



POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA

**“EVALUACIÓN DEL DAÑO EN LAMINADOS DE FIBRA DE
CARBONO Y VIDRIO POR IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD
MEDIANTE CAÑÓN NEUMÁTICO”**

TESIS

**PARA OBTENER EL GRADO ACADÉMICO DE
MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN DISEÑO Y
DESARROLLO DE SISTEMAS MECÁNICOS**

P R E S E N T A

GIBRAN VICTORINO AGUILAR

SANTIAGO DE QUERÉTARO, QRO.

MARZO, 2018.

CENTRO NACIONAL DE TECNOLOGÍAS AERONÁUTICAS



**“EVALUACIÓN DEL DAÑO EN LAMINADOS DE FIBRA DE CARBONO Y VICRIO
POR IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD MEDIANTE CAÑÓN NEUMÁTICO”**

TESIS

PARA OBTENER EL GRADO ACADÉMICO DE
**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN DISEÑO Y DESARROLLO DE
SISTEMAS MECÁNICOS**

PRESENTA

GIBRAN VICTORINO AGUILAR

SANTIAGO DE QUERÉTARO, QRO.

MARZO, 2018.



CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado
PICYT – CIDESI
Querétaro

El abajo firmante, Tutor académico del alumno **Gibran Victorino Aguilar**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Evaluación del daño en laminados de fibra de carbono y vidrio por impacto de baja velocidad mediante cañón neumático**”, acepto que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestro en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y Desarrollo de Sistemas Mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 21 días del mes de Febrero del año dos mil dieciocho.

Dr. Ulises Sánchez Santana
Tutor Académico




CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado
PICYT – CIDESI
Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Jurado del Examen de Grado del alumno **Gibran Victorino Aguilar**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Evaluación del daño en laminados de fibra de carbono y vidrio por impacto de baja velocidad mediante cañón neumático**”, aceptamos que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestro en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y Desarrollo de Sistemas Mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.


Y para que así conste firmamos la presente a los 28 días del mes de Febrero del año dos mil dieciocho.



Dr. José Luis Sánchez Gaytán
Presidente



Dr. Enrique Martínez Franco
Secretario



Dr. Ulises Sánchez Santana
Vocal



ACTA DE EXAMEN DE GRADO

En la ciudad de Santiago de Querétaro, Qro., a los 2 días del mes de marzo del año 2018, siendo las 8:15 horas, se reunieron en el Auditorio de la Dirección Adjunta de Posgrado del CENTRO DE INGENIERÍA Y DESARROLLO INDUSTRIAL, los señores integrantes del Jurado de Examen de Grado constituido por:

Presidente: Dr. José Luis Sánchez Gaytán


Secretario: M. en C. y T. Jaime Espinoza Hernández

Vocal: Dr. Ulises Sánchez Santana

y de acuerdo con las disposiciones del Reglamento vigente, se procedió a llevar a cabo el Examen de Grado al C. Ing. Gibran Victorino Aguilar, egresado del Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, candidato a Maestro en Ciencia y Tecnología, con opción terminal en Diseño y Desarrollo de Sistemas Mecánicos. Tomando en cuenta los señores del Jurado de Examen de Grado los resultados de la Tesis del Proyecto de Investigación: "Evaluación del daño en laminados de fibra de carbono y vidrio por impacto de baja velocidad mediante cañón neumático", dictaminaron que fuera aprobado por unanimidad. El Presidente del Jurado le hizo saber al sustentante el resultado obtenido, dándose por terminado el Examen de Grado a las 9:10 horas del día señalado. Se asentó la presente en el libro de actas para exámenes de grado número VII a las 75 y 76 fojas, autorizado por la Coordinación del Posgrado Interinstitucional en Ciencia y Tecnología con fecha 2 de marzo de 2018 y una vez escrita, leída y aprobada la firmaron para dar constancia las personas que en el acto intervinieron.


Dr. José Luis Sánchez Gaytán
Presidente


M. en C. y T. Jaime Espinoza Hernández
Secretario


Dr. Ulises Sánchez Santana
Vocal



AGRADECIMIENTOS

Quisiera dar testimonio de mi gratitud a mi asesor de tesis Dr. Ulises Sánchez Santana por el apoyo y libertad que me brindo, lo cual me ha permitido desarrollar de la mejor manera esta investigación, por su paciencia, por sus acertadas y respetuosas sugerencias y por hacerme ver claro cuando todo estaba oscuro.

A mis compañeros Erick Alberto Trejo Zúñiga y Xavier Havid Herrera Téllez del Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, por todos esos trabajos escolares y noches en vela que pasamos para completarlos.

A todo el personal que conforma ahora en Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas, ya que en más de una ocasión me apoyaron durante mi proceso de investigación.

A mi familia por sus ánimos y su insistencia para que no perdiera mi perseverancia.

RESUMEN

Generalmente los diseños de elementos y piezas en material compuesto emplean parámetros del material fundamentados en caracterizaciones con un limitado número de variables, mientras que en la realidad, estos se encuentran expuestos a cargas dinámicas, fatiga, impactos y fenómenos que no pueden representarse con parámetros obtenidos bajo un régimen cuasi estático y donde la influencia de la velocidad de deformación cobra importancia tras demostrar la sensibilidad a esta variable por lo cual este trabajo de investigación pretende dilucidar la influencia del daño por impacto a baja velocidad que tienen los materiales compuestos como la fibra de vidrio y carbono unidireccional con base epoxi sobre la iniciación, propagación y modo de fallo basándose en pruebas destructivas poco utilizadas, como es impacto por cañón de gas y no destructivas como lo es el análisis por ultrasonido.

ABSTRACT

Generally the designs of elements and pieces in composite material use parameters of the material based on characterizations with a limited number of variables, whereas in the reality, these are exposed to dynamic loads, fatigue, Impacts and phenomena that cannot be represented with parameters obtained under a quasi-static regime and where the influence of the speed of deformation becomes important after demonstrating the sensitivity to this variable so this research work It aims to elucidate the influence of the low speed impact damage of composite materials such as fiberglass and one-way carbon with epoxy based on initiation, propagation and failure mode based on low-used destructive tests , as it is impact by gas cannon and non-destructive as it is ultrasound analysis.

INDICE

CAPÍTULO 1 INTRODUCCION.....	1
<i>ANTECEDENTES</i>	1
<i>PLANTAMIENTO DEL PROBLEMA</i>	3
<i>JUSTIFICACION</i>	3
<i>OBJETIVO GENERAL Y ESPECÍFICO</i>	4
<i>HIPOTESIS</i>	4
<i>CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES</i>	4
CAPÍTULO 2 MARCO TEÓRICO	6
<i>CALCULO DE MATERIALES COMPUESTOS</i>	6
<i>COMPORTAMIENTO DINÁMICO</i>	10
<i>MODELIZACIÓN MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS</i>	11
<i>MANUFACTURA</i>	14
<i>LAMINADO MANUAL</i>	14
<i>IMPACTO EN MATERIALES COMPUESTOS</i>	17
<i>COMPONENTES DE LA MAQUINA DE IMPACTO</i>	18
<i>VELOCIDAD DE IMPACTO</i>	20
<i>MODOS DE FALLO Y MORFOLOGÍA DEL DAÑO</i>	22
<i>ENSAYO DE IMPACTO</i>	23
<i>DETECCIÓN DEL DAÑO</i>	26
<i>TÉCNICAS DESTRUCTIVAS</i>	26
<i>TÉCNICAS NO DESTRUCTIVAS</i>	27
<i>TRATAMIENTO DE IMÁGENES</i>	32
CAPÍTULO 3 MÉTODOS	35
<i>CALCULO DE LAMINADOS</i>	35
<i>CARACTERIZACION MECANICA DEL MATERIAL</i>	42
<i>PRUEBA DE IMPACTO</i>	45

<i>PRUEBA DE ULTRASONIDO</i>	52
<i>TRATAMIENTO DE IMÁGENES</i>	56
CAPÍTULO 4 RESULTADOS	59
<i>RESULTADOS DE CARACTERIZACION MECÁNICA</i>	59
<i>RESULTADOS DE PRUEBAS DE IMPACTO</i>	64
<i>RESULTADOS DE PRUEBAS DE ULTRASONIDO</i>	69
<i>RESULTADOS TRATAMIENTO DE IMAGENES</i>	70
<i>CONCLUSIONES</i>	73
<i>REFERENCIAS</i>	75
<i>ANEXOS</i>	79

FIGURAS

Figura 1.- Diferentes tipos de orientación de fibras para un laminado. Germán Kokubo.	7
Figura 2.- Metodología a seguir para materiales compuestos. Hernández Hilario.	8
Figura 3.- Representación de cargas en una placa. Hernández Hilario.	9
Figura 4.- Laminado manual. A. Besednjak.	14
Figura 5.- Acomodo del material para el laminada. V. Delgado.	15
Figura 6.- Acoplamiento del laminado a bomba de vacío.	16
Figura 7.- Funcionamiento de un autoclave.	16
Figura 8.- Rampa de curado en autoclave. A. Besednjak.	17
Figura 9.- Esquema general del cañón de aire comprimido. D. Luna.	18
Figura 10.- Proyectil atravesando el primer sensor. D. Luna.	19
Figura 11.- Intervalo de tiempo entre señales registradas por los sensores. D. Luna.	19
Figura 12.- Representación del daño por impacto a baja velocidad a material compuesto. Freitas.	22
Figura 13.- Modos de propagación de fisuras. Freitas.	23
Figura 14.- Curva fuerza-tiempo de un laminado de fibra de carbono. Cho Hi.	24
Figura 15.- Curva Energía-tiempo de un laminado de fibra de carbono. Choi H.	25
Figura 16.- Delaminación inducida por impacto a baja velocidad. Oller S.	26
Figura 17.- Micrografía de un probeta impactada. Abrate S.	27
Figura 18.- Rayos X con líquidos penetrantes. Finn S.	28
Figura 19.- Holograma de un impacto de un laminado de fibra de carbono. Finn S.	28
Figura 20.- Técnica ultrasónica pulso-eco. Kortschot, M.	29
Figura 21.- Modo A-scan, ondas reflectadas de algún defecto y el fondo del área de prueba. Kortschot, M.	30
Figura 22.- Modo B-scan de la sección transversal de un laminado de fibra de carbono. Kortschot, M.	31
Figura 23.- Modo C-scan de un impacto frontal a un laminado de fibra de carbono multidireccional. Kortschot, M.	32
Figura 24.- Representación de un ojo humano de forma gráfica y su conversión a forma matricial. Andrea Manna.	33
Figura 25.- Comparación entre la matriz de una imagen blanco y negro y una de color. Andrea Manna.	34

Figura 26.- Laminados cortados para conformación de probetas para pruebas de tensión.....	43
Figura 27.- Probetas de fibra de vidrio con taps de aluminio.....	43
Figura 28.- Probeta montada en la maquina MTS con extensómetro.....	45
Figura 29.- Laminado marcado para el corte de probetas.....	45
Figura 30.- Cortadora de disco de diamante.....	46
Figura 31.- Corte de la muesca de una probeta de fibra de vidrio.....	47
Figura 32.- Sistema de pruebas de impacto.....	47
Figura 33.- Sensores de movimiento desmontados.....	48
Figura 34.- Salida del cañón neumático frente a la placa de acero.....	49
Figura 35.- Probeta montada al cañón neumático.....	50
Figura 36.- Monitor registrando las señales de los sensores de movimiento.....	51
Figura 37.- Probetas útiles después de pruebas de impacto.....	51
Figura 38.- Probetas útiles después de pruebas de impacto.....	52
Figura 39.- Sistema de posicionamiento cartesiano.....	53
Figura 40.- Acoplamiento de las probetas al fondo de la tina.....	54
Figura 41.- Posicionamiento del reflector de ondas respecto a la probeta.....	54
Figura 42.- Señal para detección de daño e imagen generada del ultrasonido.....	55
Figura 43.- Daño interno del laminado.....	56
Figura 44.- Probeta de fibra de vidrio a tonalidades de grises.....	57
Figura 45.- Zona de interés en la probeta de fibra de vidrio.....	58
Figura 46.- Grafica carga-desplazamientos de las pruebas de tensión a probetas de fibra de carbono.....	59
Figura 47.- Gráfica carga-desplazamientos de las pruebas de tensión a probetas de fibra de carbono.....	60
Figura 48.- Desviación estándar de esfuerzo en las probetas.....	62
Figura 49.- Desviación estándar de esfuerzo en las probetas.....	62
Figura 50.- Desviación estándar de módulo de elasticidad en las probetas.....	63
Figura 51.- Desviación estándar de módulo de elasticidad en las probetas.....	64
Figura 52.- Fuerza-Velocidad de ambos materiales.....	65
Figura 53.- Energía registrada para cada probeta útil.....	65
Figura 54.- Energía registrada para cada probeta útil.....	66

Figura 55.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.....	67
Figura 56.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.....	68
Figura 57.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.....	68
Figura 58.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.....	69
Figura 59.- Ultrasonido de las probetas impactadas de ambos materiales de interés.	69
Figura 60.- Relación de daño entre imágenes con y sin tratamiento con software.	70
Figura 61.- Relación de daño entre imágenes con y sin tratamiento con software.	71

TABLAS

Tabla 1.- Cronograma de actividades generales del proyecto.....	5
Tabla 2.- Clasificación de los ensayos según su duración. Cantwell y Morton.....	21
Tabla 3.- Propiedades de las fibras. Rojo Ester.....	35
Tabla 4.- Propiedades de las matrices. Rojo Ester.....	35
Tabla 5.- Propiedades térmicas de diferentes tejidos. Rojo Ester.....	36
Tabla 6.- Propiedades específicas de matriz y refuerzo usados.....	37
Tabla 7.- Valores finales de las dimensiones de las probetas de ambos materiales.....	44
Tabla 8.- Resultados de cada probeta a ensayo de tensión.....	61
Tabla 9.- Daños obtenidos por Matlab.....	72

CAPÍTULO 1 INTRODUCCION

A través de la historia es posible observar la importancia que los materiales han tenido en la vida del hombre. Durante el desarrollo de la civilización, algunas etapas han sido denominadas en función del tipo de materiales que fueron empleados, como la edad de piedra (3500 AC), edad del bronce (3500 a 1000 AC) y la edad de hierro (1000 al 100 AC) [1].

A partir de la segunda guerra mundial muchas de las necesidades de la industria aeroespacial, electrónica y metal-mecánica, no podían ser cubiertas con los materiales convencionales, por lo que se tuvieron que desarrollar materiales que cubrieran esas necesidades. Hoy en día se detecta la necesidad y se investiga para desarrollar el material adecuado, de ahí el gran desarrollo en polímeros de ingeniería, cerámicas avanzadas y materiales compuestos.

Este trabajo de investigación pretende dilucidar la influencia del daño por impacto a baja velocidad que tienen los materiales compuestos como la fibra de vidrio y carbono unidireccional con base epoxi sobre la iniciación, propagación y modo de fallo basándose en pruebas destructivas poco utilizadas, como es impacto por cañón de gas y no destructivas como lo es el análisis por ultrasonido.

ANTECEDENTES

C. López y O. Ceresta (2009), realizaron el daño para 3 tipos de laminados de 42 capas de fibra de carbono, el primero con ángulos de desfases entre capas convencionales (0, 90, -45 y 45) y los otros 2 usando un paquete de fortran90 de algoritmo genético para determinar los ángulos más apropiados, en general no mostraron una mejora absoluta en cuanto resistencia al impacto o daños por impacto los laminados alternos al laminado convencional [2].

E. González y P. Maimi (2010), realizaron 3 tipos de laminados de fibra de carbono con misma configuración (45, 0, -45 y 90) pero diferente número de capas iguales subsecuentes $[(45_0, -45_90)_4]_s$, $[(45_2, 0_2, -45_2, 90_2)_2]_s$ y $[(45_4, 0_4, -45_4, 90_4)]_s$, se concluyó que el apilamiento de capas con ángulos iguales subsecuentes reduce la resistencia al daño y por la prueba de compresión después del impacto que la tolerancia al daño no se ve afectada [3].

M. Sultán y K. Worden (2011), estudiaron el daño a 3 probetas de 11,12 y 13 capas de fibra de carbono y cuantificar el daño en la zona de impacto y en zonas lejos del impacto, lo cual concluyo que es perfectamente separable las zonas donde se genera el daño y donde no, a la par que es confiable hacer una conjetura únicamente con los resultado de los sensores [4].

T. Sebaey y E. González (2012), realizaron un algoritmo genético llamado “colonia de hormigas” para optimizar un laminado de fibra de carbono, considerando 2 casos de estudio, el primero que el área del daño se reduciría al mínimo y el segundo que la energía de deformación elástica absorbida se maximizaría (minimizar daño interlaminar) lo cual arrojó 20% de reducción del daño y 8% de aumento de deformación elástica absorbida, se concluye que ayuda a mejorar el laminado en condiciones específicas [5].

P. Colombi y G. Fava (2012), realizaron un estudio de la Resistencia a tensión de uniones de acero-fibra de carbono mediante un adhesivo epoxi con 2 relaciones de esfuerzos de 1(75, 90 y 100Mpa) y de 4(60, 75, 90 y 100Mpa) arrojando cargas máximas de 34kN y 50kN a 6 millones de ciclos mostrando que el adhesivo mantiene adherencia el 95% del tiempo antes del desprendimiento, lo cual se concluye que es competitivos en cuanto eficiencia a una soldadura en metales [6].

P. Coronado y A. Arguelles (2012), estudiaron la influencia de la temperatura en laminados unidireccionales de fibra de carbono sometidos a fatiga y cargas estáticas mostrando que con forme disminuye la temperatura la rigidez a flexión disminuye al igual que los ciclos de carga que soporta y conforme aumenta la temperatura la rigidez a flexión aumenta al igual que los ciclos de carga que soportan lo cual concluye que si es un factor determinante para el rendimiento del laminado [7].

T. Sebaey y E. González (2013), estudiaron la tolerancia al daño y resistencia al daño de laminados de fibra de carbono con 3 configuración que guardan una diferencia angular entre cada capa de 45°,10°-30° y 55°-80° observando que en ángulos mayores la energía absorbida se consume en el daño interlaminar en lugar del agrietamiento de la matriz o fallo del refuerzo, se concluyó que a ángulos pequeños (10°-30°) existe mayor resistencia al daño [8].

PLANTAMIENTO DEL PROBLEMA

La falta de precisión para predecir el comportamiento de materiales compuesto conduce a diseños conservadores o ensayos prueba y error, incrementando el costo del producto. En la actualidad, los obstáculos se encuentran en la comprensión de ciertos aspectos del comportamiento de los materiales compuestos, fundamentalmente en áreas como mecanismos de fallo y predicción de resistencia, análisis de fallos en servicio, introducción de cargas concentradas, uniones, durabilidad, comportamiento a fatiga, tolerancia al daño, etc.

Sin embargo, para esto se deben establecer rangos de velocidad, ensayos estándar, variables y los materiales a comparar mediante un protocolo de experimentación específico que asegure repetitividad en los resultados y minimice el error cosa que en la actualidad no existe.

JUSTIFICACION

Las ventajas que presentan los materiales compuestos sobre los materiales tradicionales obligan a adquirir el conocimiento apropiado para diseñar y predecir la respuesta que estos puedan presentar frente a diversos fenómenos. Generalmente los diseños conservadores emplean parámetros del material fundamentados en caracterizaciones con un limitado número de variables, mientras que en la realidad, estos se encuentran expuestos a cargas dinámicas, fatiga, impactos y fenómenos que no pueden representarse con parámetros obtenidos bajo un régimen cuasi estático y donde la influencia de la velocidad de deformación cobra importancia tras demostrar la sensibilidad a esta variable [9].

Su masificación y uso dentro del mercado se justifican por su gran resistencia y rigidez en la dirección de la fibra o laminado, su excelente respuesta ante esfuerzos y deformaciones, y porque su comportamiento casi nunca es crítico ante cargas nominales, las cuales solo son obtenidas en condiciones experimentales.

Los ensayos de impacto tienen la ventaja de que pueden ser llevados a cabo con una gran rapidez y proporcionan medios sencillos de observar el fenómeno de fractura que no puede ser observado mediante otros medios.

Actualmente, uno de los campos que menos se comprende de los materiales compuestos son los modos de fallo que se inducen al ser sometidos bajo cargas de impacto a baja velocidad, además de los modos de iniciación y propagación de los daños [10].

OBJETIVO GENERAL Y ESPECÍFICO

Objetivo general:

“Vislumbrar la influencia que tiene los impactos a baja velocidad sobre material compuesto”.

Objetivos específicos:

- ✓ Seleccionar dos variaciones de material compuesto de fibras unidireccionales y matriz epoxi.
- ✓ Caracterizar mecánicamente los materiales homogeneizándolos con los del mercado.
- ✓ Obtener especímenes estándar de las dos variaciones del material.
- ✓ Ensayar las probetas bajo la prueba destructiva de impacto a baja velocidad por cañón de gas.
- ✓ Analizar las probetas por daño interno con máquina de ultrasonido.
- ✓ Escribir un artículo científico y/o participar en congreso.
- ✓ Obtener el grado de Maestro en Ciencias.

HIPOTESIS

Existe una correlación estrecha entre el modo de iniciación y el de propagación de daño a material compuesto unidireccional sometido bajo cargas de impacto a baja velocidad.

CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES

Para este cronograma se contemplan las actividades propias para la tesis junto con el periodo contemplado para las materias de posgrado.

El color gris representa el tiempo donde no se desarrolla la actividad, el color verde el tiempo para desarrollar la actividad, el color azul el tiempo máximo para finalizar la actividad.

Tabla 1.- Cronograma de actividades generales del proyecto.

	CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES POR MESES DEL 01/09/15 A 01/09/17																								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	
Materias del posgrado																									
Redacción de tesis																									
Revisión del estado del arte																									
Revisión de artículos técnico-científicos																									
Definir el tipo de laminados de interés (Fibras: vidrio, carbono, aramida), tipo de identador adecuado para el cañón neumático (punto, bola, cuadrada), valores de baja velocidad de interés (10, 20, 30 m/s), pruebas no destructivas adecuadas para el análisis pos-impacto (inspección visual, ultrasonido)																									
Obtener material compuesto de fibra de vidrio y carbono que cuenten con las propiedades mecánicas (esfuerzo de cadencia, módulo de elasticidad) que normalmente se requieren en la industria aeronáutica																									
Obtener un número de probetas (40 a 50 por laminado seleccionado) para representar adecuadamente el comportamiento bajo las condiciones prefijas de los ensayos																									
Realizar las pruebas destructivas de cañón neumático a baja velocidad																									
Analizar los resultados por medio de pruebas no destructivas adecuadas según sea considerado																									
Obtener un congreso/artículo científico																									
Obtener el grado de maestro en ciencias																									

CAPÍTULO 2 MARCO TEÓRICO

CALCULO DE MATERIALES COMPUESTOS

Dentro de la clasificación de los materiales compuestos según el tipo de matriz se encuentra la matriz polimérica o RP (*Reinforced Plastics*, por sus siglas en ingles) de la cual la más utilizada es el CFRP (*Carbon Fiver Reinforced Plastics*) fibra de carbono con matriz polimérica, esta matriz trasfiere las cargas a los refuerzos, evita la propagación de las grietas y protege al refuerzo del deterior mecánico y químico. En específico dentro de las matrices poliméricas termoestables o resinas, se encuentra el Epoxis, que son de uso general, con una temperatura máxima de uso de los 170 grados centígrados.

Con respecto a la clasificación según el refuerzo, se tiene los refuerzos continuos, los cuales absorben las tensiones e incrementa la rigidez y la resistencia del conjunto, como lo es los laminados que se forman a partir de las repeticiones de un número finito de láminas con diferentes orientaciones de las fibras.

Las fibras de carbono de alta resistencia por ejemplo, están formados por finos filamentos de carbono de 5–10 μm de diámetro y soporta hasta 200 Gpa en tensión, el cual tienen un comportamiento anisotrópico, es decir un comportamiento distinto según la dirección que se considere, al usar estructuras laminadas con distintas direcciones le permite obtener materiales cuasi-isotrópicos o con el comportamiento anisotrópico reducido de forma considerable [11].

En la siguiente figura (A) se muestra que la orientación de las fibras de todas las capas se encuentran a 0 grados obteniendo un buen comportamiento únicamente en esa dirección, en la figura (B) se colocan 2 capas orientadas a 90 grados y 2 a 0 grados, las características globales son inferiores pero se incrementa la isotropía en el material, en la figura (C) se colocan las capas a 0, 45, -45 y 90 grados, se pierden propiedades globales en una sola dirección pero se gana en isotropía [12].

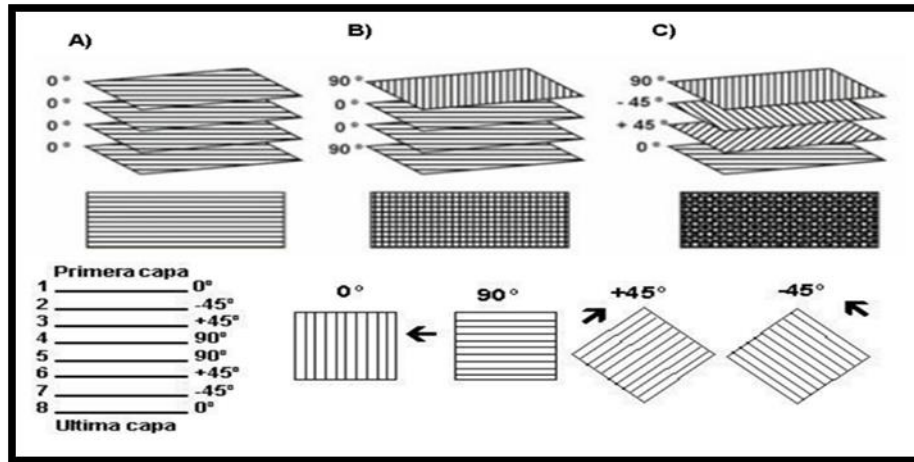


Figura 1.- Diferentes tipos de orientación de fibras para un laminado. Germán Kokubo.

La forma de orientar las fibras depende directamente de las condiciones de uso al cual estará sometido el material, por ello de la importancia de la configuración.

Hoy en día, los materiales compuestos son ampliamente utilizados, y esto ha sido el resultado de una sustitución gradual y directa de los componentes metálicos, seguido y apoyado por el desarrollo de diseños integrales con materiales compuestos a medida que la confianza en éstos ha ido aumentando.

Las desventajas de los materiales compuestos; Tienen la necesidad de un control riguroso de la fabricación ya que las propiedades globales del material dependen del método de fabricación, elevados costos de las matrices y fibras, elevados costos por operación y atención de personal especializado.

Por otro lado, las ventajas de los materiales compuestos de alto rendimiento se podrían destacar las siguientes: peso más ligero, óptimas resistencias y rigideces, mejorada resistencia a la fatiga, resistencia a la corrosión y con buena práctica de diseño, reducción en los costos de ensamblaje, debido al menor número de piezas de detalle, además de que el módulo específico de los materiales compuestos de fibra de alta resistencia, especialmente las fibras de carbono, son mayores que otras aleaciones aeroespaciales metálicas comparables [13].

En particular para realizar el análisis en la macro escala de la estructura en materiales compuestos se recomienda seguir la siguiente metodología.

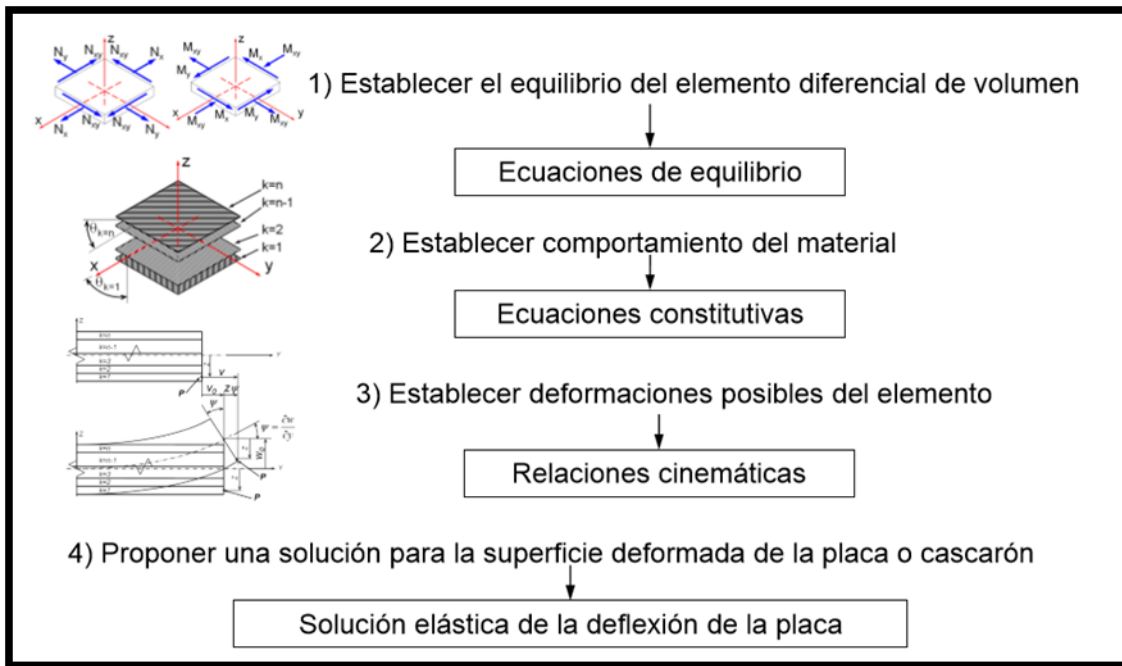


Figura 2.- Metodología a seguir para materiales compuestos. Hernández Hilario.

El diferencial de volumen; Se utiliza para análisis que involucran distribuciones volumétricas de alguna cantidad física, en coordenadas cartesianas, se obtiene de una forma muy simple, multiplicando los desplazamientos diferenciales en los tres ejes.

Ecuaciones de equilibrio; Dado un sólido, una condición necesaria para que este sólido esté en equilibrio mecánico es que la suma de reacciones y el momento resultante de estas reacciones sea cero.

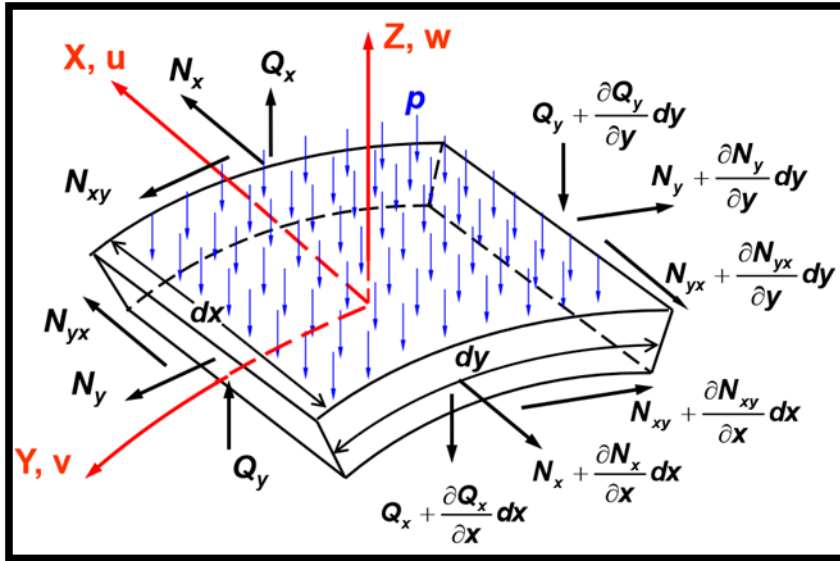


Figura 3.- Representación de cargas en una placa. Hernández Hilario.

Ecuaciones generales de equilibrio de cargas;

$$N_x dy + N_{yx} dx - N_x dy - \frac{\partial N_x}{\partial x} dx dy - N_{yx} dx - \frac{\partial N_{yx}}{\partial y} dy dx = 0 \quad (1)$$

$$N_y dx + N_{xy} dy - N_{xy} dy - \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} dx dy - N_y dx - \frac{\partial N_y}{\partial y} dy dx = 0 \quad (2)$$

$$Q_x dy + Q_y dx - P dx dy - Q_y dx - \frac{\partial Q_y}{\partial y} dy dx - Q_x dy - \frac{\partial Q_x}{\partial x} dx dy = 0 \quad (3)$$

Ecuaciones generales de equilibrio de momentos:

$$M_{xy} dy + M_y dx + Q_y dx dy - M_y dx - \frac{\partial M_y}{\partial y} dy dx - M_{xy} dy - \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} dx dy = 0 \quad (4)$$

$$M_{yx} dx + M_x dy + Q_x dx dy - M_{yx} dx - \frac{\partial M_{yx}}{\partial y} dy dx - M_x dy - \frac{\partial M_x}{\partial x} dx dy = 0 \quad (5)$$

Ecuaciones constitutivas; Son igualdades que relacionan el campo de tensiones con la deformación, usualmente dichas ecuaciones relacionan componentes de los tensores tensión, deformación y velocidad de deformación.

El fuerza de membrana (N), momentos flectores (M) la deformación (ϵ), rotaciones (K) rigideces extensionales (A), rigideces flexionantes (D), coeficientes de acople entre tensión y flexión (B) en la denominada matriz de rigideces del laminado de la teoría clásica de placas laminadas donde la sección A, B y D se sintetizan las variables de

diseño del laminado, como son las propiedades del material del laminado, la sección del laminado y la secuencia del apilado.

Ecuaciones generales constitutivas:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & B_{31} & B_{32} & B_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} & D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} & D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

Relaciones cinemáticas; Se contempla el teorema de Saint-Venant que describe la torsión conformando un campo de desplazamientos [6].

La distorsión angular (γ) la deformación membranales (ϵ), desplazamientos (u,v,w) en el eje cartesiano (x,y), curvaturas o rotaciones (K) describen las deformaciones lineales que varían en el espesor, lo cual es independiente del material.

Relaciones generales cinemáticas:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (7)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (8)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \quad (9)$$

$$K_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (10)$$

$$K_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (11)$$

$$K_{xy} = -2\frac{\partial^2 w}{\partial y \partial x} \quad (12)$$

COMPORTAMIENTO DINÁMICO

La vibración es una oscilación mecánica periódica que experimenta una partícula o un cuerpo en torno a su posición de equilibrio, en cuyo estudio se relaciona el movimiento de la partícula o del cuerpo con las fuerzas que actúan sobre ellos.

Cuando se perturba la posición de equilibrio del cuerpo, dadas las propiedades elásticas del material, éste trata de recuperar su posición inicial oscilando con una combinación de patrones de deformación periódicos denominados modos de vibración. Cada uno de dichos modos se caracteriza por el patrón característico de deformación y el período de cada oscilación, la inversa del cual es denominada frecuencia natural de vibración.

Los modos de vibración son parámetros intrínsecos de un sistema dinámico y están determinados por las propiedades físicas del material o estructura (masa, rigidez y amortiguamiento), por su distribución espacial y por las condiciones de contorno [14].

MODELIZACIÓN MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS

El método de los elementos finitos es una técnica numérica para la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales parciales que definen el comportamiento de un dominio continuo, discretizando el dominio en un número finito de regiones interconectadas y no superpuestas denominadas elementos. La discretización espacial del dominio transforma el campo continuo de desplazamientos en un campo discreto, relacionándose el desplazamiento en los nodos -definidos como los vértices de los elementos- con el campo de desplazamiento de los puntos que se hallan en el interior del elemento, por lo que la ecuación de movimiento del sistema se expresa en términos de los desplazamientos nodales [15, 16].

El campo de desplazamientos u en el interior del elemento e se determina a partir de la relación matricial siguiente;

$$u(x,y,z,t) = Nu^e \quad (1)$$

En donde N es la matriz de interpolación denominada matriz de funciones de forma del elemento, cuya dimensión depende del número de grados de libertad por nodo y del número de nodos por elemento, y u^e el vector de los desplazamientos nodales del elemento [17]. Asumiendo la hipótesis de pequeñas deformaciones, el campo de deformaciones ε puede describirse en términos del campo de desplazamientos como;

$$\varepsilon = \partial u = \partial Nu^e = Bu^e \quad (2)$$

Donde el operador ∂ utilizado se puede escribir como;

$$\partial = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial v}{\partial x} & 0 \\ \frac{\partial u}{\partial z} & 0 & \frac{\partial w}{\partial x} \\ 0 & \frac{\partial v}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Siendo B la matriz de deformación que se obtiene por diferenciación de la matriz de funciones de forma, cuya dimensión depende del número de componentes del vector de deformación y del número de grados de libertad del elemento. Finalmente, el campo de tensiones σ se expresa a partir de la ley de Hooke generalizada como;

$$\sigma = C\varepsilon = CBu^e \quad (4)$$

Siendo C la matriz constitutiva del material cuya dimensión dependerá del modelo utilizado. A partir de las expresiones de los campos de desplazamientos, deformaciones y tensiones, la energía cinética T^e y la energía elástica de deformación U^e de cada elemento pueden expresarse, respectivamente, en términos de la matriz de masa M^e y la matriz de rigidez K^e del elemento, como;

$$T^e = \frac{1}{2} \int_{V^e} \rho \dot{u}^T \dot{u} dV = \frac{1}{2} (\dot{u}^e)^T M^e \dot{u}^e \quad (5)$$

$$U^e = \frac{1}{2} \int_{V^e} \varepsilon^T \sigma dV = \frac{1}{2} (u^e)^T K^e \quad (6)$$

Resultando en unas ecuaciones analógicas a las del apartado anterior, donde;

$$M^e = \int_{V^e} \rho N^T N dV \quad (7)$$

$$K^e = \int_{V^e} B^T C B dV \quad (8)$$

El cálculo de la matriz de masa admite una modificación que comporta significantes ventajas computacionales, que consiste en agrupar en la diagonal los términos no nulos de la matriz, obteniéndose una matriz diagonal [17].

La simplificación puede hacerse, por ejemplo, sumando los términos de cada fila, esto es;

$$M_{ii}^{Diagonal} = \sum_{j=1}^n M_{ij}^{Constante} \quad (9)$$

Donde la designación de consistente hace referencia a la matriz original. Las ecuaciones anteriores están expresadas en términos locales del elemento. Para el cálculo de las matrices y expresiones homólogas del modelo completo, se requiere de un proceso de ensamblaje que consiste en la distribución de las contribuciones individuales de cada elemento en la matriz de masa y rigidez global del sistema [6]. Análogamente al apartado anterior, sustituyendo las expresiones energéticas en la ecuación integral de equilibrio se llega a la misma ecuación matricial que gobierna el movimiento de un sistema no amortiguado de n grados de libertad;

$$M\ddot{u}(t) + Ku(t) = 0 \quad (10)$$

Expresada ahora en términos del campo de desplazamientos nodales u, el cual matemáticamente puede considerarse como los grados de libertad del sistema. Las matrices globales de masa y de rigidez son matrices cuadradas de rango n, simétricas y dispersas cuyos términos no nulos están agrupados alrededor de la diagonal principal.

El grado de aproximación de la solución depende en gran medida del número de elementos en los que se discretiza el dominio. En general, cuanto mayor sea el número de elementos, mayor es el número de grados de libertad y más precisa es la solución. No obstante, cuando el número de valores propios a determinar es reducido (dícese inferior a 30), existen diferentes subrutinas basadas en métodos iterativos para la evaluación del problema de valores propios. La formulación presentada en esta sección representa el planteamiento general para la modelización mediante elementos finitos del problema de vibración libre. Para la simulación del comportamiento vibratorio se requiere el cálculo de la matriz de funciones de forma N, la matriz de deformación B y la matriz constitutiva del material C, de las que dependen las matrices de masa y de rigidez que constituyen la ecuación de movimiento. Dichas matrices dependen del tipo de análisis y de las características del elemento empleado en la modelización, dado que su dimensión viene determinada por el número de componentes del vector de deformación, el número de nodos del elemento y el número de grados de libertad por nodo.

MANUFACTURA

Las técnicas de moldeo por contacto son aquellas en las cuales la mano del hombre juega un papel muy importante ya que las características físicas y mecánicas del laminado dependen de lo cuidadoso del operario, estas técnicas son de lo más sencillas, más económicas y las más artesanales [18].

LAMINADO MANUAL

El laminado manual consiste en la aplicación de sucesivas capas de material de refuerzo sobre un molde para impregnarlas gradualmente con resina mediante la acción de un rodillo o brocha como se muestra a continuación.

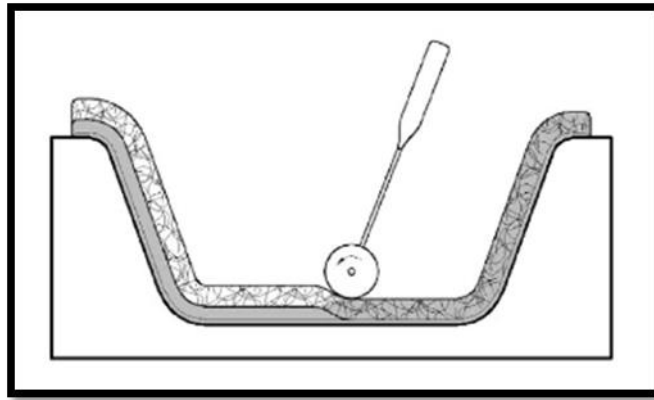


Figura 4.- Laminado manual. A. Besednjak.

A continuación se mencionan las partes que conforman la preparación del laminado;

Placa base: Puede ser un molde o simplemente una base plana pero debe ser lisa y de un material que soporte las condiciones a las cuales estará expuesto el material mientras este acoplado a la placa o molde que será el cual le dará la forma al laminado.

Cera desmoldante: Previene la adherencia de la pieza al molde.

Nylon: Es un material poroso que frena el flujo de resina que también permite una rugosidad superficial adecuada para las uniones pegadas y evita la contaminación de la superficie.

Bolsa de vacío: Es una capa que envuelve todo el material para que con el vacío genere una presión interna en el material comprimiéndolo para su mejor unión y al mismo tiempo limita el flujo de la resina dentro de la bolsa para que impregne las fibras.

Bolsa perforada: Permite el flujo de la resina excedente.

Filtro: Permite la dispersión del vacío evitando estrangulamiento de la bolsa al igual que absorbe el exceso de resina que atraviesa la bolsa perforada.

Maya de distribución: es una capa de tejido plástico bastante espaciado para permitir el movimiento de la resina a lo largo de la superficie del laminado.

Sello de butílo: Es un material utilizado para adherirse a la bolsa de vacío y a la placa o molde para evitar la fuga de aire y se genere el vacío adecuadamente.

Presas: Es un resorte que se coloca a la entrada de la manguera de la resina extendiéndola por todo el costado del material para que la fluya uniformemente por las fibras del laminado.

El acomodo final se presenta en la figura de abajo.

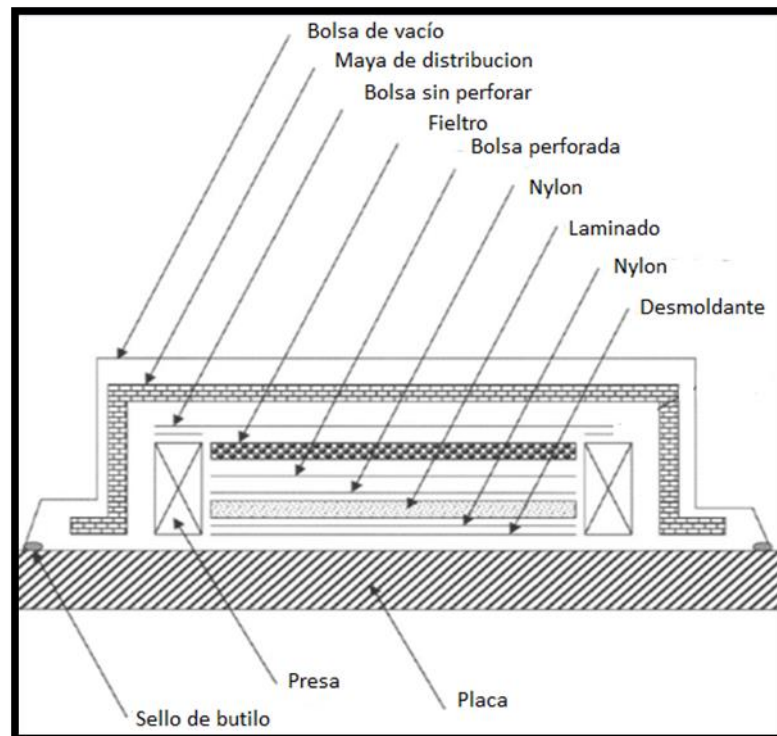


Figura 5.- Acomodo del material para el laminado. V. Delgado.

Una vez conformado el arreglo de lo que será el laminado, se conecta la manguera de entrada a el sistema de la resina y la manguera de salida al sistema de la bomba, se hace pasar la resina por la arteria de distribución y después entre la maya a todo el laminado hasta que esté totalmente impregnado.

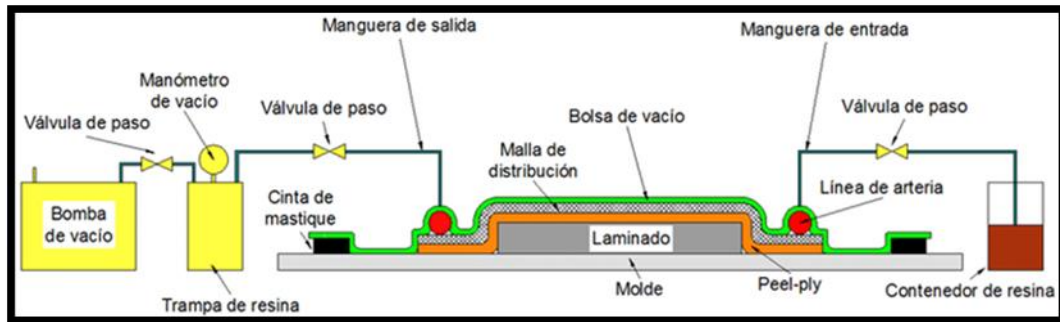


Figura 6.- Acoplamiento del laminado a bomba de vacío.

Dentro del autoclave se genera el vacío dentro de la bolsa del laminado y al mismo tiempo se genera la presión por parte de la cámara de la autoclave hacia el exterior de la bolsa de vacío como se muestra a continuación.

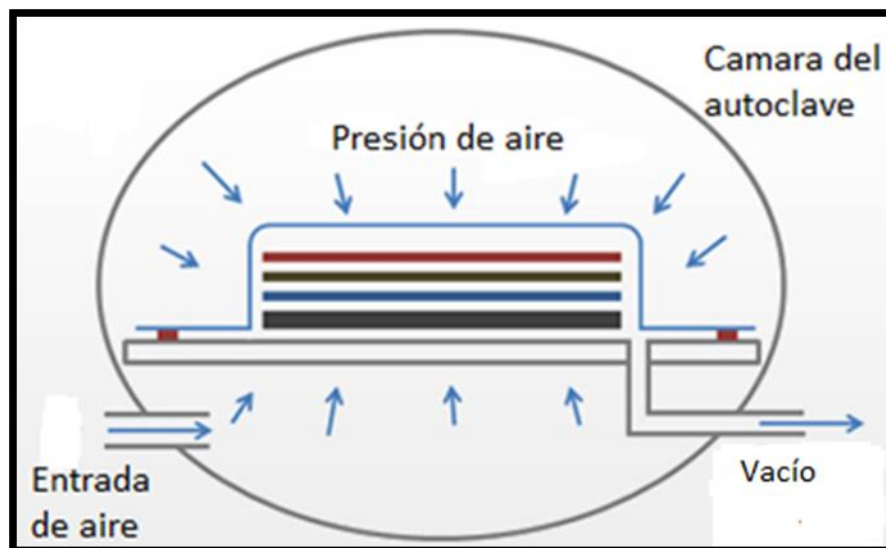


Figura 7.- Funcionamiento de un autoclave.

Dentro de la cámara se genera un ciclo de curado, en la cual se registra y controla la presión de la cámara, el vacío del laminado y la velocidad de calentamiento.

Por ejemplo en la siguiente figura podemos apreciar el ciclo de curando en autoclave para un laminado de 6 mm de espesor, el cual trabajo con un vacío de 0.96 bar (28 hg),

una presión interna de 100 psi y un calentamiento en el laminado a una velocidad 1.7°C por minuto hasta una temperatura de 160°C, se dejó reposar 60 min y volvió a avanzar el calentamiento a la misma velocidad hasta 185°C por 3 horas, después se dejó enfriar a 48°C a una velocidad de 3.3°C por minuto antes de aliviar la presión y sacar el laminado listo del autoclave [18].

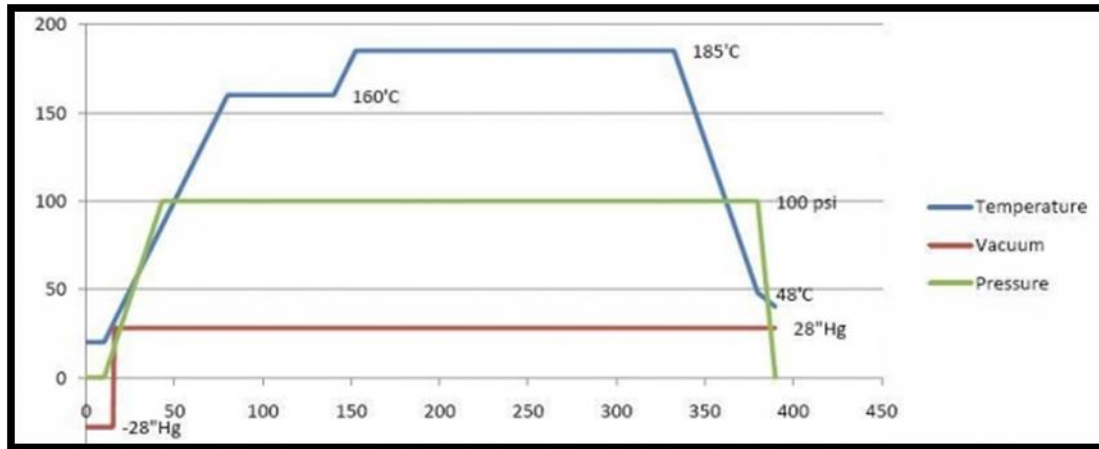


Figura 8.- Rampa de curado en autoclave. A. Besednjak.

IMPACTO EN MATERIALES COMPUESTOS

Las excelentes propiedades mecánicas como la alta rigidez y la resistencia específica, la resistencia a la corrosión y, sobretodo, la posibilidad de adaptarlos para satisfacer los requerimientos específicos del diseño, son algunas de las numerosas ventajas que presentan los materiales compuestos respecto a los materiales tradicionales y que explican su uso creciente en aplicaciones estructurales, no obstante, presentan serias limitaciones en relación a la resistencia y tolerancia al daño inducido por impactos.

El impacto de objetos externos en la estructura de material compuesto puede sobrevenir durante los procesos de manufactura y ensamblaje de los componentes, en operaciones de mantenimiento o durante el servicio [19, 20], consecuentemente, un requerimiento importante en los diseños actuales de estructuras de material compuesto es la capacidad para soportar impactos, sin embargo, la incertidumbre en relación a los efectos del daño inducido es uno de los factores que a día de hoy limitan el uso de los materiales compuestos laminados [21, 22].

La susceptibilidad al daño por impacto de los materiales compuestos laminados se debe a la carencia de deformación plástica, a la baja resistencia transversal e

interlaminar y a la construcción laminada para reducir la naturaleza anisótropa del material. El daño conlleva una reducción de hasta un 50% en la resistencia residual a compresión respecto a la resistencia estática del material, aun siendo el daño superficial prácticamente inapreciable, mientras que se observa un 75% de reducción de la resistencia cuando el daño es reconocible visualmente [23].

En el diseño estructural de materiales compuestos, actualmente el efecto del impacto se representa restringiendo la deformación máxima admisible de compresión, para el sector aeroespacial el límite se considera de entre 0,3% [6] y 0,4% [24], un valor conservativo considerando que los materiales compuestos de uso común de matriz polimérica con refuerzo de fibras de carbono, presentan unas elongaciones de rotura de alrededor del 1,3 % [25].

COMPONENTES DE LA MAQUINA DE IMPACTO

El cañón de aire es el elemento principal ofrece la posibilidad de originar un choque a medida, lo cual quiere decir que al modificar la presión de aire podemos conseguir distintos niveles de intensidad de disparo.

El aire es liberado en el tubo de entrada que pasa por un regulador de presión, al estar listo, se activa la válvula de apertura que empieza a generar presión interna, cuando el manómetro indica la presión deseada se libera por la válvula de escape, la cual desahoga la presión en la caldera que genera por diferencia de presiones debido a las áreas de sección transversal de la caldera al cañón un choque de aire que impulsa el proyectil por tubo hasta llegar a los sensores y posteriormente impactando en la placa de la zona de salida del cañón.

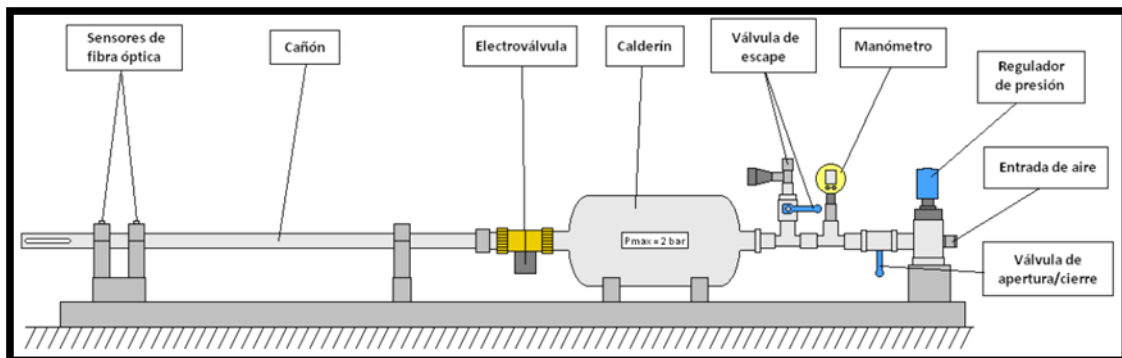


Figura 9.- Esquema general del cañón de aire comprimido. D. Luna.

La sensibilidad de los sensores puede ajustarse manualmente pero la mejor opción es usar el botón de ajuste automático que ofrece el fabricante, ya que va a detectar la luz que existe en el medio y en función de ello va a aportar un valor de sensibilidad que se ajuste a las condiciones. Una vez hecho esto, la mejor manera de comprobar si funcionaba correctamente es hacer pasar el proyectil por la zona del sensor y ver que el led de operación se iluminaba.

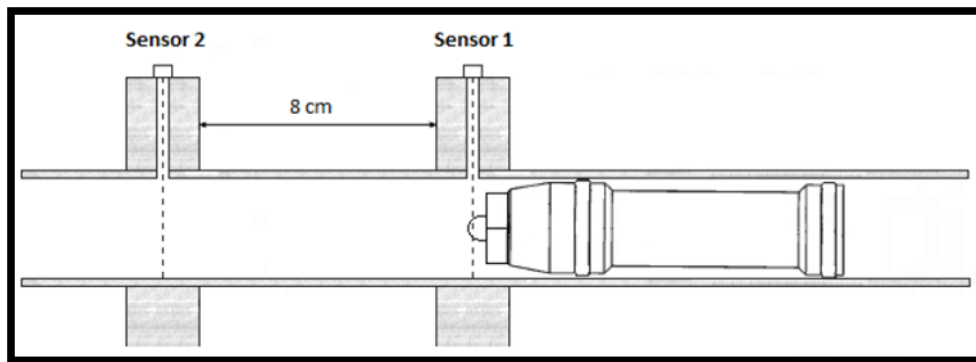


Figura 10.- Proyectil atravesando el primer sensor. D. Luna.

Las señales son registradas en el osciloscopio y de manera instantánea se posee el tiempo que tarda el proyectil en atravesar la zona entre los dos sensores como se muestra en la figura de abajo.

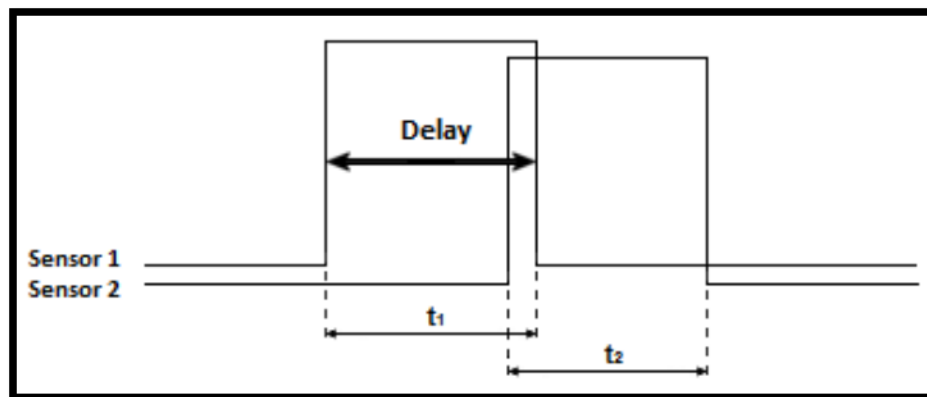


Figura 11.- Intervalo de tiempo entre señales registradas por los sensores. D. Luna.

Gracias a ese valor se puede calcular fácilmente el valor de la velocidad del proyectil de la siguiente manera.

$$v_1 = \frac{0.1}{t_1/1000} \quad (1)$$

$$v_2 = \frac{0.1}{t_2/1000} \quad (2)$$

Donde t_1 y t_2 son los valores temporales obtenidos de cada función del osciloscopio en milisegundos. Conocido el valor de la velocidad existe la posibilidad de estudiar la fuerza que adquiere el proyectil usando la segunda ley de Newton. Para ello es necesario conocer la aceleración que adquiere el proyectil durante su recorrido por el cañón.

$$v = \frac{v_2 - v_1}{2} \quad (3)$$

$$v = \frac{d}{t} \rightarrow t = \frac{d}{v} \quad (4)$$

$$a = \frac{v^2}{t} \quad (5)$$

$$F = m * a \quad (6)$$

VELOCIDAD DE IMPACTO

Se define impacto como la fuerza impulsiva creada por la colisión de cuerpos en un breve intervalo de tiempo que provoca ondas de tensión que se propagan desde la zona de contacto [26]. Generalmente los impactos son clasificados según los rangos de velocidad en: impactos a baja velocidad, alta velocidad e hipervelocidad sin embargo, no existe una clara transición entre las categorías ni una definición ampliamente aceptada por la comunidad científica.

Sjöblom et al. [10] y *Shivakumar et al.* [27] definen impacto a baja velocidad como aquel evento de aplicación de carga que puede ser tratado como cuasi estático, cuya velocidad incidente varía de uno a varias decenas de metros por segundo, dependiendo de la rigidez y de las propiedades del espécimen, y de la masa y rigidez del impactor. *Ruiz y Harding* [28] consideran que a velocidades inferiores de 50 ms⁻¹ tienen lugar múltiples reflexiones en el contorno del espécimen de las ondas de tensión, alcanzándose un equilibrio cuasi estático, mientras que *Abrate* [29, 30] define el

intervalo para velocidades de hasta 100 ms^{-1} . *Cantwell y Morton* [31] delimitan los impactos a baja velocidad a regímenes inferiores a 10 ms^{-1} , atendiendo a las especificaciones de los dispositivos experimentales que se utilizan comúnmente para determinar la energía de deformación total que es capaz de absorber el material antes de alcanzar la condición de rotura, como el péndulo para ensayos de impacto *Charpy* e *Izod* [32] o los ensayos de caída libre de peso.

Tabla 2.- Clasificación de los ensayos según su duración. Cantwell y Morton.

TIPO DE ENSAYO	Duración aproximada de ensayo (s)
Ensayos de fluencia o de relajación	$10^2 < t < 10^6$
Ensayos cuasi-estáticos	$0 < t < 10^2$
Ensayos de velocidades intermedias	$10^{-2} < t < 10^0$
Ensayos de velocidades altas	$10^{-6} < t < 10^{-2}$
Ensayos de velocidades muy altas	$t < 10^{-6}$

Liu y Malvern [33] sugieren que el tipo de impacto debe ser clasificado de acuerdo con la morfología del daño inducido, especialmente si el daño inducido es la principal preocupación. De esta manera los impactos a alta velocidad se caracterizan por la penetración completa del espécimen y los impactos a baja velocidad, por la delaminación y el agrietamiento de la matriz, no obstante, los efectos del daño dependerán de las características geométricas del espécimen: para una misma velocidad incidente, pueden suceder delaminaciones y agrietamientos de la matriz o penetración completa de la muestra dependiendo del espesor y de la secuencia de apilado del laminado.

Normalmente, las deformaciones críticas se sitúan en torno al 1%. La velocidad de propagación del sonido en la dirección transversal en laminados de fibra de carbono con matriz epóxica es de aproximadamente 2000 ms^{-1} , de modo que los efectos de las ondas de tensión a través del espesor deben ser considerados para velocidades por

encima de los 20 ms⁻¹. Para velocidades inferiores es previsible que la estructura sea capaz de responder dinámicamente, alcanzándose un equilibrio cuasi estático [34].

MODOS DE FALLO Y MORFOLOGÍA DEL DAÑO

Los impactos a baja velocidad que no dan lugar a una penetración completa del laminado provocan un daño interno, a menudo indetectable a partir de una inspección visual, que causa reducciones severas en la resistencia, la rigidez y la estabilidad de la estructura [35]. El daño inducido es una compleja mezcla de tres principales modos de fallo, clasificables en: daño en la matriz, daño interlaminar y daño en la fibra [36]. La identificación del modo de fallo y la interacción entre modos resulta primordial para entender los mecanismos de iniciación y propagación del daño y evaluar la capacidad residual resistente de la estructura. En la figura siguiente se ilustran los modos de fallo inducidos por un impacto a baja velocidad en un laminado de material compuesto. El impacto origina un daño cuya distribución responde a una forma cónica a través del espesor, de modo que el área en el plano dañada se incrementa desde la zona cercana al punto de contacto hasta la cara opuesta del laminado [37].

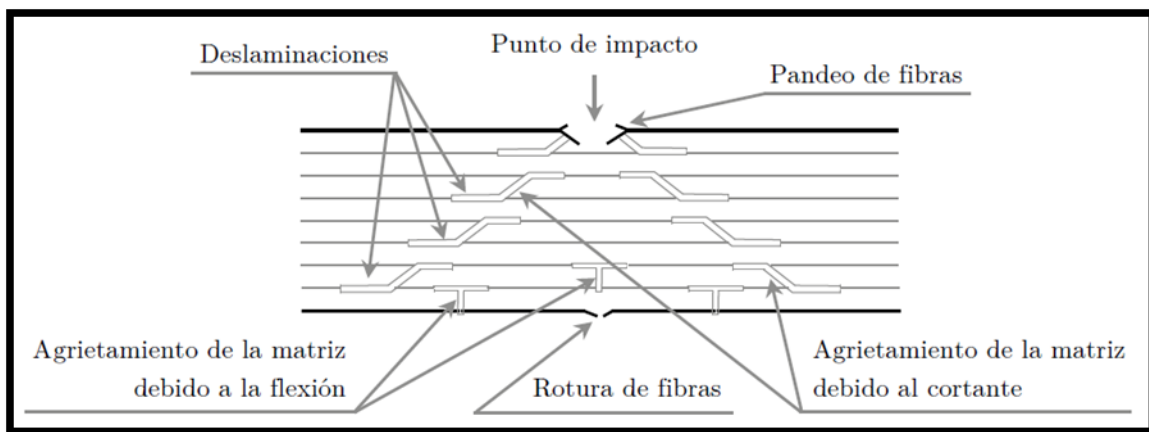


Figura 12.- Representación del daño por impacto a baja velocidad a material compuesto. Freitas.

En la figura anterior se identifican dos tipos de fisuras en la matriz: unas se propagan desde la lámina adyacente al impactador y otras surgen en la cara opuesta al punto de impacto. Las primeras, denominadas fisuras por cortante, son provocadas por la elevada tensión cortante a la que está sometido el material y se forman con una inclinación aproximada de 45° [38]. Las segundas, denominadas fisuras por flexión, son provocadas por la tensión a flexión y se forman perpendiculares a la superficie [39].

Tras la formación de la fisura en la matriz, el fenómeno de la delaminación está controlado por la resistencia del material para tolerar su propagación. En la fractura del material, básicamente se identifican tres modos elementales de propagación de fisuras como se muestra en la siguiente figura en donde se describen tres movimientos cinemáticamente independientes, estos son: el *modo I* de apertura, el *modo II* de deslizamiento y el *modo III* de deslizamiento lateral o torsión [40]. Teóricamente en el *modo I* tan solo se desarrollan tensiones de tracción, mientras que en *modo II* y *III* se desarrollan únicamente tensiones tangenciales. Se considera que en la delaminación pueden darse aisladamente el *modo I*, el *modo II* o un modo mixto de fractura *I* y *II* [41].

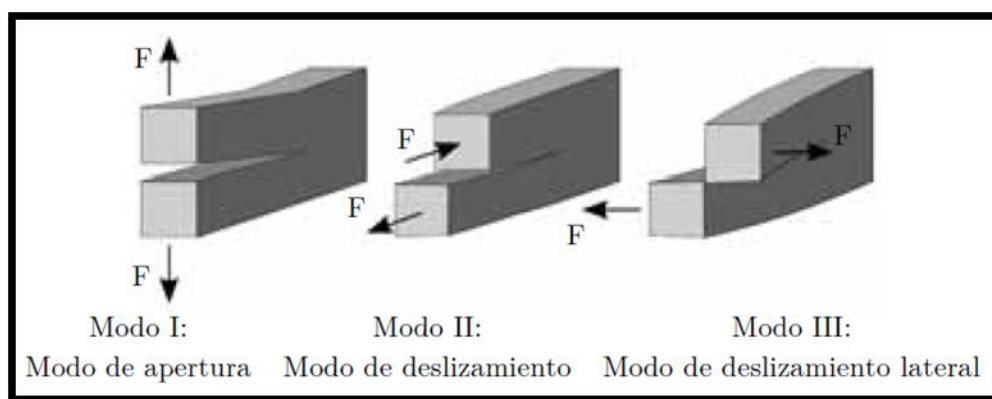


Figura 13.- Modos de propagación de fisuras. Freitas.

ENSAYO DE IMPACTO

En condiciones de baja velocidad, la aplicación de la carga de impacto puede realizarse, principalmente, mediante el uso de dispositivos pendulares o de caída libre de peso. Las condiciones del ensayo son determinantes en la respuesta del compuesto, por ello deben definirse especificando la masa, la forma, el diámetro, el material y la velocidad incidente de impactor, así como la geometría y las condiciones de contorno de la muestra. Idealmente, las condiciones del ensayo diseñado deben asemejarse cuanto sea posible a las condiciones de carga a las que está sujeto el componente estructural cuando se halla en servicio, y además deben permitir reproducir los mismos modos y mecanismos de fallo.

La energía de impacto se acostumbra a ser sobreestimada dado que difícilmente se puede discernir entre la energía absorbida y la energía disipada en forma de calor, sonido o fragmentación de la muestra. Una alternativa es determinar las curvas de

respuesta fuerza-tiempo que experimenta el espécimen instrumentando el péndulo con galgas extensométricas; la energía absorbida durante el impacto puede estimarse integrando la señal temporal de la fuerza. Sin embargo, las geometrías de los especímenes no son representativas de los componentes estructurales reales.

En estudios más recientes para la estimación de la resistencia a impacto, se ha generalizado el uso del ensayo de impacto por caída libre de peso. El dispositivo de ensayo consta de un peso que se libera a una altura determinada e impacta perpendicularmente sobre el espécimen que se halla instalado horizontalmente en un soporte fijo. La energía incidente del impacto se estima a partir de las ecuaciones de movimiento o utilizando sensores ópticos localizados en la proximidad del punto de contacto. En general, el impacto no provoca la penetración completa o la destrucción de la muestra, por lo que la energía remanente da lugar a un rebote del impactador que debe ser interceptado antes de que se produzca el siguiente contacto.

Independientemente de la características que atañen al ensayo (esté o no estandarizado), el impactador puede estar o no instrumentado con una célula de carga y un transductor de desplazamiento, permitiendo en caso afirmativo medir las curvas de fuerza-tiempo y la evolución del desplazamiento, pudiéndose determinar la disipación de la energía durante el evento de carga.

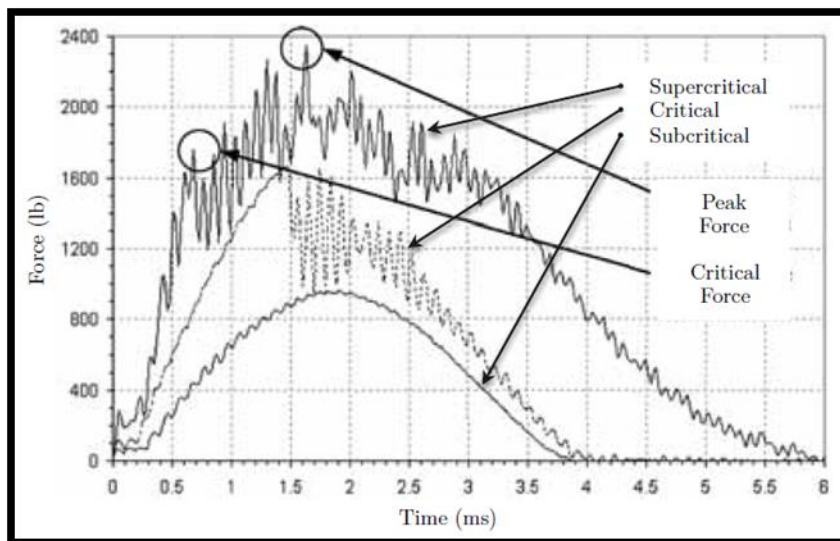


Figura 14.- Curva fuerza-tiempo de un laminado de fibra de carbono. Cho Hi.

En la figura siguiente se representan las curvas de respuesta de fuerza y energía versus tiempo, para tres laminados de carbono epoxi con secuencia de apilado $[0^\circ/90^\circ \pm 45^\circ]$ 4S de dimensiones $127 \times 127 \times 3.86$ mm, impactados a diferentes niveles de energía. En ambos gráficos se identifican tres curvas correspondientes a los tres niveles de energía incidente, denominados: subcrítico, crítico y supercrítico. El nivel de energía subcrítica corresponde a un impacto elástico en el que no se disipa energía en forma de fractura interna del material. En nivel crítico se corresponde con el umbral de daño, es decir la energía y la fuerza de contacto a partir de la cual se induce la fractura interna [42]. Finalmente, el nivel supercrítico representa el rango de energías por encima del umbral de daño.

Las curvas de energía versus tiempo para los tres regímenes son claramente diferenciables. La disipación energética se da para impactos que superan el umbral de daño y supone una indicación directa del estado de daño acumulado en la estructura. Los resultados experimentales demuestran que la iniciación del daño interlaminar correspondiente al umbral de energía crítica, cuyo valor es independiente de la energía incidente, desempeña un rol esencial por lo que puede considerársele un parámetro característico de la resistencia a impacto.

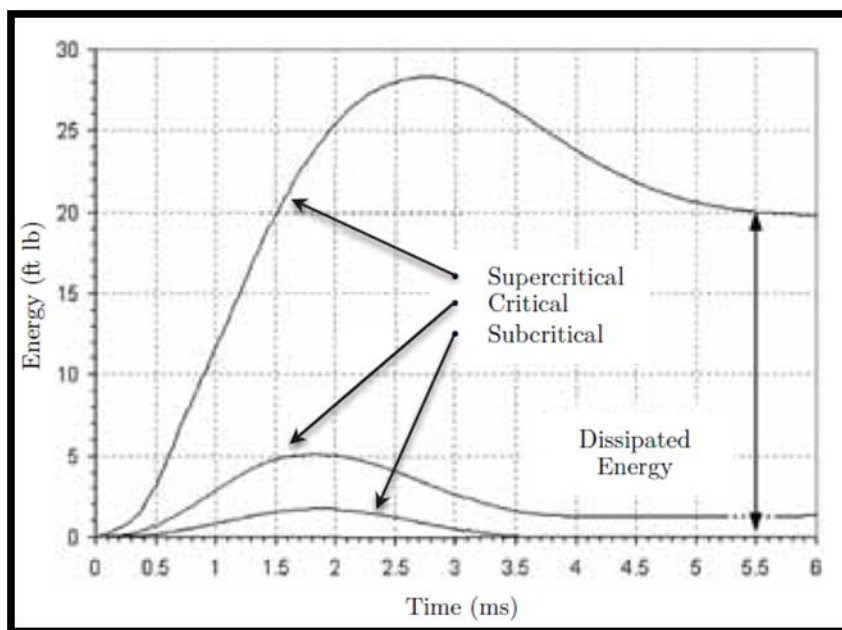


Figura 15.- Curva Energía-tiempo de un laminado de fibra de carbono. Choi H.

DETECCIÓN DEL DAÑO

Para comprender el estado de daño inducido por un impacto no sólo debe evaluarse el daño superficial, sino que también deben identificarse con precisión los patrones de delaminación (tamaño, forma y orientación), su distribución espacial y las fisuras transversales de la matriz dentro del laminado. De entre las técnicas que han sido ampliamente utilizadas en la caracterización del daño, tan sólo unos pocos métodos son capaces de revelar con distintos grados de precisión la distribución y morfología del daño a través del espesor. En general, estos métodos son clasificables en dos grupos: técnicas destructivas y no destructivas [43].

TÉCNICAS DESTRUCTIVAS

Separación de láminas: Esta técnica permite identificar visualmente los daños en el interior del compuesto, separando capa a capa las láminas que conforman el laminado. Para ello, el espécimen dañado es sumergido en una solución de cloruro de oro que se infiltra en la zona dañada, después se somete el laminado durante un período aproximado de una hora a una temperatura de 150°C para evaporar completamente el disolvente. Durante el proceso de secado, se produce una cristalización del cloruro de oro quedando éste depositado y cubriendo las superficies internas de fractura, finalmente la matriz polimérica es descompuesta en un horno a una temperatura de 400°C. Después de este procedimiento el laminado puede separarse en láminas individuales permitiendo la observación de las delaminaciones, fisuras y rotura de fibras mediante el uso de un microscopio óptico [44] como se muestra a continuación.

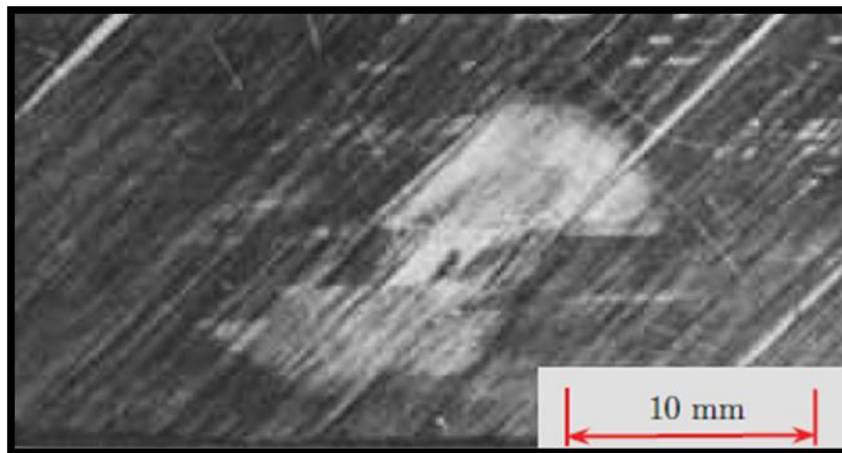


Figura 16.- Delaminación inducida por impacto a baja velocidad. Oller S.

Fractografía transversal: Esta técnica permite obtener imágenes de la distribución interna del daño a través del espesor del laminado en una determinada sección transversal [45], la cual se presenta a continuación.

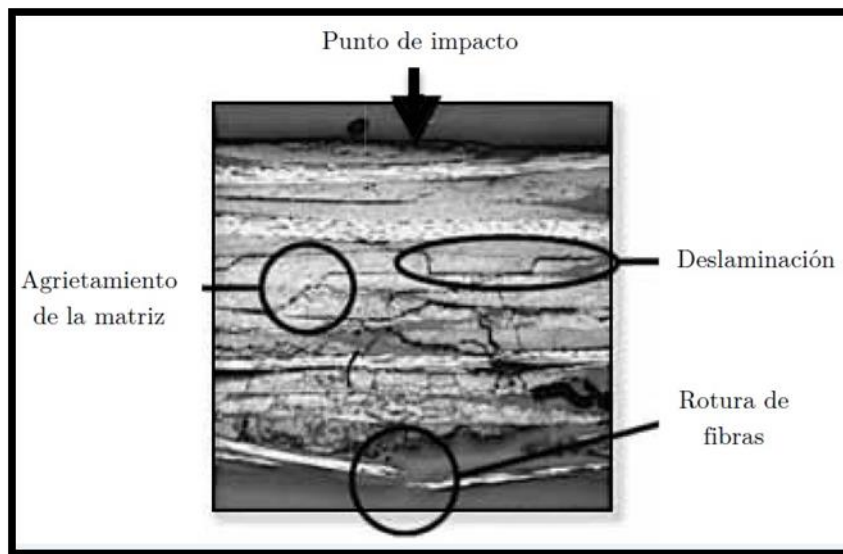


Figura 17.- Micrografía de un probeta impactada. Abrate S.

TÉCNICAS NO DESTRUCTIVAS

Imagen radiográfica: La técnica de rayos X es uno de los métodos no destructivos más utilizados para la detección de defectos y daños internos en todo tipo de materiales, para ello se emite una radiación electromagnética ionizante cuya longitud de onda es capaz de atravesar cuerpos opacos. Como se muestra en la siguiente figura el uso de líquidos penetrantes con altos coeficientes de absorción de rayos X, como el yoduro de zinc, nitrato de plata o triclorometano, son de utilidad para realzar el contraste en la detección de defectos en el plano, no obstante, el líquido penetrante no siempre alcanza la totalidad de las zonas dañadas siendo habitualmente necesario practicar perforaciones irreversibles en el centro del daño [46].

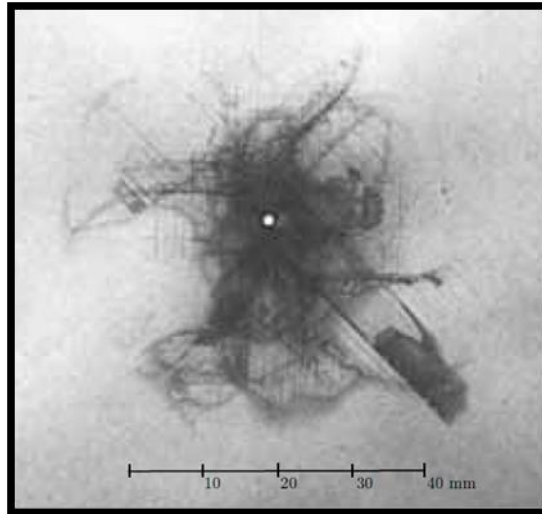


Figura 18.- Rayos X con líquidos penetrantes. Finn S.

Holografía: La holografía es una técnica óptica que consiste en el registro en una película fotosensible de la interferencia entre dos partes de un mismo haz de luz coherente que emana de un láser, el haz original se divide creando un haz de luz directa denominado haz de referencia y un haz que incide sobre la muestra analizada creando un frente de onda disperso. A diferencia de las técnicas fotográficas tradicionales, el holograma registra la amplitud de la luz y la fase del campo de luz incidente, creando una imagen como la de abajo con un patrón característico de franjas debido a las variaciones relativas de fase de ondas [47].

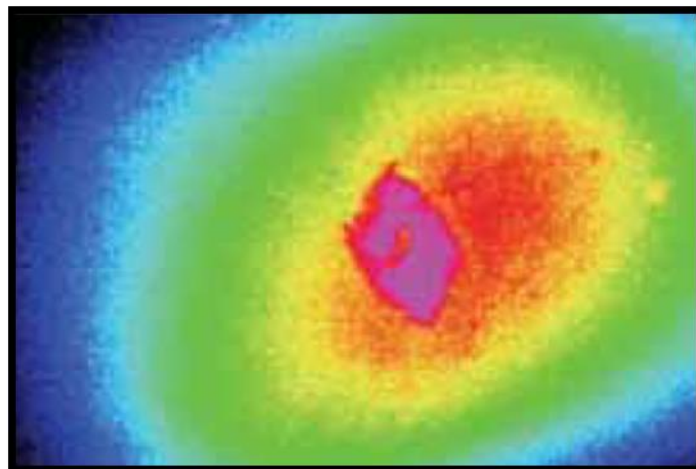


Figura 19.- Holograma de un impacto de un laminado de fibra de carbono. Finn S.

Ultrasonido: El fundamento de la técnica ultrasónica se basa en la medida de la velocidad de propagación de una onda acústica de alta frecuencia a través de un medio

[48]. En el caso particular de la inspección de materiales compuestos mediante la técnica ultrasónica convencional de pulso-eco por contacto, un cristal piezoeléctrico contenido dentro del transductor situado en una de las caras de la muestra emite pulsos sonoros en el rango ultrasónico (de entre 0,5 y 20 MHz) que son transmitidos a través del sólido y la frecuencia de excitación del transductor es inversamente proporcional al espesor del laminado. Resulta esencial garantizar la máxima transferencia energética entre el transductor y la muestra, para ello debe emplearse un medio acoplante como por ejemplo el agua.

En ausencia de defectos o anomalías en el interior del laminado, las ondas longitudinales alcanzan la cara opuesta de la muestra y son reflejadas en dirección a la superficie, donde un segundo cristal piezoeléctrico contenido en el mismo transductor actúa como receptor. Conociendo el espesor del laminado es posible determinar directamente la velocidad de propagación de la onda sonora en el medio y viceversa. En presencia de defectos o daños, la propagación de las ondas es interrumpida debido a la diferencia de la impedancia acústica entre el compuesto y el defecto.

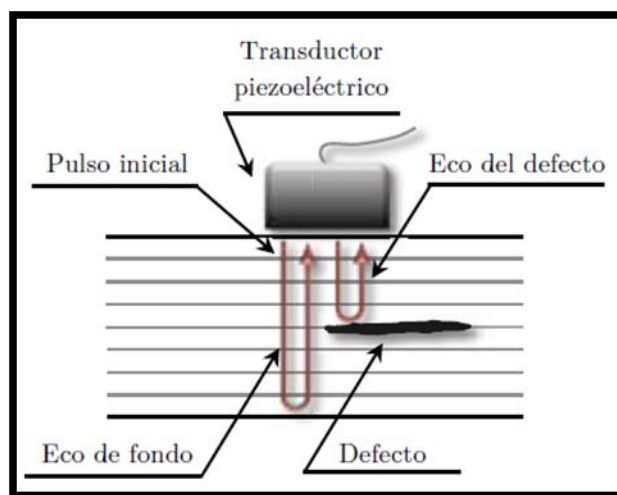


Figura 20.- Técnica ultrasónica pulso-eco. Kortschot, M.

Esto supone una atenuación de la energía; parte de las ondas se propagan a través del espesor mientras otras son reflejadas antes de alcanzar la cara opuesta del laminado. A la recepción anticipada de las ondas reflejadas por los defectos se le denomina eco. La amplitud del eco permite determinar las características del defecto y el tiempo que discurre entre la emisión y la recepción del pulso, comúnmente denominado tiempo de

vuelo, es directamente proporcional a la distancia entre el defecto y la superficie como se ve a continuación.

El mapa ultrasónico de defectos resultante puede ser representado de tres modos diferentes, denominados: A-scan, B-scan y C-scan. En la representación modo A-scan, se grafican las señales atenuadas como una consecución de deflexiones verticales en una escala temporal o longitudinal, como la esquematizada en la figura siguiente. La medida corresponde a la propagación de la onda acústica en un punto determinado. El intervalo entre el pico correspondiente al pulso inicial y el eco de fondo representa el espesor del laminado o el tiempo de vuelo de la onda, dependiendo de las unidades del eje de abscisas. Del mismo modo, el intervalo entre el pico del pulso inicial y el eco del defecto representa la profundidad de la anomalía. La amplitud del eco del defecto puede relacionarse con la magnitud del daño.

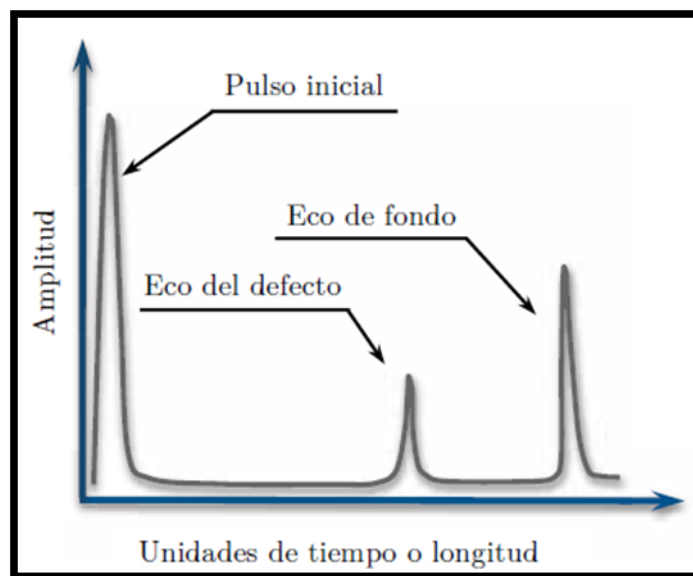
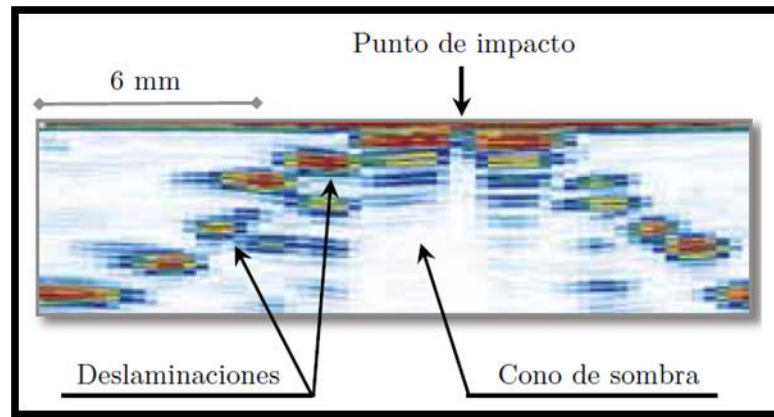


Figura 21.- Modo A-scan, ondas reflejadas de algún defecto y el fondo del área de prueba. Kortschot, M.

En la representación modo B-scan, se muestra la imagen de la sección transversal a lo largo de un plano vertical perpendicular a la dirección de avance de la sonda. En la figura de abajo se ilustran los resultados en modo B-scan de la inspección de un laminado de carbono/epoxi con una secuencia de apilado $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_5S$ impactado a una energía de 50 J [49].



*Figura 22.- Modo B-scan de la sección transversal de un laminado de fibra de carbono.
Kortschot, M.*

Finalmente, en la representación modo C-scan se muestra una imagen de un plano paralelo a la superficie y contenido en el interior del laminado. La imagen generada permite identificar la extensión del daño o las imperfecciones internas, pudiéndose incluso discernir entre láminas. No obstante, el método presenta una importante limitación dadas las características inherentes de la técnica: ante la presencia de varios defectos en una misma sección vertical posicionados en profundidades diferentes, el haz ultrasónico reflejará tras alcanzar el primero de los defectos y la onda será altamente atenuada antes de alcanzar los sucesivos defectos, imposibilitando así su detección. A dicha limitación se le conoce como el efecto de sombra o de apantallamiento.

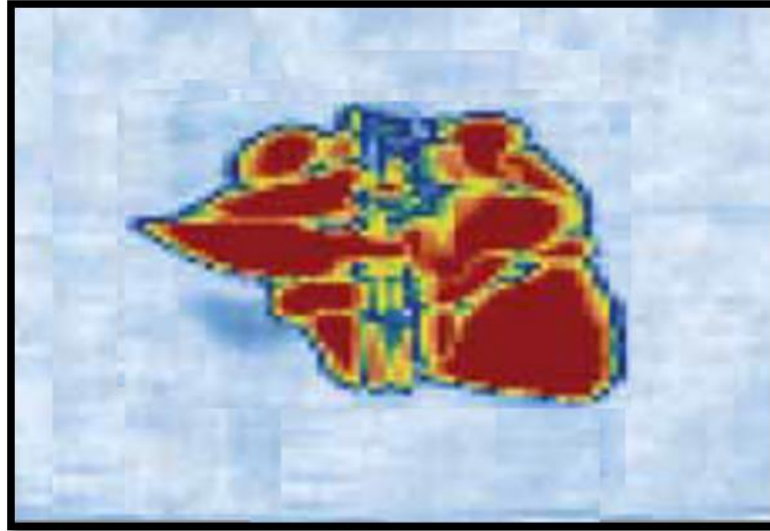


Figura 23.- Modo C-scan de un impacto frontal a un laminado de fibra de carbono multidireccional. Kortschot, M.

Además de la calidad y fiabilidad de los resultados obtenidos, la técnica ultrasónica permite aumentar significativamente la velocidad de inspección respecto de las técnicas anteriormente expuestas, lo que la ha convertido en un método atractivo, entre otros, para la detección y caracterización del daño inducido por impacto en materiales compuestos laminados [50].

TRATAMIENTO DE IMÁGENES

Una imagen puede ser representada de forma bidimensional de la siguiente manera; $F(X, Y)$, donde X y Y representa la posición del pixel en la imagen y F la intensidad del pixel.

Matlab almacena las imágenes bidimensionales en forma de matrices en donde cada elemento de la matriz corresponde a la información topológica de cada pixel como se puede apreciar a continuación;

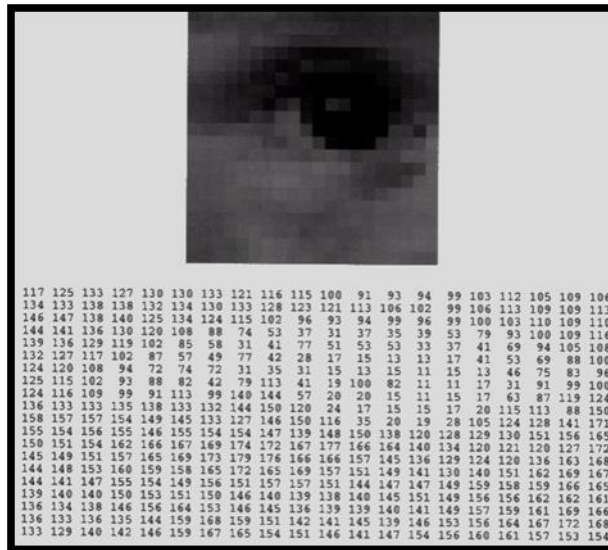


Figura 24.- Representación de un ojo humano de forma gráfica y su conversión a forma matricial. Andrea Manna.

Los principales tipos de imágenes que se trabajan son los siguientes;

Imágenes binarias; Son imágenes en blanco y negro en donde cada pixel tiene asignado el valor de 0 o 1 en donde el cero representa negro y uno representa blanco.

Imágenes de intensidad; Es una matriz donde los valores fueron escalados para representar escalas de grises en donde por ejemplo, si la imagen es de clase uint8 puede almacenar $2^8 = 256$ valores y el rango será de [0:255].

Imagen en color; Es igual que la anterior pero a cada pixel le corresponde 3 valores de intensidad (RGB) en lugar de 1.

Podemos ver algunos ejemplos en la siguiente figura;

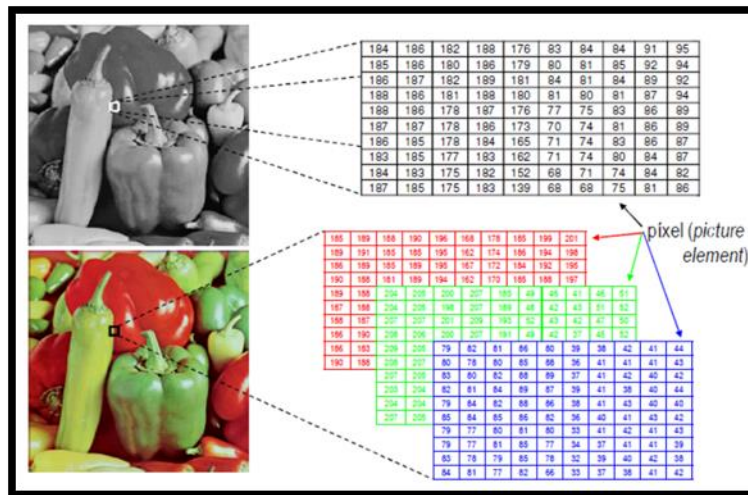


Figura 25.- Comparación entre la matriz de una imagen blanco y negro y una de color.
Andrea Manna.

Quando tenemos imágenes al color lo más conveniente es pasarlo a una escala de grises si es que la imagen representa una buena definición, lo cual significa que no variaría significativamente el procesamiento de la imagen y de esa manera se usaría menor espacio de memoria en el equipo de cómputo agilizando el programa.

CAPÍTULO 3 MÉTODOS

CALCULO DE LAMINADOS

Para escoger el tipo de fibra y matriz adecuada se realizó una comparación de las propiedades mecánicas basándose en la información de las tablas siguientes.

Tabla 3.- Propiedades de las fibras. Rojo Ester.

PROPIEDAD	VIDRIO-E	VIDRIO-S	ARAMIDA	CARBONO
Densidad (g/cm ³)	2.5	2.5	1.4	1.4
Deformación máxima (%)	0.5-2.5	2.8	3.3-3.7	1.4-1.8
Tensión máxima (Mpa)	2000-2500	4570	3000-3150	4000
Módulo de Young (Gpa)	70	86	63-67	230-240

Podemos ver en la tabla de arriba que la que tiene mayor número de propiedades convenientes es la fibra de vidrio-s, pero a pesar de ello tiene bajo módulo de Young y es bastante deformable.

Tabla 4.- Propiedades de las matrices. Rojo Ester.

PROPIEDAD	POLIÉSTER	VINILÉSTER	EPOXI	FENÓLICA
Densidad (g/cm ³)	1.2-1.5	1.2-1.4	1.1-1.4	1.3
Módulo de Young (Gpa)	2-4.5	3.1-3.8	3.0-6.0	3
Resistencia a la tracción (Mpa)	40-90	69-83	35-100	40-50
Deformación de ruptura (%)	2	4.0-71.0	1.0-6.0	2
Resistencia a compresión (Mpa)	90-250	100	100-200	-
Temperatura de distorsión (°C)	95	-	110	1
Contracción de curado (%)	4.0-8.0	-	1.0-2.0	-
Absorción de agua (%)	0.1-0.3	0.1	0.1-0.4	-

Podemos ver en la tabla pasada los tipos de matrices que se pueden usar, el epoxi tiene el mayor número de propiedades adecuadas para manufacturar un buen laminado.

Tabla 5.- Propiedades térmicas de diferentes tejidos. Rojo Ester.

MATERIAL COMPUESTO REFORZADO	C.E.T. (10E-6/°C)	C.T. (W/m°C)
Unidireccional vidrio/epoxi	80	30
Tejido vidrio/fenólica	0.3-0.35	-
Unidireccional aramida/epoxi	22.0-36.0	0.2-0.3
Tejido aramida/epoxi	20.0-28.0	0.2-0.24
Unidireccional carbono/epoxi	9.0-15.0	0.4-0.5
Tejido carbono/epoxi	8.0-24.0	0.1-0.5
Tejido carbono/fenólica	5.0-60.0	0.2-1.7
Unidireccional carbono/poliamida	1.0-100.0	0.3-1.0

Para fijar los coeficientes de expansión térmica (C.E.T.) y coeficientes de conductividad térmica (C.T.) para materiales compuestos unidireccionales se contempló la tabla de arriba.

Una vez establecidas las propiedades mecánicas que tienen los materiales que se están usando, se ordenan y se vacían en una tabla como la de abajo para tener un mejor control de los cálculos ya que posteriormente se automatizará mediante un código computacional para hacer los cálculos rápidamente en caso que se tengan que recalcular con forme obtengamos información relevante que justifique alguna modificación en cuanto a las consideraciones iniciales.

Tabla 6.- Propiedades específicas de matriz y refuerzo usados.

Características	Refuerzo HM UD	Matriz termoestable epoxi
Porcentaje volumétrico (Vf y Vm)	40	59
Porcentaje volumétrico de porosidad (Vp)	1	1
Módulo de elasticidad longitudinal (E1 Gpa)	240	4.5
Módulo de elasticidad transversal (E2 Gpa)	240	4.5
Módulo de rigidez al corte (G12 Gpa)	5	1.4
Relación de poisson (V12)	0.3	0.25
Relación de poisson (V21)	0.3	0.25

A partir de la definición de los parámetros del compuesto, se empieza usando la teoría de mezclas;

$$E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \xrightarrow{\text{sustituyendo}} (240 * 0.4) + 4.5(1 - 0.4) = 98.7Gpa \quad (1)$$

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f (1 - V_f) + E_m V_f} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{240 * 4.5}{[(240(1 - 0.4)) + (4.5 * 0.4)]} = 7.40Gpa \quad (2)$$

$$v_{12} = v_{12f} V_f + v_{12m} (1 - V_f) \xrightarrow{\text{sustituyendo}} 0.3 * 0.4 + 0.25(1 - 0.4) = 0.27 \quad (3)$$

$$v_{21} = \frac{v_{12} E_2}{E_1} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{0.25 * 7.40}{98.7} = 0.0187 \quad (4)$$

$$G_{12} = \frac{G_{12f} G_{12m}}{V_f G_{12m} + V_m G_{12f}} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{5 * 1.4}{[(0.4 * 1.4) + (0.6 * 5)]} = 1.96Gpa \quad (5)$$

A continuación se determinan las relaciones constitutivas de la lámina unidireccional;

$$[\sigma]_x = [Q_{ij}] [\varepsilon]_x \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{98.7}{1-(0.27*0.0187)} = 99.2Gpa \quad (8)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{0.27*7.40}{1-(0.27*0.0187)} = 2Gpa \quad (9)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{7.40}{1-(0.27*0.0187)} = 7.43Gpa \quad (10)$$

$$Q_{66} = G_{12} = 1.96Gpa \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 99.2 & 2 & 0 \\ 2 & 7.43 & 0 \\ 0 & 0 & 1.96 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Después se establecen las relaciones constitutivas del laminado;

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{Bmatrix} \quad (13)$$

$$\{A\} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k - Z_{k-1}) \quad (14)$$

$$\{B\} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k^2 - Z_{k-1}^2) \quad (15)$$

$$\{D\} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k^3 - Z_{k-1}^3) \quad (16)$$

Haciendo las consideraciones para las matrices en cero y noventa grados, obtenemos;

Matriz para 0 grados:

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (17)$$

Matriz para 90 grados:

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (18)$$

Ahora calculamos la matriz "A" del laminado con grosor de 0.4mm;

$$\{A\} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k - Z_{k-1}) \quad (19)$$

$$\{A\} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_1 - Z_0) + (Z_4 - Z_3)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_2 - Z_1) + (Z_3 - Z_2)] \quad (20)$$

$$\{A\} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [((-t) - (-2t)) + (2t - t)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(0 - (-t)) + (t - 0)] \quad (21)$$

$$\{A\} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (2t) + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (2t) \quad (22)$$

$$\{A\} = 2 \begin{bmatrix} Q_{11} + Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} + Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (t) \xrightarrow{\text{sust.}} 2 \begin{bmatrix} 99.2 + 7.43 & 2 & 0 \\ 2 & 99.2 + 7.43 & 0 \\ 0 & 0 & 1.96 \end{bmatrix} (0.4) \quad (23)$$

$$\{A\} = \begin{bmatrix} 85.30 & 1.6 & 0 \\ 1.6 & 85.30 & 0 \\ 0 & 0 & 1.568 \end{bmatrix} \quad (24)$$

Continuamos con la matriz "B" del laminado;

$$\{B\} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k^2 - Z_{k-1}^2) \quad (25)$$

$$\{B\} = \frac{1}{2} \left[\begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_1^2 - Z_0^2) + (Z_4^2 - Z_3^2)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_2^2 - Z_1^2) + (Z_3^2 - Z_2^2)] \right] \quad (26)$$

$$\{B\} = \frac{1}{2} \left[\begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(t^2 - 4t^2) + (4t^2 - t^2)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(0 - t^2) + (t^2 - 0)] \right] \quad (27)$$

$$\{B\} = \frac{1}{2} \left[\begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (0) + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (0) \right] \quad (28)$$

$$\{B\} = 0 \quad (29)$$

Después con la matriz "D" del laminado;

$$\{D\} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k (Z_k^3 - Z_{k-1}^3) \quad (30)$$

$$\{D\} = \frac{1}{3} \left[\begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_1^3 - Z_0^3) + (Z_4^3 - Z_3^3)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(Z_2^3 - Z_1^3) + (Z_3^3 - Z_2^3)] \right] \quad (31)$$

$$\{D\} = \frac{1}{3} \left[\begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(t^3 - 8t^3) + (8t^3 - t^3)] + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [(0 - t^3) + (t^3 - 0)] \right] \quad (32)$$

$$\{D\} = \frac{1}{3} \left[\begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (14t^3) + \begin{bmatrix} Q_{22} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} (2t^3) \right] \quad (33)$$

$$\{D\} = \frac{2}{3} \left[\begin{array}{ccc} 7Q_{11} + Q_{22} & 8Q_{12} & 0 \\ 8Q_{21} & Q_{11} + 7Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 8Q_{66} \end{array} \right] (t^3) \xrightarrow{sust.}$$

$$\frac{2}{3} \begin{bmatrix} (7 * 99.2) + 7.43 & 8 * 2 & 0 \\ 8 * 2 & 99.2 + (8 * 7.43) & 0 \\ 0 & 0 & 8 * 1.96 \end{bmatrix} (0.4^3) \quad (34)$$

$$\{D\} = \begin{bmatrix} 29.94 & 0.682 & 0 \\ 0.682 & 6.76 & 0 \\ 0 & 0 & 0.669 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Y con ello podemos formar la matriz de relaciones constitutivas de laminado;

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 85.30 & 1.6 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 \\ 1.6 & 85.30 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 1.568 & 0.000 & 0.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 29.94 & 0.682 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.682 & 6.76 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.669 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (36)$$

Ahora obtenemos las constantes elásticas del laminado;

$$\{\varepsilon^0\} = [a^*]\{\bar{\sigma}\} \quad (37)$$

$$[a^*] = 2H[A]^{-1} = 2H \begin{bmatrix} a_{11}^* & a_{12}^* & a_{16}^* \\ a_{21}^* & a_{22}^* & a_{26}^* \\ a_{61}^* & a_{62}^* & a_{66}^* \end{bmatrix}^{-1} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} 2(4 * 0.4) \begin{bmatrix} 85.30 & 1.6 & 0 \\ 1.6 & 85.30 & 0 \\ 0 & 0 & 1.568 \end{bmatrix}^{-1} \quad (38)$$

$$[a^*] = 2(4 * 0.4) \begin{bmatrix} 0.01172 & 0.625 & 0 \\ 0.625 & 0.01172 & 0 \\ 0 & 0 & 0.6377 \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$[a^*] = (3.2) \begin{bmatrix} 0.01172 & 0.625 & 0 \\ 0.625 & 0.01172 & 0 \\ 0 & 0 & 0.6377 \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$[a^*] = \begin{bmatrix} 0.0375 & 2 & 0 \\ 2 & 0.375 & 0 \\ 0 & 0 & 2.04 \end{bmatrix} \quad (41)$$

Finalmente obtenemos las constantes elásticas del laminado;

$$\varepsilon_x = \frac{1}{a_{11}^*} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{1}{0.0375} = 26.66 Gpa \quad (42)$$

$$\varepsilon_y = \frac{1}{a_{22}^*} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{1}{0.0375} = 26.66 Gpa \quad (43)$$

$$v_{xy} = \frac{-a_{12}^*}{a_{11}^*} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{-2}{0.0375} = -53.33 \quad (44)$$

$$v_{yx} = \frac{-a_{12}^*}{a_{11}^*} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{-2}{0.0375} = -53.33 \quad (45)$$

$$G_{xy} = \frac{1}{a_{66}^*} \xrightarrow{\text{sustituyendo}} \frac{1}{2.04} = 0.4901 \text{Gpa} \quad (46)$$

Determinando los esfuerzos;

$$[\sigma]_x = [Q_{ij}][\varepsilon]_x \quad (47)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 85.30 & 1.6 & 0 \\ 1.6 & 85.30 & 0 \\ 0 & 0 & 1.568 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 26.66 \\ 26.66 \\ 0.4901 \end{bmatrix} \quad (48)$$

$$\sigma_1 = (Q_{11} * \varepsilon_x) + (Q_{12} * \varepsilon_y) + (Q_{13} * \gamma_{xy}) \xrightarrow{\text{sust}} (85.30 * 26.66) + (1.6 * 26.66) = 2316.75 \text{Gpa} \quad (49)$$

$$\sigma_2 = (Q_{21} * \varepsilon_x) + (Q_{22} * \varepsilon_y) + (Q_{23} * \gamma_{xy}) \xrightarrow{\text{sust}} (1.6 * 26.66) + (85.30 * 26.66) = 2316.75 \text{Gpa} \quad (50)$$

$$\tau_3 = (Q_{31} * \varepsilon_x) + (Q_{32} * \varepsilon_y) + (Q_{33} * \gamma_{xy}) \xrightarrow{\text{sust}} (1.96 * 0.4901) = 0.768 \text{Gpa} \quad (51)$$

Estas constantes son las bases para un modelo de alguna pieza de interés y con ello establecer el comportamiento parcial que podría presentar la pieza.

CARACTERIZACION MECANICA DEL MATERIAL

A partir de las placas de fibras de vidrio y carbono unidireccionales se obtuvieron 5 probetas de cada material según la norma ASTM D3039M-08, en las cuales se procedió a marcar para definir el espacio que ocuparan los taps (tapas) para evitar que se resbalen las mordazas de la MTS, como se presentan a continuación.

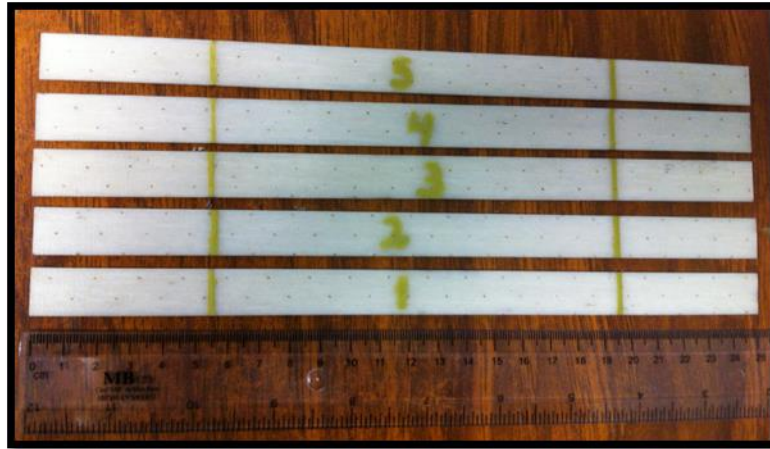


Figura 26.- Laminados cortados para conformación de probetas para pruebas de tensión.

Se procedió a colocar los taps de aluminio con adhesivo epóxico, teniendo principal cuidado con la distribución del adhesivo ya que podría guardar burbujas y debilitar la unión entre el aluminio y la probeta como se muestran debajo.



Figura 27.- Probetas de fibra de vidrio con taps de aluminio.

Se tomaron las dimensiones finales de todas las probetas de ambos materiales para corroborar que fuesen lo más parecidas posible y que los datos se pudieran usar posteriormente para el cálculo de las propiedades mecánicas que requeriría la maquina MTS.

Tabla 7.- Valores finales de las dimensiones de las probetas de ambos materiales.

GEOMETRÍA				
PROBETA	Distancia entre taps (in)	Ancho (in)	Espesor (in)	Longitud (in)
Carbono1	5.5118	0.5846	0.0454	9.8425
Carbono2	5.5118	0.5846	0.0441	9.8425
Carbono3	5.5118	0.5841	0.0442	9.8425
Carbono4	5.5118	0.5833	0.0436	9.8425
Carbono5	5.5118	0.5835	0.0437	9.8425
Vidrio1	5.5118	0.5904	0.0720	10.0393
Vidrio2	5.5118	0.5891	0.0715	10.0393
Vidrio3	5.5118	0.5898	0.0765	10.0393
Vidrio4	5.5118	0.5888	0.0745	10.0393
Vidrio5	5.5118	0.5877	0.0754	10.0393

Las probetas se ensayaron en las mismas condiciones de humedad y temperatura; 38% y 24.8°C respectivamente.

Para las probetas de fibra de vidrio se utilizó una presión de las mordazas de 1550 psi y para las de carbono de 1650 psi, con una velocidad de desplazamiento de cabezal de 0.05 in/min.

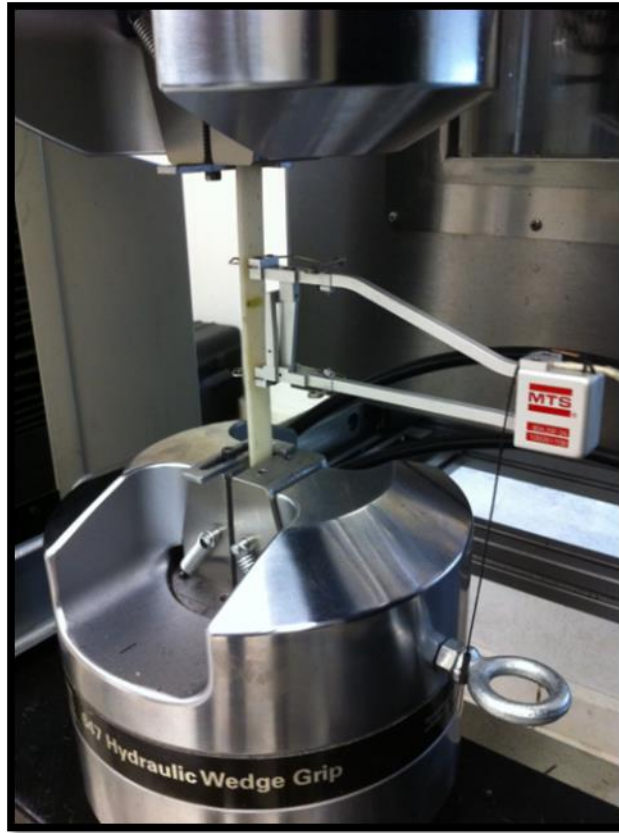


Figura 28.- Probeta montada en la maquina MTS con extensómetro.

PRUEBA DE IMPACTO

De la placa de fibra de vidrio, se obtuvieron 50 probetas para prueba de impacto de 70x20x2 mm y otras 50 para las probetas de fibra de carbono.

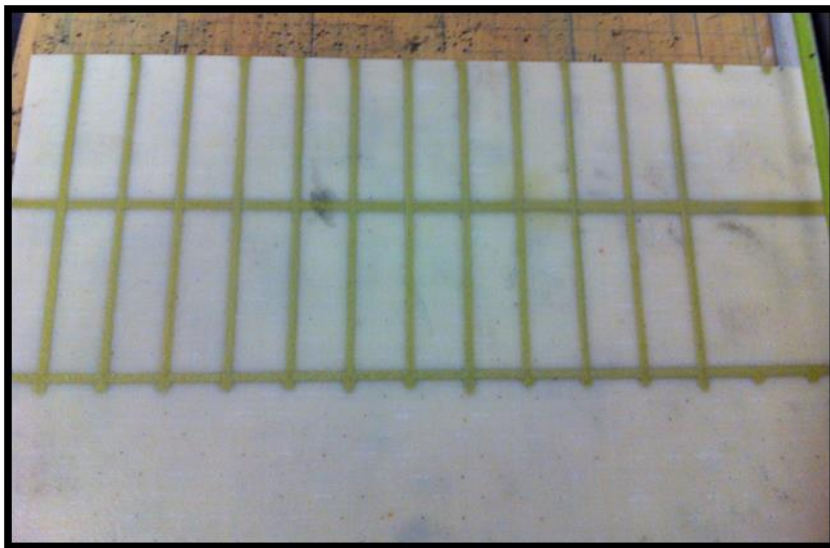


Figura 29.- Laminado marcado para el corte de probetas.

Se utilizó una cortadora de disco de diamante a baja velocidad con aceite como medio de enfriamiento para tener un acabado fino y la menor delaminación por corte posible como se ve en la figura de abajo.



Figura 30.- Cortadora de disco de diamante.

A cada una de las probetas de ambos materiales se les colocó una muesca al centro del material de 10 mm de largo generando un ángulo de corte de 45° mostrado a continuación.



Figura 31.- Corte de la muesca de una probeta de fibra de vidrio.

Una vez que estuvieron listas las probetas se procedió a adaptar el cañón de gas para realizar las pruebas de impacto ya que principalmente se usaba para impacto a probetas de metal y las sujeciones al ser más rígidas podrían dañar las probetas de material compuesto, el cañón inicial se muestra debajo.

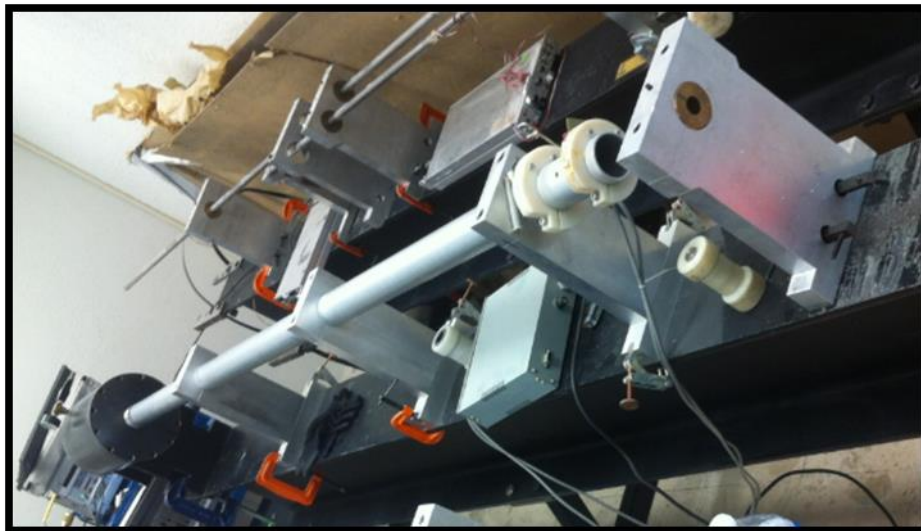


Figura 32.- Sistema de pruebas de impacto.

Se armaron sensores de movimiento de tal modo que se pudieran acoplar al tubo del cañón, estos sensores emitirán una señal que será mandada a un osciloscopio.

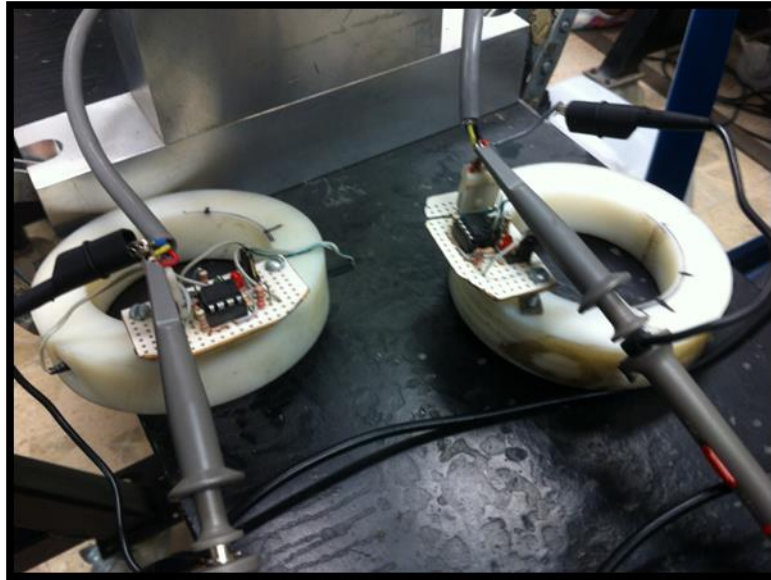


Figura 33.- Sensores de movimiento desmontados.

Al tubo del cañón se le montaron los 2 sensores de movimiento a la salida separados entre sí por 10 cm para poder detectar el paso de la masa que estará impactando las probetas.

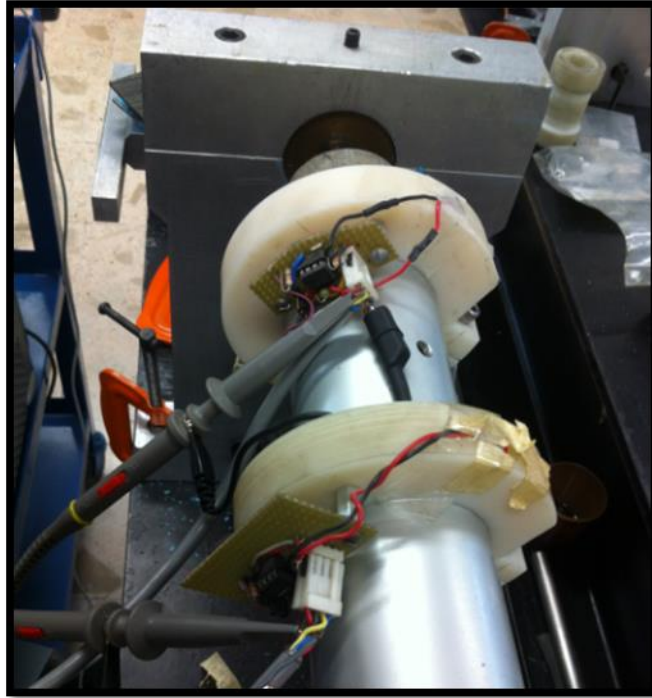


Figura 34.- Salida del cañón neumático frente a la placa de acero.

En la viga donde esta montado el cañon neumatico se le coloco una placa de acero a la salida del tubo del cañon separada por solo 20 mm para poder acoplarle la probeta para la prueba de impacto en donde la probeta estara sujeta a dos postes para restringir el movimiento como se muestra en la siguiente imagen, adicionalmente se coloco una regilla protectora por el caso en que llegaran a romper las probetas y saltaran los fragmentos, el cual no es el objetivo, pero si fue tomado en cuenta el caso.

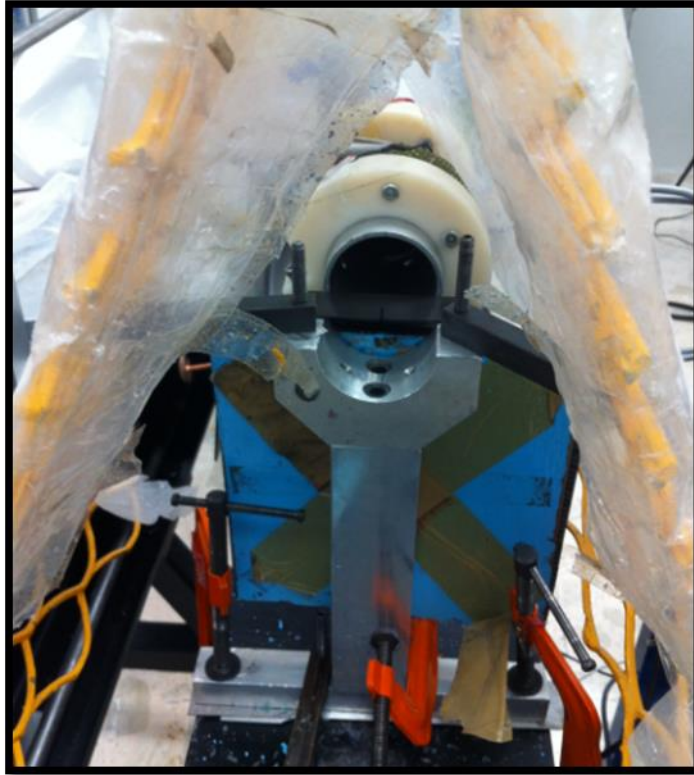


Figura 35.- Probeta montada al cañón neumático.

Se procedió a realizar las pruebas de impacto con el cañón neumático contemplando un impacto lateral a 5 probetas mínimo por cada velocidad (4 velocidades) de modo que no destruyera las probetas usando un proyectil de 500g.

Las 2 señales del paso de la masa por el tubo del cañón fueron registradas en la pantalla del osciloscopio, la señal verde corresponde a la entrada de la masa en la zona de los sensores y la señal amarilla corresponde a la salida de la masa de la zona de sensores en donde la diferencia entre las señales nos ayudará a obtener la velocidad al cual la masa fue impulsada a través del tubo del cañón.

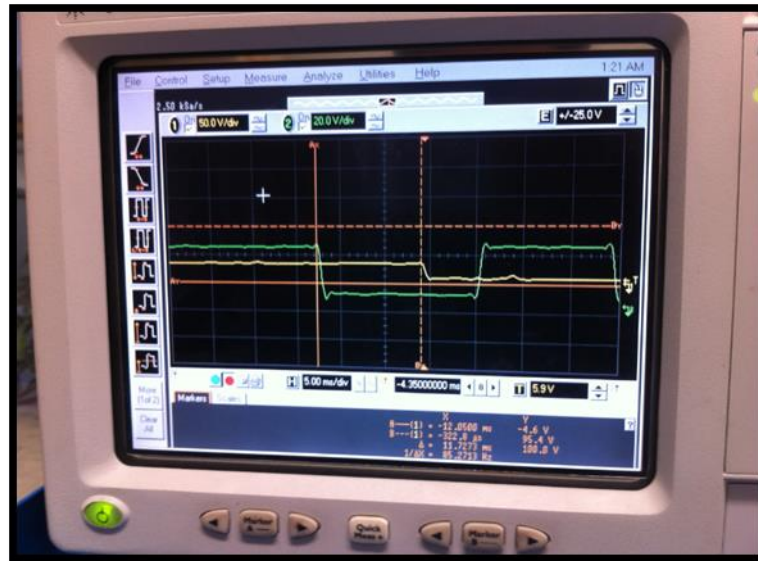


Figura 36.- Monitor registrando las señales de los sensores de movimiento.

Después de las pruebas de impacto, se seleccionaron las probetas que no se destruyeron o que no hayan presentado una grieta considerablemente grande con el golpe ya que son las que nos interesa analizar, las probetas de fibra de vidrio útiles se muestran debajo.



Figura 37.- Probetas útiles después de pruebas de impacto.

Para las probetas de carbono tambien se seleccionaron las que no rompieron y que fueran utiles para las pruebas de ultasonido, ya que por el nivel de sensibilidad que se tenia al momento de operar el cañon resulto mas complejo obtenerlas ya que el rango de velocidades en el cual no fracturaban era menor que le de las probetas de fibra de vidrio.



Figura 38.- Probetas útiles después de pruebas de impacto.

PRUEBA DE ULTRASONIDO

Para las pruebas de ultrasonido se utilizó una tina con un sistema de posicionamiento cartesiano acoplado a un sistema de adquisición de datos para la detección de defectos y dentro de ella se colocó una tina de vidrio con fondo opaco en donde se colocaran las probetas como se muestra en la figura que se encuentra debajo.

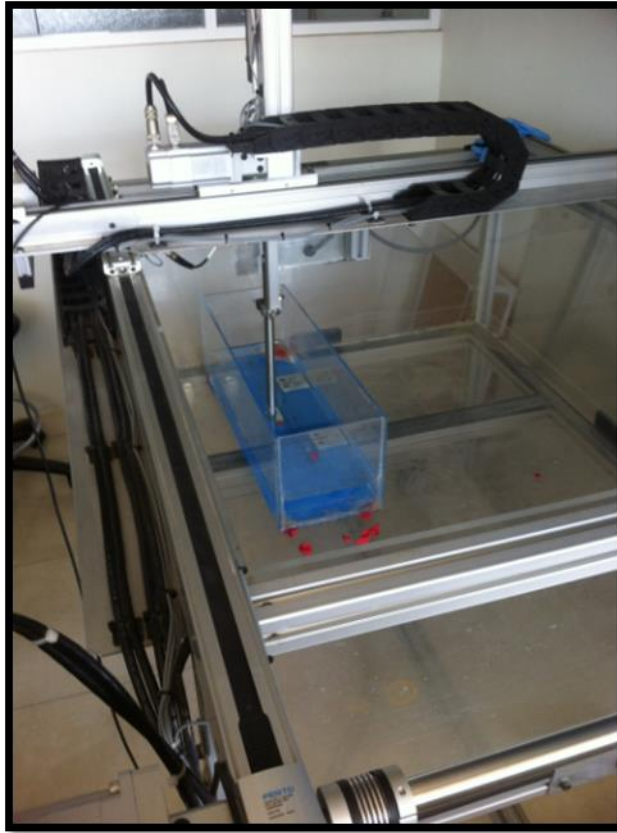


Figura 39.- Sistema de posicionamiento cartesiano.

Dentro de la tina se pusieron 2 soportes idénticos adheridos a un costado en el fondo de la tina para alejar el movimiento del sensor de los límites de la tina y así evitar que pudiese darse un choque entre el costado de la tina con el reflector de ondas.

Junto a los soportes se colocó una regla para posicionar las probetas dentro de la tina las cuales fueron sujetadas al fondo con un pedazo de plastilina por su fácil manipulación y por el hecho que el material estaría en interacción con agua como se muestra a continuación.

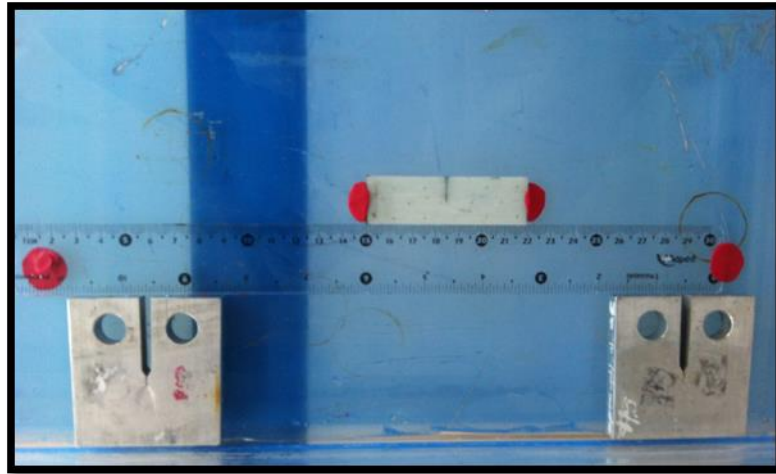


Figura 40.- Acoplamiento de las probetas al fondo de la tina.

Una vez establecido el entorno donde estará la probeta se le agrego agua a la tina con 5 cm de altura con lo cual permitirá sumergir la punta del reflector de ondas para que pueda viajar la onda hasta la probeta, siempre posicionando el reflector al lado de la probeta para su primer ciclo de calibración para analizar las probetas.

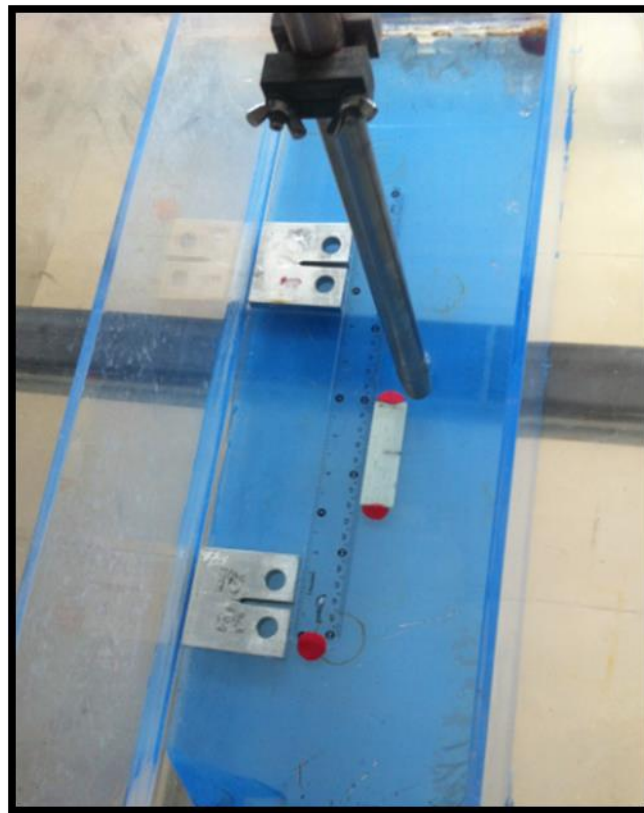


Figura 41.- Posicionamiento del reflector de ondas respecto a la probeta.

Para la detección del daño del material se estableció trabajar con una medición pulso-eco en la cual para el reflector de ondas se mantuvo en 16.3 dB de ganancia, una señal máxima de entrada de 18 Vp-p y un ancho de banda de 16MHz con lo cual por el tipo de material y daño que se busca sería capaz de darnos una imagen adecuada del interior de las probetas como se muestra en la figura de abajo.

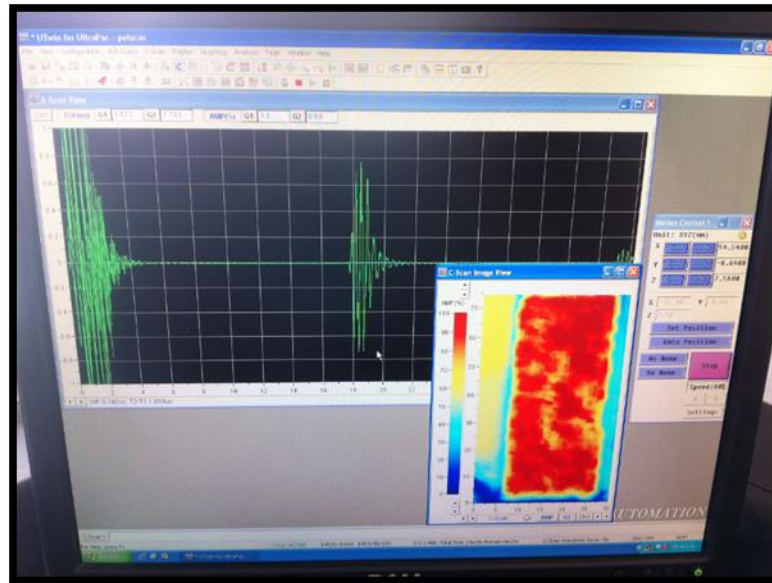


Figura 42.- Señal para detección de daño e imagen generada del ultrasonido.

Conforme se realizaban las corridas del ultrasonido se fue ajustando ligeramente los parámetros iniciales de detección para tener una mejor representación del daño interno del laminado y de esa manera facilitar la interpretación de las imágenes generadas como se muestra en la figura debajo.

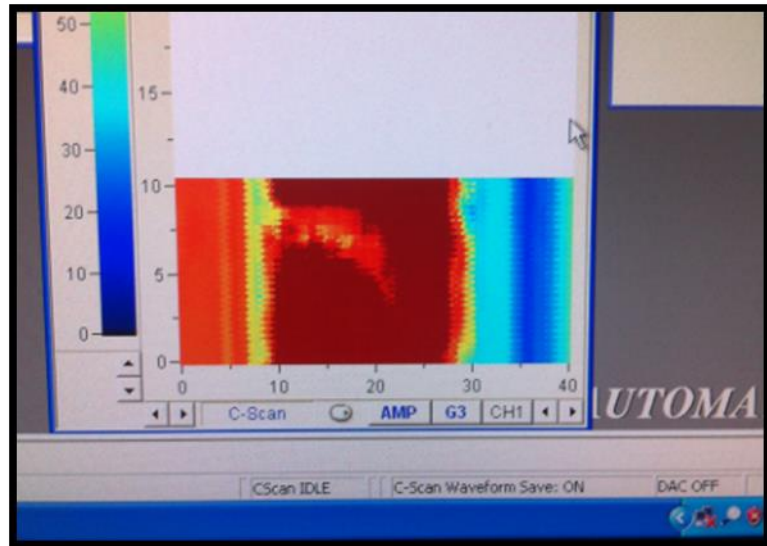


Figura 43.- Daño interno del laminado.

El mismo procedimiento se aplicó tanto para las probetas de fibra de vidrio como para las de fibra de carbono.

TRATAMIENTO DE IMÁGENES

A partir de las imágenes obtenidas por el ultrasonido, se determinó que la mejor manera de interpretarlas fuese en Matlab, por la confiabilidad y previo conocimientos del software, lo cual facilitaría la manipulación del mismo para entender y agilizar la manera más apropiada de proceder.

Primeramente se decidió convertir las imágenes a una escala de grises, dado que la imagen original al importarla al programa trabajaba con una matriz de 3 grupos de datos que describen todos los colores y tonalidades, lo cual dificultaba bastante la forma de analizar la imagen porque el número de posibles conjuntos de números para un solo color sería más difícil de determinar, además que por el tipo de imagen y su interpretación, solo cierto tipo de colores era de nuestro interés dejando al mayor número de colores fuera de nuestro estudio.

La escala de grises disminuirá a 1 solo color por analizar lo cual nos ayudó bastante en cuanto a la programación de código para barrer todos los datos que describía la topología de la imagen.

A continuación se muestra como quedó la conversión de la primera imagen de ultrasonido a tonalidades de grises;

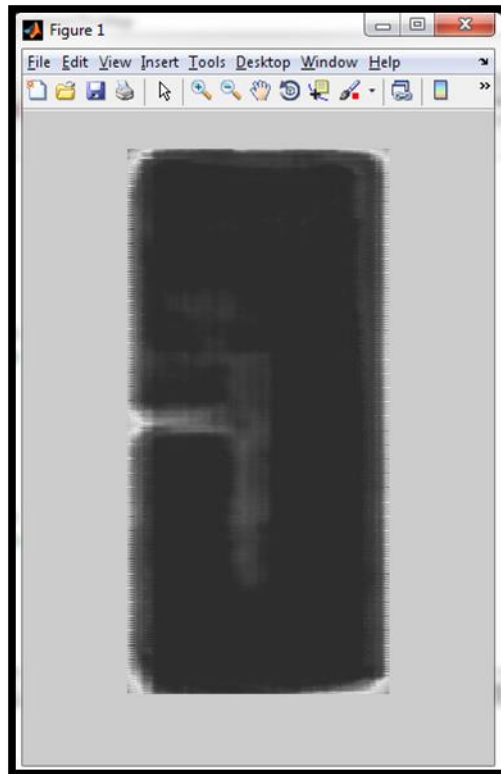


Figura 44.- Probeta de fibra de vidrio a tonalidades de grises.

La imagen de arriba tiene una dimensión de 205x427 píxeles con una tonalidad de grises que va desde un valor de 45 para el más oscuro hasta 228 para el más claro detectado.



Figura 45.- Zona de interés en la probeta de fibra de vidrio.

En la imagen de arriba se puede observar que el cuadrante de la zona de interés se encuentra en las coordenadas X: 0 a 143 y Y: 100 a 352 que es la zona en la cual se analizó pixel por pixel para determinar cuál de ellos tenía una variación arriba de 45, lo cual revelaría alguna clase de daño en la probeta.

Los resultados arrojo que la probeta tiene un 76.06% de daño total del cual un 21.31% se encuentra en nuestra zona de interés.

Este tipo de análisis se realizó para todas las probetas y de esa manera poder determinar de una manera exacta el daño sufrido por las pruebas de impacto.

CAPÍTULO 4 RESULTADOS

RESULTADOS DE CARACTERIZACION MECÁNICA

Al aplicar la carga a las probetas de fibra de carbono podemos ver el desplazamiento presentado con forme aumenta la carga, todas las probetas presentaron inicio de desunión con una carga de 1800 lbf, agrietamiento de resina con 5900 lbf y el punto de rotura final oscilo entre los 0.13 in para 8000 lbf como se muestra en la gráfica debajo a excepción de la probeta 1, que presento un desplazamiento de 0.16 in para 9500 lbf antes de la fractura.

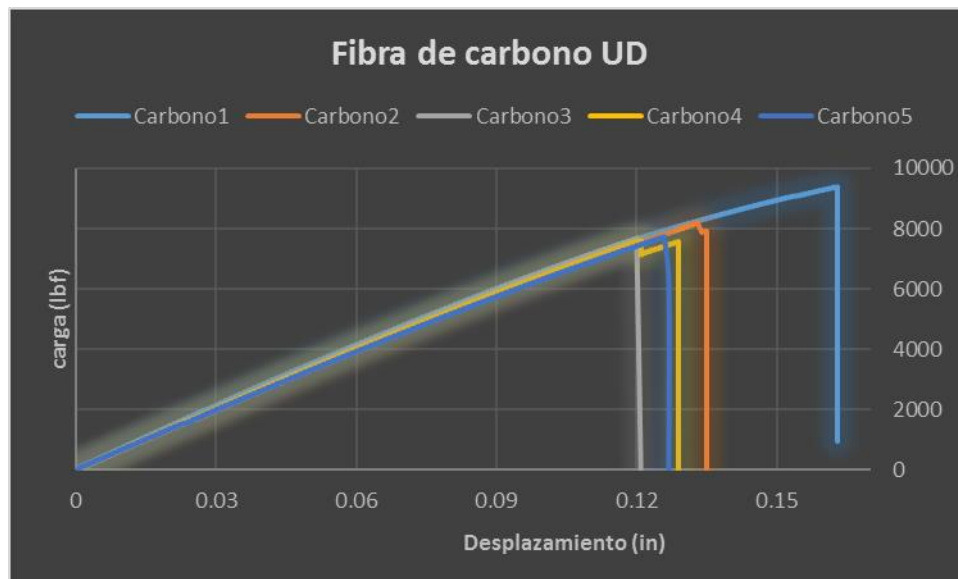


Figura 46.- Grafica carga-desplazamientos de las pruebas de tensión a probetas de fibra de carbono.

Para las probetas de fibra de vidrio, el inicio de desunión se presentó a las 700 lbf, el agrietamiento de la resina con 3500 lbf y la rotura final con cargas alrededor de las 6500 lbf lo cual nos arrojó un desplazamiento que oscilo entre los 0.23 in antes de la fractura.

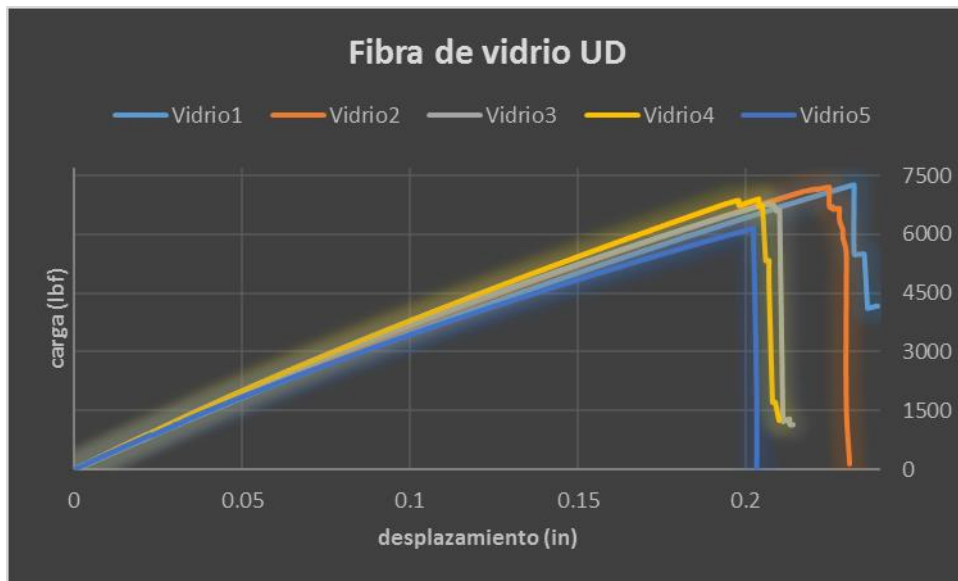


Figura 47.- Gráfica carga-desplazamientos de las pruebas de tensión a probetas de fibra de carbono.

En la tabla de abajo se presenta en la tabla 2 los valores exactos obtenidos del ensayo de tensión a cada una de las probetas.

Tabla 8.- Resultados de cada probeta a ensayo de tensión.

RESULTADOS				
PROBETA	Esfuerzo último (ksi)	Deformación última (in/in)	Módulo de elasticidad (msi)	Desplazamiento (%)
Carbono1	360.3	0.0009	20.2	3.0
Carbono2	318.6	0.0001	20.8	2.4
Carbono3	298.7	0.0006	20.2	2.2
Carbono4	302.9	0.0001	20.6	2.3
Carbono5	308.2	0.0021	19.7	2.4
Vidrio1	171.0	0.0016	5.8	4.3
Vidrio2	172.0	0.0012	6.3	4.2
Vidrio3	151.6	0.0002	6.1	3.9
Vidrio4	158.4	0.0006	6.3	4.2
Vidrio5	140.0	0.0006	6.1	3.7

Las pruebas mecánicas nos arrojan que para fibra de carbono el rango para el esfuerzo de cedencia oscila entre 317 ksi y para módulo de elasticidad entre 20.3 msi y por parte de la fibra de vidrio fue de 158 ksi para esfuerzo y 6.1 msi para el modulo.

En las gráficas de abajo se observa la interacción de resultados los esfuerzos y los módulos obtenidos mediante los ensayos los cuales se encuentran dentro del rango permisible de las propiedades mecánicas consideradas para el uso aeronáutico.

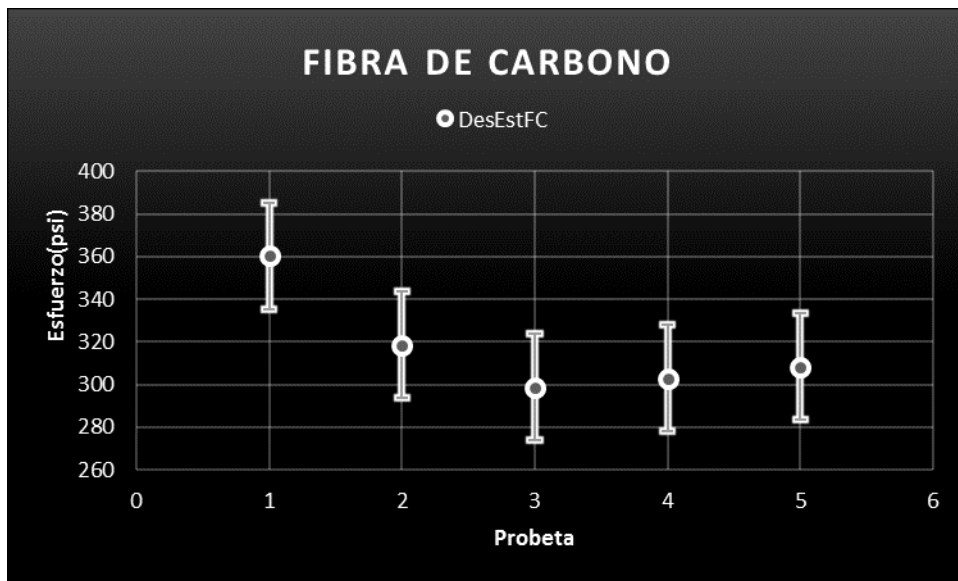


Figura 48.- Desviación estándar de esfuerzo en las probetas.

La figura anterior podemos ver que las barras de error de cada valor de prueba se traslapan respecto al esfuerzo con las demás, con excepción del primer y quinto valor de prueba, lo cual infiere que por alguna cuestión ya sea inherente al material o al proceso de prueba mecánica no empató con las demás, a pesar de ello como el valor es considerablemente bajo y fue un valor con respecto a los demás, se considera admisible y válido.

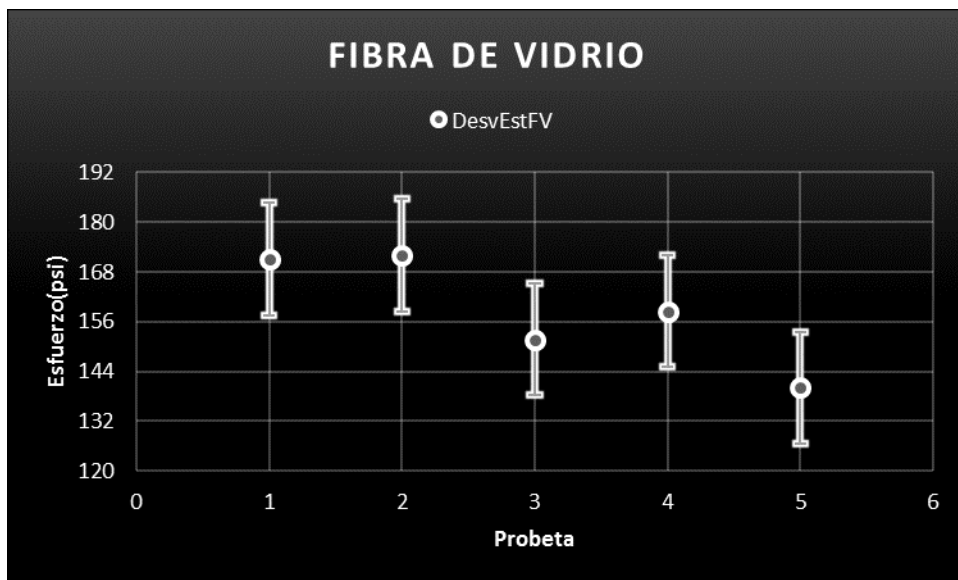


Figura 49.- Desviación estándar de esfuerzo en las probetas.

Ahora, la figura de arriba podemos ver que las barras de error se traslapan entre sí con excepción de la primera y la última, como ya lo hemos visto con anterioridad, por ser un valor bajo es considerado en el estándar de error ya que es un valor de prueba con respecto al total de valores de prueba, esto nos ayuda para reestablecer los márgenes de error de las pruebas futuras ya que nos infiere una mayor amplitud en el rango de error y cuidar que siga estando dentro de lo permitido.

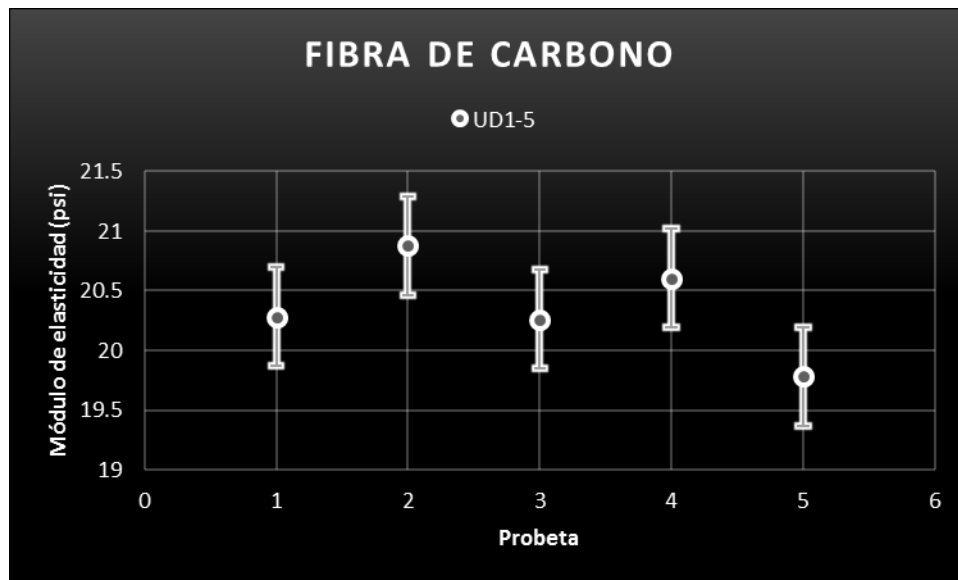


Figura 50.- Desviación estándar de módulo de elasticidad en las probetas.

Los mismos criterios de evaluación se aplican en la figura anterior, de igual manera el segundo valor de prueba se encuentra sin traslape con el quinto valor, lo cual nos recuerda nuevamente que el material no es totalmente homogéneo y debemos considerarlo para las pruebas de impacto.

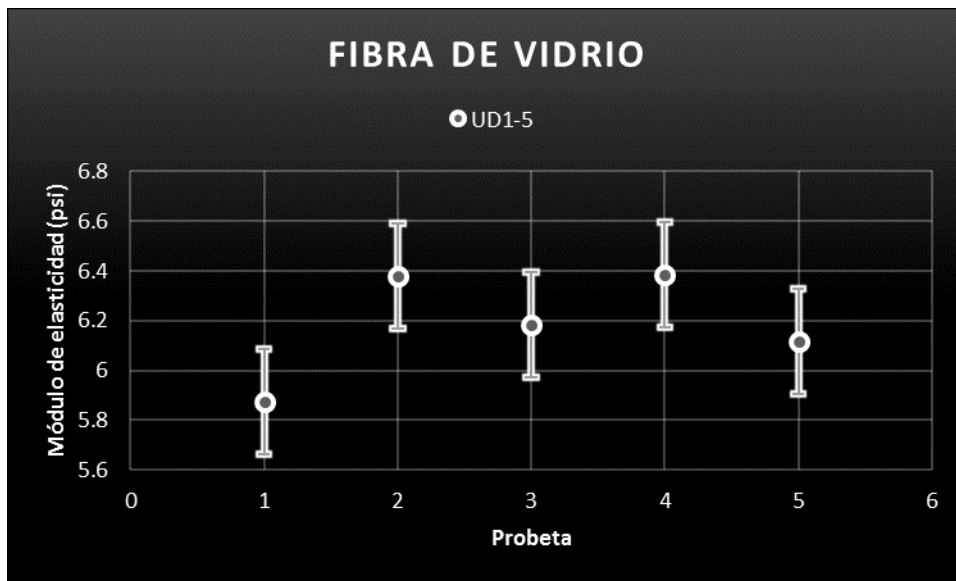


Figura 51.- Desviación estándar de módulo de elasticidad en las probetas.

En la gráfica de arriba vemos que el primer valor de prueba en la segunda no se traslapan y por lo tanto inferimos y consideramos las mismas condiciones que para las desviaciones estándares anteriores.

Podemos ver en las desviaciones estándar de los materiales que no se alejan de la media estándar, por lo cual podemos decir que la probabilidad de que tengamos resultados dispersos en las subsecuentes pruebas es aceptablemente bajo.

RESULTADOS DE PRUEBAS DE IMPACTO

A partir de la información registrada en el osciloscopio, para la fibra de vidrio se obtuvieron velocidades de 2 a 3.5 m/s y para la fibra de carbono fue de 1.5 a 3 m/s que por lo tanto nos ayudó a terminar de definir el rango de velocidades a considerar para las pruebas de impacto.

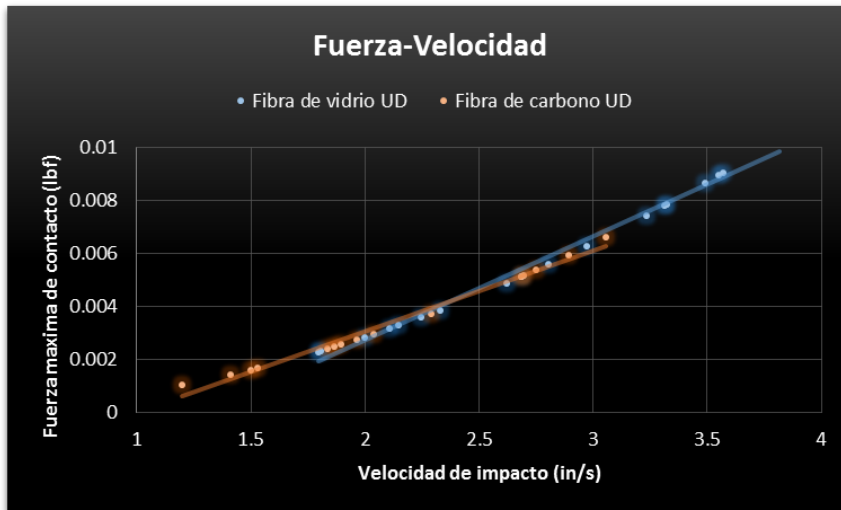


Figura 52.- Fuerza-Velocidad de ambos materiales.

Por otro lado pudimos ver que la energía recibida por las probetas al ir aumentando las velocidades presentaba una tendencia lineal para la fibra de vidrio como se ve a continuación.

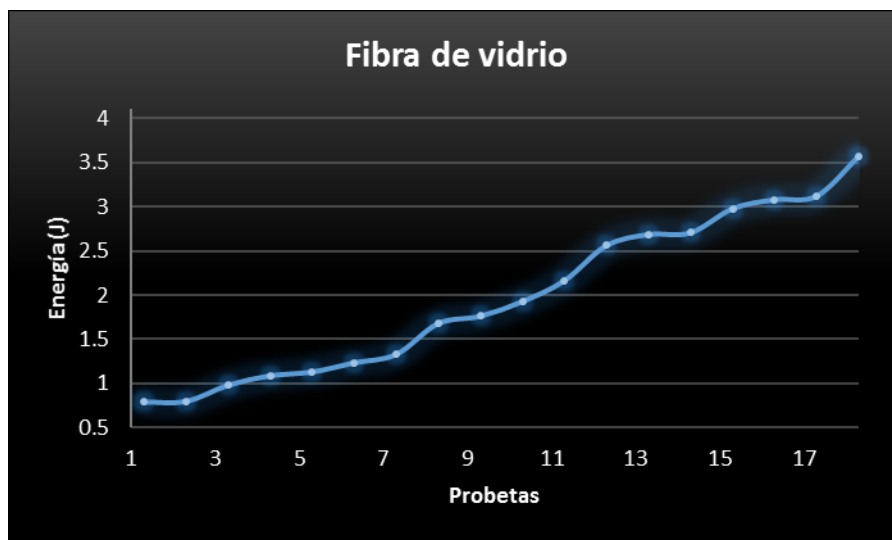


Figura 53.- Energía registrada para cada probeta útil.

En cuestion de la forma en que se registro la energía de impacto en las probetas tubo variaciones para el rango de energía de entre 1.3 y 1.7 J, a pesar de ellos tambien como en el caso de la fibra de vidrio, presento una tendencia lineal.

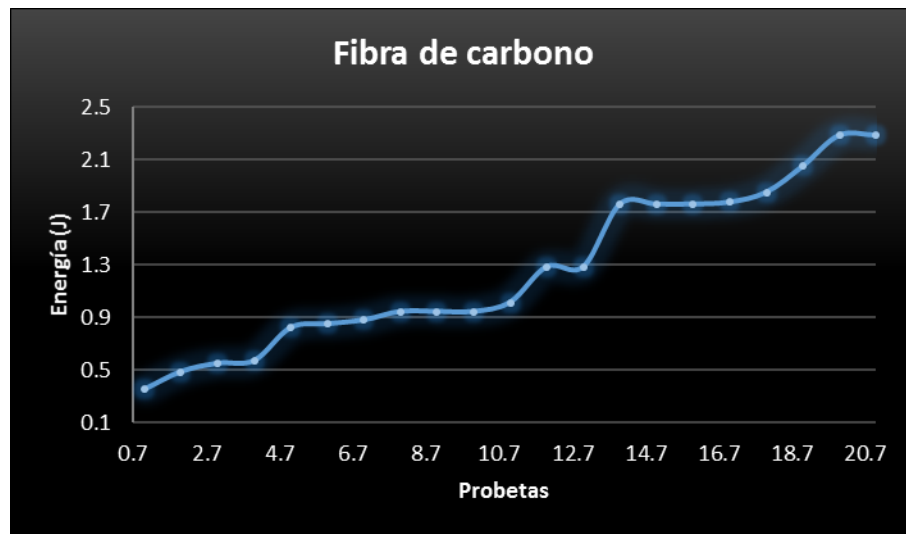


Figura 54.- Energía registrada para cada probeta útil.

En las gráficas de abajo se presenta los resultados del daño total en las probetas y el daño parcial, en donde se indican con puntos los valores en los cuales la gráfica presenta una variación marcada de tendencia de flujo.

Por parte de las probetas de fibra de vidrio tenemos que para las primeras 2 velocidades la diferencia que guardan son muy pequeñas y entre la segunda y tercera velocidad el daño aumenta considerablemente, después entre la tercera velocidad y la cuarta vuelve a aumentar pero en mucho menor proporción como lo hizo las dos primeras velocidades como se muestra debajo.

También podemos ver que el aumento del daño generado conforme aumentaba la energía de impacto se comportó lineal obteniendo un R^2 de 0.97 lo cual nos indica que hubo un mínimo ajuste para obtener la línea de tendencia que nos describiera el comportamiento del evento.

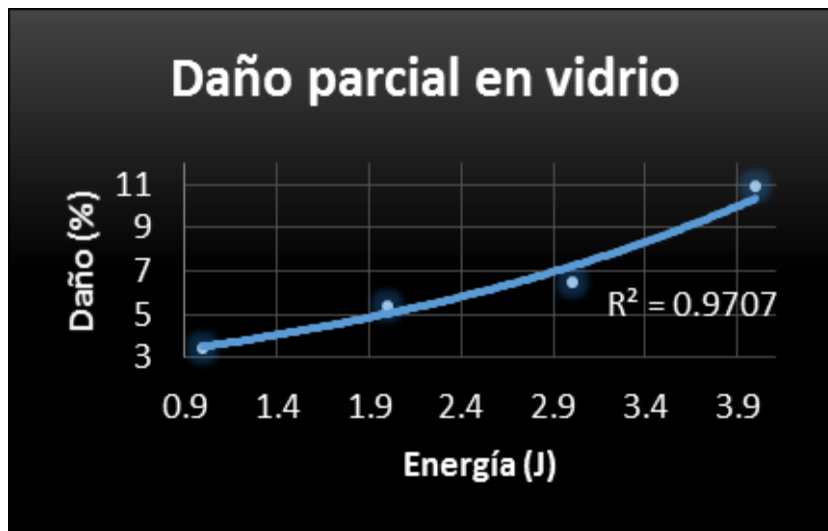


Figura 55.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.

En cuanto a las probetas de fibra de carbono, la relación que guarda la primera velocidad con la segunda el incremento es más pronunciada si la comparamos con las de vidrio, después entre la segunda y la tercera probeta podemos ver que de nuevo la diferencia entre ellas es bastante pero en menor proporción que lo que fue en las de fibra de vidrio y por último, la tercera con la cuarta velocidad vuelve a aumentar casi en la misma proporción a la última como se muestra a continuación.

También podemos ver que el aumento del daño generado conforme aumentaba la energía de impacto se tuvo una mayor variación de los datos ya que el R^2 fue de 0.81 obtener la línea de tendencia que nos describiera el comportamiento del evento, lo cual nos indica falta de proporcionalidad entre en daño y la energía registrada.

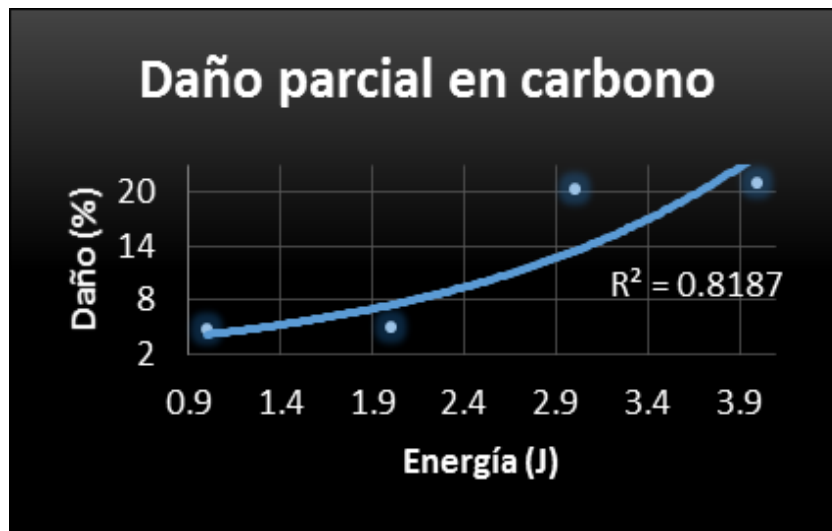


Figura 56.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.

En cuanto al daño total sufrido por las probetas de fibra de carbono, podemos ver que se presentó de manera lineal y progresiva lo cual representa una buena distribución de la energía de impacto y la energía disipada en el material idealmente homogéneo, como se muestra en la figura de abajo.

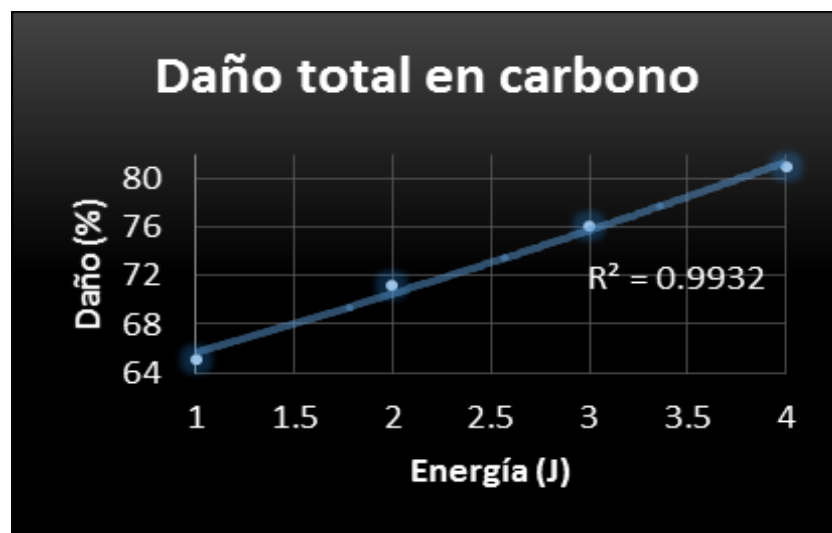


Figura 57.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.

Ahora en la figura que se muestra a continuación podemos ver que el daño total para las probetas de fibra de vidrio no presento un comportamiento totalmente lineal como lo que sucedió para el daño total de las probetas de fibra de carbono ya que el daño entre 2 y 3 J aumento en base a la tendencia que presentaba para el daño entre 1 y 2 J, a

pesar de que después de ello se volviera a normalizar para los últimos registros de energía.

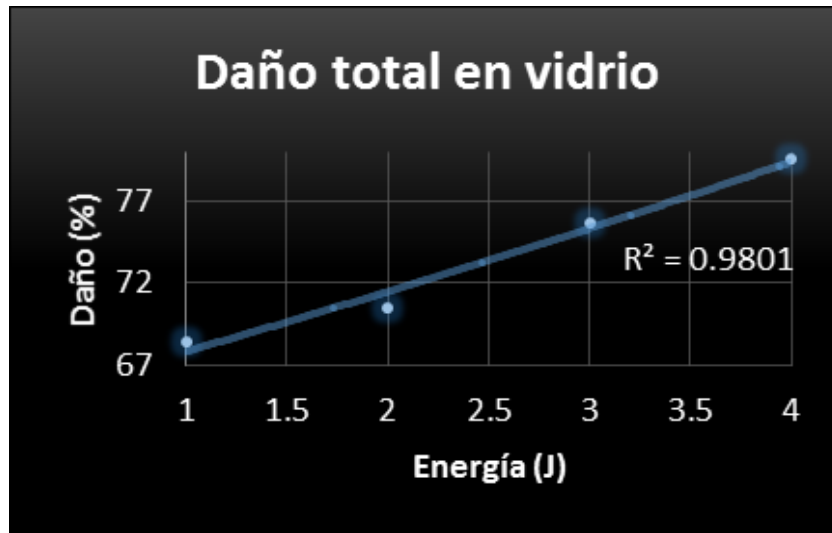


Figura 58.- Comportamiento del daño en función de la energía registrada.

RESULTADOS DE PRUEBAS DE ULTRASONIDO

A las probetas útiles ensayadas se les sometió a ensayos de ultrasonido para detectar el daño interno del material, con lo cual se obtuvieron los siguientes resultados de porcentaje de daño según su velocidad de impacto.

ULTRASONIDO				
	(2.36%) 2 m/s	(4.72%) 2.5 m/s	(5.51%) 3 m/s	(7.08%) 3.5 m/s
Fibra de vidrio				
Fibra de carbono				
	(3.14%) 1.5 m/s	(3.93%) 2 m/s	(11.81%) 2.5 m/s	(12.59%) 3 m/s

Figura 59.- Ultrasonido de las probetas impactadas de ambos materiales de interés.

RESULTADOS TRATAMIENTO DE IMAGENES

En las gráfica de abajo podemos observar la comparación entre el porcentaje de daño obtenido por aproximación que son las barras azules y las que se hicieron usando un software que se muestran de color naranja, se puede apreciar que con las imágenes tratadas en todo punto de control se mostró un aumento en el porcentaje de daño con respecto al original a pesar de que muestran la misma tendencia, que es una indicador positivo.

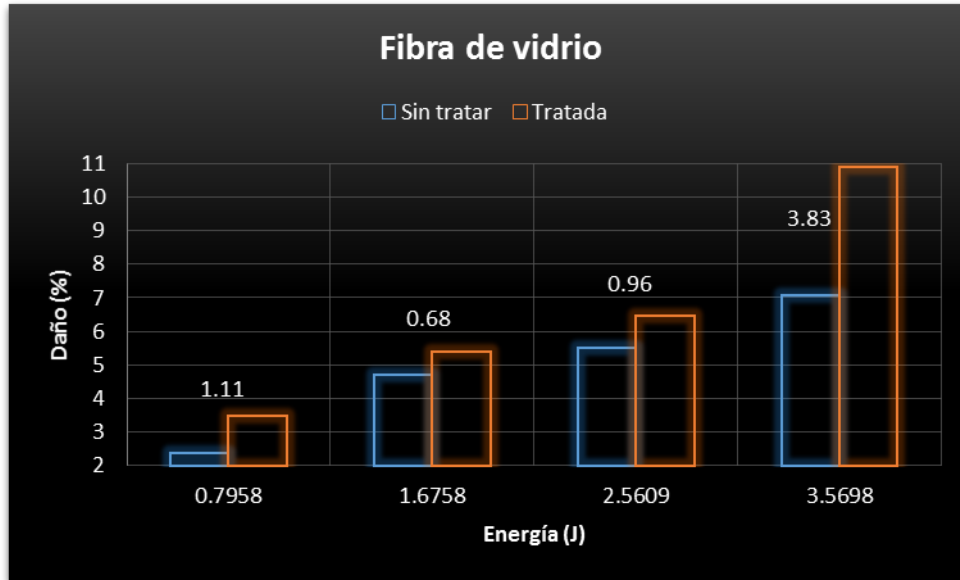


Figura 60.- Relación de daño entre imágenes con y sin tratamiento con software.

Para las imágenes de fibra de carbono también se mostró la misma tendencia de comportamiento de los resultados como se puede apreciar en la gráfica que se encuentra debajo.

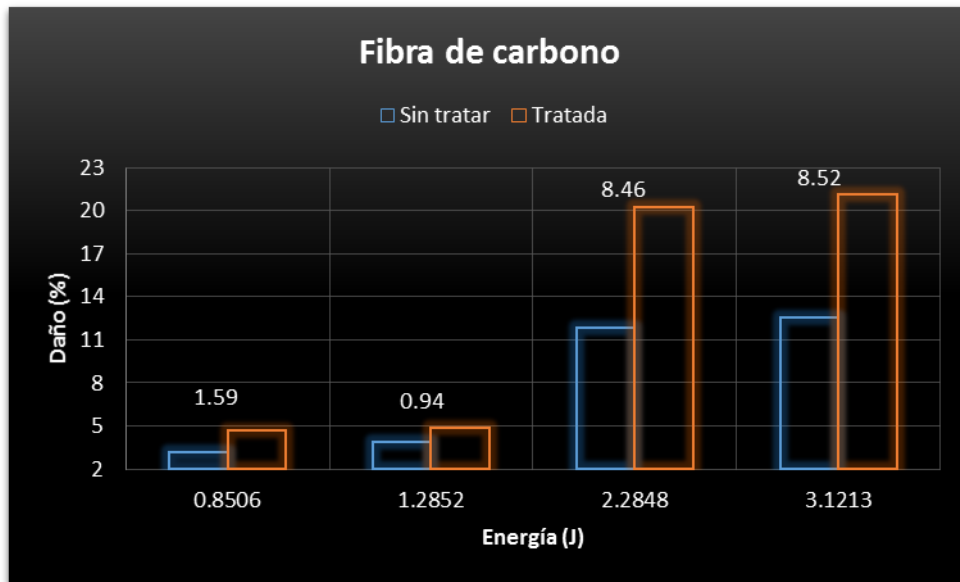


Figura 61.- Relación de daño entre imágenes con y sin tratamiento con software.

Estas comparaciones entre las formas para definir el porcentaje de daño nos ayudó a obtener una mejor manera de interpretar el daño ya que de forma visual era mucho más complejo cuantificar de manera más confiable el porcentaje en que se dañó el material ya que no se cuentan con normas para interpretar las imágenes solo métodos sugeridos.

En la tabla de abajo se presenta el daño obtenido por Matlab de cada una de las probetas de cada material analizado, podemos observar que el porcentaje de crecimiento en cuanto al daño total se mantiene relativamente constante en ambos materiales, lo cual no sucede en el daño de la zona de interés.

Tabla 9.- Daños obtenidos por Matlab.

Pobeta	Daño total (% area)	Daño en zona de interez (% area)
V1	65.16	4.73
V2	71.13	4.87
V3	76.06	20.27
V4	80.93	21.11
C1	68.38	3.47
C2	70.5	5.4
C3	75.65	6.47
C4	79.55	10.9

CONCLUSIONES

Con los resultados de las pruebas mecánicas podemos obtener 2 propiedades con las cuales describir el comportamiento general del laminado de fibra de vidrio y el laminado de fibra de carbono, esfuerzo último y módulo de elasticidad, con lo cual podemos inferir que las probetas de fibra de vidrio y fibra de carbono se encuentra dentro del rango normal al cual responde ambos materiales por lo cual podemos confiar que el material que tenemos es adecuado para las pruebas de impacto.

Para las pruebas de impacto se pudieron aplicar golpes de manera adecuada según las gráficas generadas de energía de impacto a las probetas ya que presentado un comportamiento normalmente lineal, a pesar de que de las 50 probetas que usamos para cada material, se pudieron identificar alrededor de 15 probetas útiles de cada material los cuales en la mayoría presentaron grietas perpendiculares que inician al final de la muesca con una tenue tendencia de avance hacia la zona de impacto, también se presentó delaminación en la parte lateral de la probeta en los extremos del área donde hubo contacto con el impactor y en el área de contacto lateral de la probeta con los postes de sujeción de las probetas los cuales se anticipó su aparición por ser zonas de contacto directo. Estas muestras superficiales de daño son mínimas para las probetas de fibra de vidrio y bastante más notorio para las de fibras de carbono, lo cual nos dice que para los rangos de impacto determinados para cada material antes de la fractura súbita, la fibra de vidrio no presenta indicadores visuales de la fractura inminente y las probetas de fibra de carbono sí.

Con las pruebas de ultrasonido pudimos ver que el daño interno se manifiesta primeramente delaminación de manera perpendicular a la zona de impacto, con una tendencia de avance hacia el lado que presenta mayor delaminación del área de contacto con el impactor y después siguiendo con esa trayectoria hasta la fractura.

Con el tratamiento de las imágenes de ultrasonido, pudimos ver que el daño interno contemplado era mayor que el que en primera instancia habíamos obtenido y de tal forma constatar que por sí sola las imágenes de ultrasonido difícilmente obtendremos un resultado confiable ya que actualmente la forma de interpretación de ellas no se encuentra normalizadas y se deben apoyarse de otros métodos para determinar con

mayor precisión el daño de un material como lo fue en este caso el tratamiento de imágenes por medio de Matlab.

Las probetas de fibra de carbono muestra más el daño superficial que la fibra de vidrio antes del umbral de fractura súbita.

Las probetas de fibra de carbono presentaron mayor daño interno que las de fibra de vidrio antes de la fractura súbita.

Para un laminado de fibra de vidrio con un impacto transversal de 3.5m/s el daño será de 21.11%, el cual soportara como máximo 66.76 Pa después del impacto.

Para un laminado de fibra de carbono con un impacto transversal de 3m/s el daño será de 10.9%, el cual soportara como máximo 51.29 Pa después del impacto.

REFERENCIAS

1. Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos. F.París, J. Cañas, J.C. Marín. Universidad de Sevilla. Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2002.
2. C. Lopez y O. Ceresta, “Low-velocity damage on dispersed stacking sequence laminates”, El Servier, 2009.
3. E. Gonzalez y P. Maimi, “Effect of a ply clustering in laminated composite plated under low-velocity impact loading”, El Servier, 2010.
4. M. Sultan y K. Worden, “On impact damage and detection and quantification for CFRP laminates using structural response data only”, El Servier, 2011.
5. T. Sebaey y E. González, “Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Design and optimization”, El Servier, 2012.
6. P. Colombi y G. Fava, “Fatigue behavior of tensile Steel/CFRP joints”, El Servier, 2012.
7. P. Coronado y A. Arguelles, “Influence of temperature on a carbon-fiber epoxy composite subjected to static and fatigue loading under model-I delamination”, 2012.
8. T. Sebaey y E. González, “Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of the mismatch angle between plies”, El Servier, 2013.
9. Composite Materials Handbook-MIL 17, Volume I: Guidelines for Characterization of Structural Materials. US Department Of Defense. Technomic Publishing Co., Inc; Materials Sciences Corporation and ASTM. 2002.
10. Michael Chun-Yung Niu (Conmilit Press Ltd.). Airframe Structural Design. Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. 2015.
11. Michael F. Ashby. Materials Selection in Mechanical Design. Elsevier 2005.
12. “GE Celebrates Delivery of the First GEnx-Powered Boeing 747-8 Intercontinental to Lufthansa”. Elsevier. Enero de 2013.
13. The research requirements of the transport sectors to facilitate an increased usage of composite materials, A Thematic Network on the future use of composites in transport, 2005.




14. Blevins, R. D. *Formulas for Natural Frequency and Mode Shape*. Krieger Pub Co, 2001.
15. Hughes, T. J. R. *The Finite Element Method: Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis*. Dover Publications, 2000.
16. Oñate, E. *Structural Analysis with the Finite Element Method. Linear Statics: Volume 1: Basis and Solids (Lecture Notes on Numerical Methods in Engineering and Sciences)*. Springer, 2009.
17. Ferreira, A. J. M. *MATLAB Codes for Finite Element Analysis: Solids and Structures (Solid Mechanics and Its Applications)*. Springer, 2008.
18. "Materiales Compuestos" Alejandro Besednjak, Ed. Edison. 2005.
19. Abrate, S. *Impact on Composite Structures*. Cambridge University Press, 1998.
20. Reid, S., and Zho, G. *Impact Behaviour of Fibre-reinforced Composite Materials and Structures*. CRC Press, 2000.
21. Cantwell, W., and Morton, J. The impact resistance of composite materials: a review. *Composites* 22, 5 (1991), 347–362.
22. Hodgkinson, J. *Mechanical Testing of Advanced Fibre Composites*. CRC Press, 2000.
23. Reid, S., and Zho, G. *Impact Behaviour of Fibre-reinforced Composite Materials and Structures*. CRC Press, 2000.
24. Davies, G., Hitchings, D., and Zhou, G. Impact damage and residual strengths of woven fabric glass/polyester laminates. *Composites Part A* 27, 12 (1996), 1147–1156.
25. Davies, G., Zhang, X., Zhou, G., and Watson, S. Numerical modelling of impact damage. *Composites* 25, 5 (1994), 342–350.
26. Richardson, M., and Wisheart, M. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites Part A* 27, 12 (1996), 1123–1131.
27. Goldsmith, W. *Impact*. Dover Publications, 2001.
28. Sjoblom, P. O., Hartness, J., and Cordell, T. M. On low-velocity impact testing of composite materials. *Journal of Composite Materials* 22, 1 (1988), 30–52.
29. Shivakumar, K., Elber, W., and Illg, W. Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates. *AIAA journal* 23, 3 (1985), 442–449.

32. Reid, S., and Zho, G. Impact Behaviour of Fibre-reinforced Composite Materials and Structures. CRC Press, 2000.
33. Abrate, S. Impact on laminated composite materials. Applied Mechanics Reviews 44 (1991), 155–190.
34. Abrate, S. Impact on Composite Structures. Cambridge University Press, 1998.
35. Cantwell, W., and Morton, J. The impact resistance of composite materials: a review. Composites 22, 5 (1991), 347–362.
36. Hodgkinson, J. Mechanical Testing of Advanced Fibre Composites. CRC Press, 2000.
37. Liu, D., and Malvern, L. E. Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. Journal of Composite Materials 21, 7 (1987), 594–609.
38. Santulli, C. Post-impact flexural tests on jute/polyester laminates monitored by acoustic emission. J Mater Sci 41, 4 (2006), 1255–1259.
39. Hodgkinson, J. Mechanical Testing of Advanced Fibre Composites. CRC Press, 2000.
40. Reid, S., and Zho, G. Impact Behaviour of Fibre-reinforced Composite Materials and Structures. CRC Press, 2000.
41. Freitas, M. D., Silva, A., and Reis, L. Numerical evaluation of failure mechanisms on composite specimens subjected to impact loading. Composites Part B 31, 3 (2000), 199–207.
42. Choi, H. Y., Wu, H.-Y., and Chang, F.-K. New approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact. part ii. analysis. Journal of Composite Materials 25, 8 (1991), 1012–1038.
43. Liu, D., and Malvern, L. E. Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. Journal of Composite Materials 21, 7 (1987), 594–609.
44. Oller, S. Fractura mecánica. Un enfoque global. CIMNE, 2001.
45. Abrate, S. Impact on laminated composites: recent advances. Applied Mechanics Reviews 47 (1994), 517–545.
46. Finn, S., and Springer, G. Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads—a model. Composite Structures 23, 3 (1993), 177–190.
47. Bray, D. E., and McBride, D. Nondestructive Testing Techniques (New Dimensions in Engineering Series). John Wiley & Sons, 1992.

48. Kortschot, M. T., and Zhang, C. J. Characterization of composite mesostructures and damage by de-ply radiography. *Composites Science and Technology* 53, 2 (1995), 175–181.
49. Clark, G. Modelling of impact damage in composite laminates. *Composites* 20, 3 (1989), 209–214.
50. Pavier, M., and Clarke, M. Experimental techniques for the investigation of the effects of impact damage on carbon-fibre composites. *Composites Science and Technology* 55, 2 (1995), 157–169.

ANEXOS

CONSTANCIA DE CONGRESO



El Centro de Investigación en Química Aplicada


Otorga el presente

Reconocimiento


A: Gibran Victorino Aguilar

Por la presentación en la sesión de carteles del trabajo titulado:
"Desarrollo de Laminados en Fibra de Carbono para su uso
En Elementos de Transmisión de Cargas en Aerorreactores "

De los autores:
G. Victorino, E.A. Franco.



M.C. Gladys de los Santos Villarreal
Comité Organizador



Dr. Luis Alfonso García Cerda

Saltillo, Coahuila. 7-8 de Junio 2016

CODIGO PARA EL TRATAMIENTO DE IMAGENES

```
clear all
clc
%imagen=uigetfile('*.png','Abrir Imagen');
%imshow(A)
imagen=imread('C4.png');
%imshow(imagen);%muestra la imagen original
grises=rgb2gray(imagen);
imshow(grises);%muestra la imagen en tonos de grises
A=size(grises);%se obtiene las dimensiones de la matriz de la imagen de grises
i=A(1,1); %fila del pixel
j=A(1,2); %columna del pixel
Z=0;
S=0;
for x=1:1:i
    for y=1:1:j
        Z=min(impixel(grises,x,y));%minimo valor del pixel
        if Z ~= 45 %valor del gris que representa sin daño, para sacar daño total
            S=S+1;
        else
            end
        end
    end
end
C=i*j;
porcentajeT=(S*100)/C% daño total del la pieza junto con daño por corte y sujeciones
ZZ=0;
SS=0;
for x=22:1:148 % se delimita la zona aparente de interes
    for y=126:1:240 % se delimita la zona aparente de interes
        ZZ=min(impixel(grises,x,y));%minimo valor del pixel
        if ZZ > 45 %valor del gris que representa daño en la zona de la muesca
            SS=SS+1;
        else
            end
        end
    end
end
porcentaje=(SS*100)/C
```