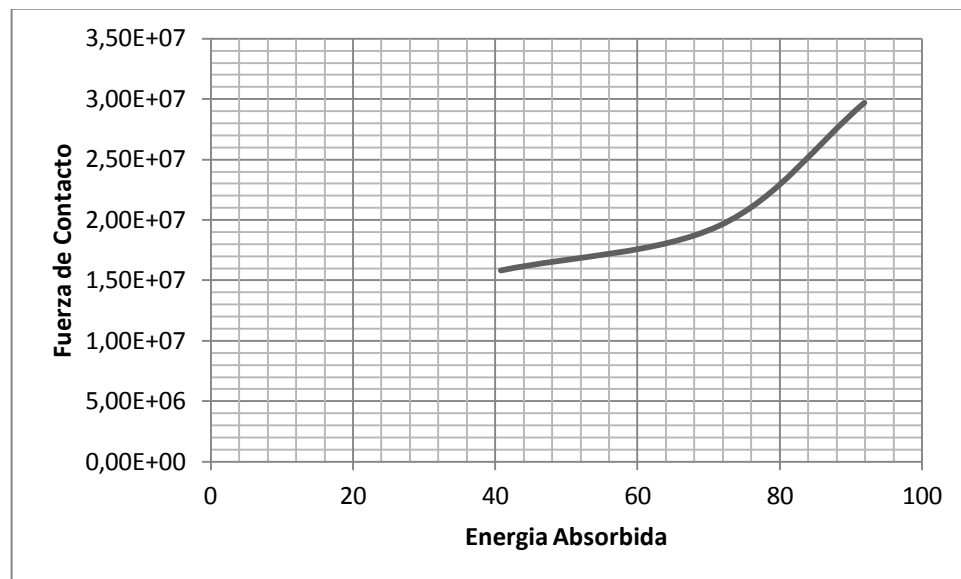


Figura 44. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa WMWM-P

Energía Absorbida(J)	Fuerza de Contacto (N)
WovenRobingPoliéster	
51,05	6,70E+06
66,87	8,50E+06
86,79	3,20E+07

Tabla 14. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida

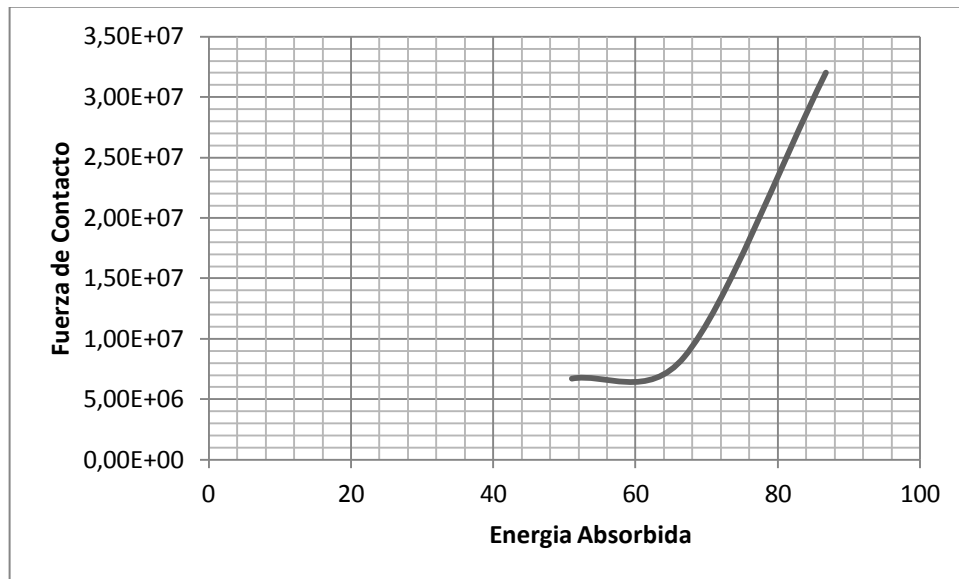


Figura 45. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW-P

Energía Absorbida(J)	Fuerza de Contacto (N)
Mat Epoxi	
51,05	2,40E+06
76,58	5,30E+06
91,9	9,90E+06

Tabla 15. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida

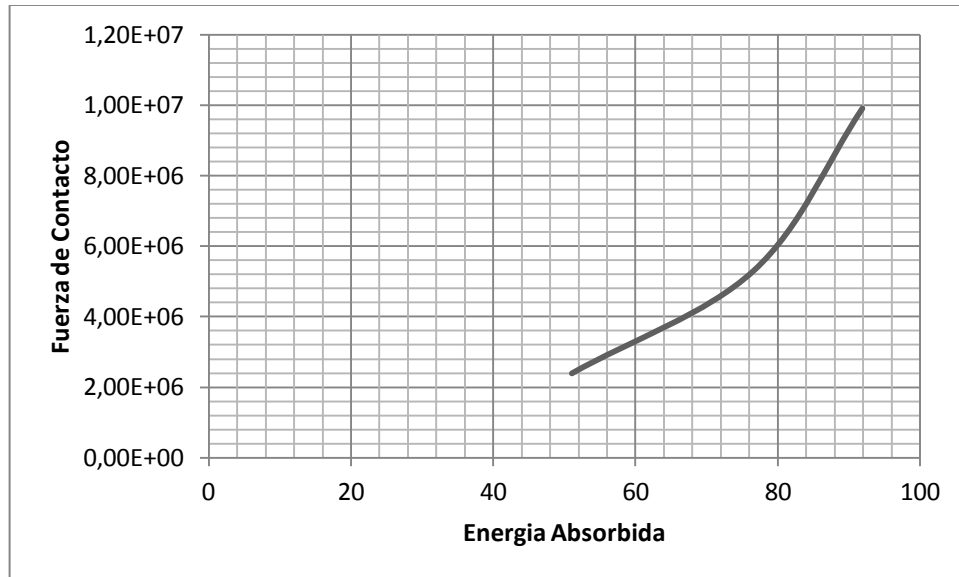


Figura 46. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW-EP

Energía Absorbida(J)	Fuerza de Contacto (N)
WovenRobing Epoxi	
43,39	8,80E+06
76,58	1,10E+07
91,9	2,67E+07

Tabla 16. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida

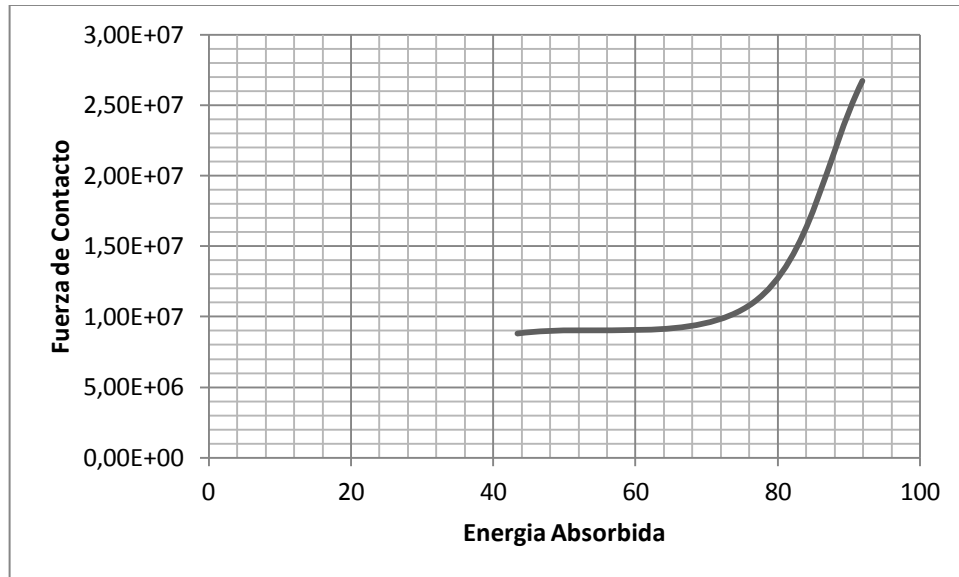


Figura 47. Fuerza de Contacto vs Energía Absorbida para la placa MWMW-EP

4. ANALISIS DE RESULTADOS

En el presente capítulo se exponen los resultados obtenidos de los diferentes ensayos experimentales referidos en el capítulo 3. Se presentan los resultados obtenidos al impactar los laminados de material compuesto, correspondientes a cuatro capas de fibra de vidrio intercaladas WovenRobin – Matt y Matt – WovenRobin, utilizando diferentes energías de impacto.

Cuando se presenta un impacto de un objeto extraño sobre un laminado, varios modos de daño tales como delaminaciones, rotura de fibras, y grietas en la matriz se producen en la estructura compuesta. Qué modo de daño es dominante depende, en general de los parámetros de impacto del indentador y las propiedades de los materiales

Para energías de impacto de 51.05J, el modo principal de daño se detectó como delaminación de la matriz y grietas en el lugar en donde se fracturan las fibras. Sin embargo para mayores energías de impacto, la división se presenta entre las fibras y la matriz, las fracturas de las fibras fueron daños dominantes en el punto de impacto. Además un tipo de delaminación (descementado) resultó de la deformación local de la fibra en lugar de las diferencias entre la rigidez de dos capas de fondo en el punto de impacto.

Por lo tanto los mecanismos de daños en los laminados unidireccionales en este estudio se pueden resumir como:

- *Indentación permanente* se presentaron en las placas con forma semiesférica bajo el impactador..

- *Dividido de fibras* dañadas debido a la deformación alrededor del punto de impacto en cada una de las probetas sometidas a experimentación.
- *Fractura de Fibras* curvatura o estiramiento de las fibras. A excepción de las capas muy inferiores, que empiezan a tomar lugar en las capas en el lado no impactado y se extiende hacia las capas interiores con el aumento de la energía de impacto esto es apreciable con la comparación que se desarrolla entre la cara superior e inferior.
- *Delaminacion de Borde* se produjo alrededor del punto de impacto de cada placa.
- *Delaminacion en las capas inferiores* resultado de los desplazamiento vertical de las fibras rotas generadas por las energías de impacto que se producía en el momento de la colisión.

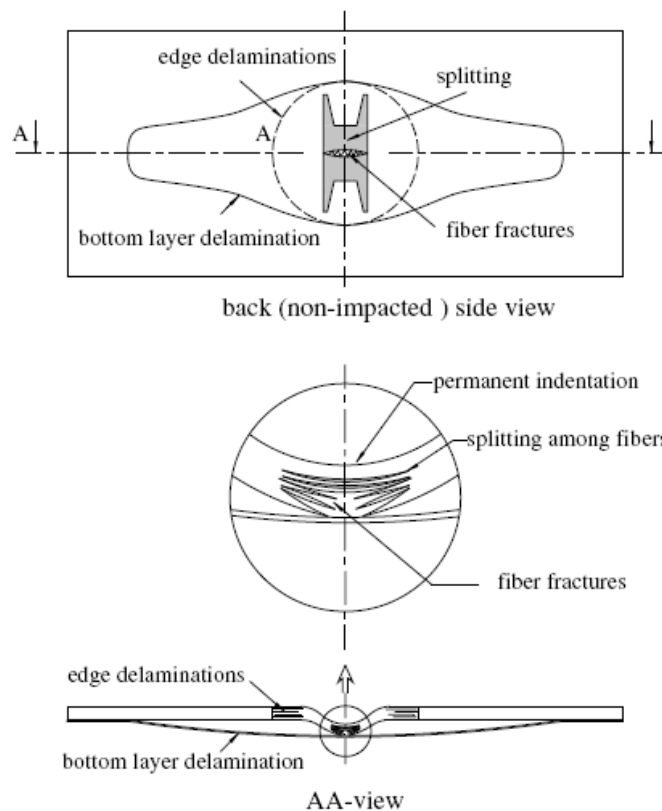


Figura 48. Diferentes tipos de daño

4.1 Comparación entre las probetas a)WovenRobin y Matt – Poliéster (WMWM – P) y las probetas b)WovenRobin y Matt – Epoxy (WMWM – EP).

Energía de impacto 51,05J

Lado Frente

Lado Posterior



a) Poliester



b) Epoxy

Estos resultados pueden ser comparados directamente debido a que poseen el mismo tipo de fibra de vidrio WovenRobin – Matt intercaladas en cuatro capas y lo único diferentes es la resina Poliéster y Epoxi. Por esta razón se hace la comparación entre las resinas ya que estas son las que agregan las propiedades mecánicas.

Para la energía de impacto de 51,05J se puede observar que el impacto generado a la placa de poliéster no causó daños significativos ya que la energía del impacto se propago entre las fibras. Mientras que para la placa de Epoxy el impacto

genero daños permanentes en el laminado lo que nos indica que para estas condiciones la resina Epoxy no absorbe mucha energía.

Energía de impacto 76,58J.



a) Poliester



b) Epoxy

Para la energía de impacto de 76,58J podemos notar que para la placa con resina poliéster en este caso el impacto fue más puntual causando un daño en la parte frontal de la placa, pero al reverso del laminado podemos ver que no penetra la placa solo absorbió la energía entre las capas de fibra. Para la placa de resina Epoxy podemos notar que el impacto fue mucho más profundo causando daños permanentes a las fibras, en la parte del reverso podemos ver que la placa absorbe poca energía causada por el impacto.

Energía de impacto 91,90J.



a) Poliester

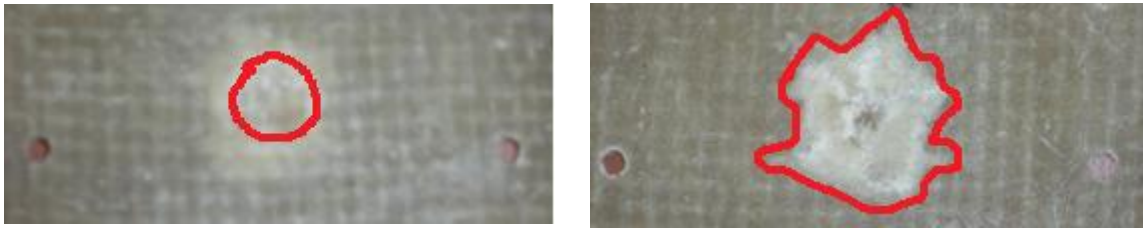


b) Epoxy

Para la energía de impacto 91,90J el laminado de resina Poliéster causó un daño pero no alcanzó a penetrar hasta pasar las fibras, estas a su vez actuaron absorbiendo y propagando la energía del impacto a la que fue sometida la placa. Caso contrario lo que ocurrió con la placa de resina Epoxy, esta tuvo daños permanentes porque el proyectil paso la placa y los resultados fueron que hubo poca propagación y absorción de la energía del impacto.

4.2 Comparación entre las probetas Matt y WovenRobin – Poliéster (MWMW – P) y Matt y WovenRobin – Epoxi (MWMW – EP).

Energía de impacto 51,05J.



a) Poliester

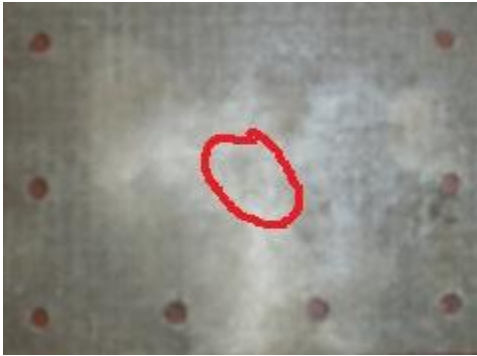


b) Epoxy

Estos resultados pueden ser comparados directamente debido a que poseen el mismo tipo de fibra de vidrio Matt - WovenRobin intercaladas en cuatro capas y lo único diferentes es la resina Poliester y Epoxy. Por esta razón se hace la comparación entre las resinas ya que estas son las que agregan las propiedades mecánicas.

Para la energía de impacto 51,05J se observa que el impacto producido por el proyectil género en la placa de Poliester unas fisuras y grietas en la matriz, pero el proyectil no alcanza a penetrar por completo. En la placa de Epoxy se nota que el impacto del proyectil penetró totalmente la matriz y se puede decir que no hubo propagación de energía en la fibra de vidrio.

Energía de impacto 76,58J.



a) Poliester



b) Epoxy

Para la energía de impacto 76,58J en la placa de poliéster vemos que la propagación de la energía en el laminado cumple su objetivo solo hay desprendimiento entre las fibras pero no presento penetración del proyectil. En el caso del laminado de Epoxy el proyectil penetro el frente de la placa y en parte de atrás surgieron grietas, desprendimiento y rotura de las fibras, hubo poca propagación de la energía entre las fibra.

Energía de impacto 91,90J.



a) Poliester



b) Epoxy

Para la energía de impacto 91,90J el proyectil causo en la placa de Poliéster una huella que no alcanzo a penetrar totalmente la placa, pero si se produjeron algunas fisuras en la matriz y desprendimientos en las fibra, también hubo una muy buen propagación de la energía en la placa. Para el laminado de Epoxy el impacto causo daños en la placa como fisuras, grietas en la matriz y el proyectil alcanzo a penetrar generando una rotura en la placa.

5. CONCLUSIONES

En este trabajo se ha presentado un estudio de los materiales compuestos y de los fenómenos de impactos de baja velocidad aplicados a las fibras de vidrio WovenRobin – Matt utilizando matriz epoxi y poliéster.

Los diferentes resultados de las placas con resina poliéster y epoxi nos indica que la resina poliéster tiene un mejor desempeño a la hora de recibir un impacto y las combinaciones de fibra de vidrio que tuvieron una menor huella de impacto son las de WovenRobin – Matt, las demás presentaron en su mayoría perforaciones debido al impacto.

Finalmente se debe resaltar que se analizaron cualitativamente las propiedades de impactos de baja velocidad y deformaciones de las placas, en las que algunos daños fueron permanentes mientras que en otras se presentan fallas internas debido a que tienen mayor absorción de energía.

6. BIBLIOGRAFIA

- [1] D.R. Askeland., Ciencia e Ingenieria de los Materiales. International Thomson Ediciones, tercera edicion, 1998.
- [2] Volnei Tita, 1999, “Análise Dinâmica Teórica e Experimental de Vigas Fabricadas a Partir de Materiais Compósitos Poliméricos Reforçados” Tesis Maestral, Sao Carlo – Brasil, Universidad de Sao Paulo.
- [3] Luiz Andre Romariz, 2008, “Dano em Placas Laminadas Devido ao Impacto a Baixas Velocidades” Tesis Maestral, Sao Paulo – Brasil, Universidad de Sao Paulo.
- [4] Icardi, U.; Locatto, S.; Longo, A. Assessment of recent theories for predicting failures of composite laminates. Applied Mechanics Reviews, v. 60, p. 76 – 86, March 2007
- [5] Hazim A. A. Composite materials: fabrication and analysis. 2^{da} edicion., San Jose dos Campos, Instituto Tecnológico de Aeronautica, 1984. Apostila de curso.
- [6] Middleton, D. H. Composite materials in aircraft structure. 1st ed., New York: Longman Scientific and Technical, 1990, 394p.
- [7] Angel Luis Peña Fernandez, 2006, Comportamiento Ante Impacto de Materiales Compuestos de Carbono e Híbridos – Carbono / Vidrio, Tesis , Madrid – España, Universidad Politécnica de Madrid.
- [8] William F. Smith, Ciencia e Ingenieria de Materiales, McGrawHill, Tercera Edición, 2004.

[9] Shirley KalamisGarcia Castillo, 2007, Analisis de Laminados de Materiales Compuestos con Precarga en su Plano y Sometido a Impacto, Tesis Doctoral, Lagenes – España, Universidad Carlos III de Madrid.

[10] Kirchhoff, G.R., Uber das gleichgewichiund die bewegungeinerelastishemscheibe, J Fuer die Reine undAngewandteMathematik, vol. 40, pp. 51–88

[11] Ochoa, Reddy, “Finite Element Analysis of Composite Laminates” (1992)

[12] Jones, R. M., “Mechanics of Composite Materials”, Washington, D.C., ScriptaBookCompany, (1975)

[13] Whitney, J. M., "The Effect of Transverse Shear Deformation in the Bending of Laminated Plates," Journal of CompoJite Material" 3, pp. 534-547 (1969).

[14] Whitney, J. M. and Pagano, N. J., "Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates," Journal of Applied MechanicA, 37 (4), pp. 1031-1036 (1970).

[15] E. Reissner, “The Effect of Transverse Shear Deformation on the Bending of Elastic Plates”, J. Appl. Mech., 12(1945), pp. 69–77.

[16] E. Reissner, “On the Theory of Bending of Elastic Plates”, J. Math.Phy., 23(1944), pp. 184–191.

[17] R. D. Mindlin, “Influence of Rotatory Inertia and Shear on Flexural Motions of Isotropic, Elastic Plates”, J. Appl. Mech., 18(1951), pp. 31–38.

[18] F. Norman, Jr. Knight, and Qi. Yunqian, “On a Consistent First-Order Shear-

Deformation Theory for Laminated Plates”, Composites Part B, (1997), pp. 397–405.

[19] M.E. Fares, “Non-Linear Bending Analysis of Composite Laminated Plates Using a Refined First-Order Theory”, Composite Structures, 46 (1999), pp. 257–266.

[20] Noor, A.K., Burton, W.S., “Assessment on shear deformation theories for multilayered composite plates”. Appl. Mech. Rev. 42 (1), 1–13, (1989)

[21] Reddy, J.N. “A refined nonlinear theory of plates with transverse shear deformation”. Int. J. Solids Struct. 20, 881–896.,(1984)

[22] Guangyu Shi, “A new simple third-order shear deformation theory of plates”, International Journal of Solids and Structures Volume 44, Issue 13, 15 June 2007, Pages 4399-4417.

[23] Reddy, J.N., "Generalization of Two-Dimensional Theories of Laminated Composite Plates" Communications in Applied Numerical Methods, 3,pp173-180(1987).

[24] F. Moleiro, C.M. MotaSoares, C.A. MotaSoares and J.N. Reddy, “Layerwise mixed least-squares finite element models for static and free vibration analysis of multilayered composite plates”, Composite Structures, elsevier, (2009)

[25] J.N. Reddy, “An evaluation of equivalent-single-layer and layerwise theories of composite laminates”, (1993) Composite Structures, 25 (1-4), pp. 21-35.

[26] Serge Abrate, Impact Engineering of Composite Structures. Springer Wien New York, CISM Courses and Lectures, Vol. 526.

- [27] HINTON, M.J.; SODEN, P.D. *Predicting failure in composite laminates: the background to the exercise*. Composites Science and Technology, v. 58, n. 7, p. 1001-1010, July 1998.
- [28] Camilo Ernesto TellezMejia, 2008, "Caracterizacion de Materiales Compuestos Sometidos a Impactos de Baja Velocidad" Tesis de Grado, Bogotá – Colombia, Universidad de los Andes.
- [29] MATTHEWS, F.L; RAWLINGS, R.D. *Composite materials: engineering and science*. 1st ed., London: Chapman & Hall, 1994, 470 p.
- [30] JENKINS, C. F. *Materials of construction used in aircraft and in aircraft engines*. [SI], Great Britain Aeronautical Research Committee, 1920.
- [31] WADDOUPS, M. E. *Advanced composite material mechanics for the design and stress analyst*. Fort Worth, TX: General dynamics, 1987. (Fort Worth division report FZM-4763).
- [32] TSAI, S. W.; WU, E. M. *A general theory of strength for anisotropic materials*. Journal of Composite Materials, v. 5, n. 1, Jan. 1971.
- [33] HILL, R. *A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic materials*. proceedings of the Royal Society of London Series A, v. 193, n. 1033, p. 281-297, May 1948.
- [34] TSAI, S. W. *Strength Characteristics of composite materials*. Washington: NASA, April 1965. Report CR-224, 95 p.
- [35] MENDONÇA, Paulo de Tarso R. *Materiais compostos e estruturassanduiche: projeto e análise*. 1a ed., Barueri, SP: Manole, 2005.

- [36] TSAI, S. W.; WU, E. M. *A general theory of strength for anisotropic materials*. Journal of Composite Materials, v. 5, n. 1, Jan. 1971.
- [37] PIPES, R. B., COLE, B. W. *On the off-axis strength test for anisotropic materials*. Journal of Composite Materials, v.7, p. 246-256, Jan. 1973
- [38] TSAI, S. W.; HAHN, H. T. *Introduction to composite materials*. 1st ed., Lancaster, PA: Technomic Publishing, 1980.
- [39] HASHIN, Z.; ROTEM, A. *A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials*. Journal of Composite Materials, v. 7, p. 448–464, Oct. 1973.
- [40] HASHIN, Z. *Failure criteria for unidirectional fiber composites*. Journal of Applied Mechanics, v. 47, p. 329-334, June 1980.
- [41] HOFFMAN, O. *The brittle strength of orthotropic material*. Journal of Composite Materials, v. 1, p. 200-206, Jan. 1967.

