



**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**TRABAJO EXPERIMENTAL PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO  
DE INGENIERO MECÁNICO**

**TEMA:**

---

“ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”

---

**AUTOR:** Manuel David Telenchana Flores

**TUTOR:** Ing. César Arroba, Mg

**AMBATO – ECUADOR**

**2020**

## APROBACIÓN DEL TUTOR


### CERTIFICACIÓN

En mi calidad de tutor del Trabajo experimental, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico, con el tema: “ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”, elaborado por el señor MANUEL DAVID TELENCHANA FLORES, portador de la cedula de ciudadanía: 180423807-7, egresado de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato.

Certifico que el presente trabajo:

- Es original de su autor.
- Ha sido revisada en cada uno de sus capítulos.
- Está concluida y puede continuar con el trámite correspondiente.

Ambato, Enero del 2020



-----

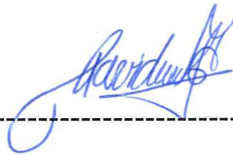
**Ing. César Arroba, Mg**

**TUTOR DEL PROYECTO EXPERIMENTAL**

## AUTORÍA DEL TRABAJO

Yo, Manuel David Telenchana Flores, portador de la C.I. 180423807-7 declaro que el presente trabajo investigativo “ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”, es únicamente personal incluido criterios, análisis y conclusiones a excepción de citas bibliográficas que se utilizaron en la investigación.

Ambato, Enero del 2020



Manuel David Telenchana Flores

C.I. 180423807-7

AUTOR

## DERECHOS DE AUTOR

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que se haga de este Trabajo experimental o parte de él, un documento disponible para su lectura, consulta y procesos de investigación, según las normas de la Institución.

Cedo los Derechos en línea patrimoniales de mi Trabajo Experimental con fines de difusión pública, además apruebo la reproducción de este Trabajo Experimental dentro de las regulaciones de la Universidad, siempre y cuando ésta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, Enero del 2020



Manuel David Telenchana Flores

C.I. 1804238077

AUTOR

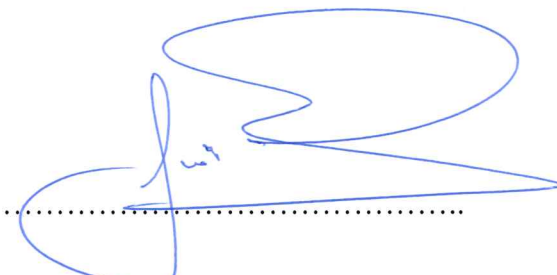


## APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO

Los miembros del tribunal de grado aprueban el informe del trabajo experimental realizado por el estudiante Manuel David Telenchana Flores de la Carrera de Ingeniería Mecánica, bajo el tema: “ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”.

Ambato, Enero del 2020

Para constancia firman:



Ing. Mg. Juan Paredes



Ing. Mg. Henry Vaca

## AGRADECIMIENTO

*El presente trabajo realizado está dedicado a Dios por haberme extendido su mano para estar en este punto de la vida y lograr uno de mis objetivos, darle gracias por su inmenso amor por estar conmigo y haberme dado la oportunidad de estar con vida y acompañarme en cada paso que he transcurrido fortaleciéndome y forjándome como persona, aquellas personas que han sido un gran soporte en mi vida, decir gracias no bastaría a usted mi madre Gloria Flores estoy agradecido por hacer de mí lo que soy, por prepararme para la vida, por convencerme de que lo que yo me proponga lo podré lograr, gracias por sus consejos en aquellos momentos de dificultad en esos momentos que me alentaban a sobresalir y seguir adelante. Gracias, Mamá por ser mi apoyo, por siempre tener una palabra de ánimo para mí, por tu cariño y por siempre confiar en mí.*

## DEDICATORIA

*A mi madre Gloria Flores por el sacrificio que ha realizado por complementar mi educación.*

*A mis Hermanos Lucia, Guadalupe y Mario quienes han representado un gran apoyo brindándome ayuda como también su consejo.*

*Al Ing. Mg. César Arroba, por sus conocimientos, paciencia y disposición impartida durante el desarrollo del presente trabajo experimental.*

*A la prestigiosa Universidad Técnica de Ambato por otorgarme la oportunidad de formar mi conocimiento y permitiéndome ser un profesional.*

*A los maestros de la Facultad de la Ingeniería Civil y Mecánica de la Carrera de Ingeniería Mecánica quienes entregaron sus conocimientos y experiencias de vida profesional.*

## ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO

APROBACIÓN DEL TUTOR.....	II
AUTORÍA DEL TRABAJO .....	III
DERECHOS DE AUTOR .....	IV
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO .....	V
AGRADECIMIENTO .....	VI
DEDICATORIA .....	VII
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO.....	VIII
ÍNDICE DE FIGURAS.....	XII
ÍNDICE DE TABLAS .....	XV
RESUMEN EJECUTIVO .....	XVIII
CAPÍTULO I.- MARCO TEÓRICO .....	1
1.1 Antecedentes investigativos .....	1
1.1.1 Investigación preliminar.....	1
1.1.2 Justificación.....	4
1.2 Objetivos .....	5
1.2.1 Objetivo General .....	5
1.2.2 Objetivo 1.....	5
1.2.2.1 Materiales compuestos .....	5
1.2.2.2 Clasificación de los materiales compuestos.....	5
1.2.2.3 Matriz polimérica .....	6
1.2.2.4 Resina Epoxi .....	6
1.2.2.5 Refuerzos.....	7
1.2.2.6 Materiales Compuestos Reforzados con Partículas .....	7
1.2.2.7 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras .....	8
1.2.2.8 Elementos estructurales.....	12

1.2.2.9 Técnicas de manufactura de materiales compuestos.....	13
1.2.2.10 Estatificación manual .....	14
1.2.2.11 Estratificación por vacío .....	14
1.2.2.12 Ensayos destructivos y evaluación de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos .....	15
1.2.2.13 Ensayo de tracción .....	16
1.2.2.14 Ensayo de flexión.....	18
1.2.2.15 Ensayo de impacto .....	20
1.2.2.16 Ensayo de impacto mediante caída de dardo .....	20
1.2.3 Objetivo 2.....	21
1.2.3.1 Concepto de lámina.....	21
1.2.3.2 Obtención de las características elásticas de la lámina .....	22
1.2.3.3 Ley de mezclas .....	22
1.2.3.4 Concepto de laminado.....	25
1.2.3.5 Macromecánica de compuestos .....	25
1.2.3.6 Generalidades sobre las relaciones tensión-deformación .....	26
1.2.3.7 Evaluación de la rigidez de la lámina .....	30
1.2.3.8 Variación de las propiedades de la lámina con orientación .....	32
1.2.3.9 Relaciones constitutivas para compuestos laminados.....	33
1.2.4 Objetivo 3.....	37
1.2.4.1 Método de Elementos Finitos (MEF).....	37
1.2.4.2 Discretización.....	38
1.2.4.3 Tipos de análisis estructural por elementos finitos .....	38
1.2.4.4 Tipos de elementos.....	39
1.2.4.5 Proceso para el análisis por elementos finitos, aplicando software .....	40
1.3 Hipótesis.....	41
1.3.1 Señalamiento de las variables de la hipótesis .....	41

1.3.1.1 Variable independiente.....	41
1.3.1.2 Variable dependiente.....	41
2.1 Materiales y equipos .....	42
2.2 Métodos.....	47
2.2.1 Tipo de investigación .....	47
2.2.2 Población y muestra .....	48
2.2.2.1 Muestras .....	48
2.2.3 Operacionalización de variables .....	49
2.2.3.1 Variable independiente.....	49
2.2.3.2 Variable dependiente.....	50
2.2.4 Plan de recolección de información .....	51
2.2.4.1 Proceso de elaboración de las probetas.....	52
2.2.4.2 Determinación de las propiedades de los componentes del material.....	58
2.2.5 Características y propiedades físicas de la resina epóxica.....	59
2.2.6 Determinación de las propiedades físicas las fibras sintéticas.....	59
2.2.7 Plan procesamiento y análisis .....	60
CAPITULO III.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN .....	62
3.1 Análisis y discusión de resultados .....	62
3.1.1 Recolección de resultados .....	62
3.1.1.1 Datos de ensayos de Tracción.....	62
3.1.1.2 Datos de ensayos de Flexión.....	87
3.1.1.3 Datos de ensayo a Impacto.....	93
3.1.2 Nomenclatura del tipo de fallas utilizadas en las fichas técnicas.....	116
3.1.3 Cálculo analítico de las propiedades mecánicas de láminas .....	118
3.1.4 Análisis mediante el método de elementos finitos (MEF).....	121
3.1.5 Análisis de resultados.....	128
3.1.6 Interpretación de resultados .....	129

3.2 Verificación de la hipótesis.....	135
4 CAPITULO IV.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	136
4.1 Conclusiones .....	136
4.2 Recomendaciones.....	137
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	138
ANEXOS .....	142

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1.-</b> Clasificación de los materiales compuestos según el tipo de refuerzo .....	7
<b>Figura 2.-</b> Matriz reforzada con material particulado. ....	8
<b>Figura 3.-</b> Refuerzos de: a) alambre, b) fibras y c) whiskers. ....	9
<b>Figura 4.-</b> Esquema de fabricación de fibra de vidrio. ....	10
<b>Figura 5.-</b> Estructura de un material compuesto laminado. ....	13
<b>Figura 6.-</b> Proceso de estratificación manual. ....	14
<b>Figura 7.-</b> Estratificación por vacío. ....	15
<b>Figura 8.-</b> Metrotec Serie MTE50: Máquina de Ensayos Universales de hasta 50 KN para materiales polímeros, cerámicos, compuestos. ....	16
<b>Figura 9.-</b> Diagrama de carga de un ensayo de flexión mediante un sistema de tres puntos. ....	18
<b>Figura 10.-</b> Máquina de Impacto por caída de dardo. ....	20
<b>Figura 11.-</b> Tipos de laminas. ....	21
<b>Figura 12.-</b> Modelo empleado para la obtención de la ley de mezclas. ....	23
<b>Figura 13.-</b> a) Laminado trabajando en tensión plana y b) laminado trabajando a flexión. ....	25
<b>Figura 14.-</b> Niveles de análisis para una estructura hecha de material compuesto laminado. ....	26
<b>Figura 15.-</b> Tensiones actuando sobre un elemento de material reforzado con fibras en un estado de tensión triaxial .....	27
<b>Figura 16.-</b> Tensiones actuando sobre un elemento de material reforzado con fibras en un estado de tensión plana. ....	29
<b>Figura 17.-</b> a) Definición del sistema de coordenadas global y b) definición del sistema de coordenadas local. ....	32
<b>Figura 18.-</b> Sección transversal de un compuesto laminado formado por n capas apiladas. ....	34
<b>Figura 19.-</b> Fuerza (N) y momento (M) resultantes en un compuesto laminado. ....	35
<b>Figura 20.-</b> Elemento unidireccional formado por elementos y nodos. ....	38
<b>Figura 21.-</b> Elementos para elasticidad unidimensional. ....	39
<b>Figura 22.-</b> Elementos bidimensionales. ....	39
<b>Figura 23.-</b> Elementos tridimensionales. ....	40



<b>Figura 24.</b> - Tela de fibra de vidrio. ....	46
<b>Figura 25.-</b> Tela de fibra de carbono. ....	46
<b>Figura 26.-</b> Tela de aramida. ....	47
<b>Figura 27.-</b> Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo a tracción mediante la norma ASTM D3039. ....	53
<b>Figura 28.-</b> Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo de flexión mediante la norma ASTM D7264. ....	53
<b>Figura 29.-</b> Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo de flexión mediante la norma ASTM D7264. ....	53
<b>Figura 30.-</b> Corte de materiales. a) Fibra de aramida, b) fibra de carbono, c) fibra de vidrio, d) malla de cobre. ....	54
<b>Figura 31.-</b> Corte de fibra de carbono. ....	54
<b>Figura 32.-</b> Resina epoxi PR2032 y catalizador PH3660. ....	55
<b>Figura 33.-</b> Delimitación del molde. ....	55
<b>Figura 34.-</b> Colocación de la cinta selladora. ....	56
<b>Figura 35.-</b> Materiales para el proceso de vacío. ....	57
<b>Figura 36.-</b> Colocación del bagging film y la válvula extractora de aire. ....	57
<b>Figura 37.-</b> Probetas para ensayo de tracción. a) Fibra de vidrio, b) fibra de carbono, c) fibra de aramida. ....	58
<b>Figura 38.-</b> Probetas con sobremontas. ....	58
<b>Figura 39.</b> Herramientas usadas para el cálculo de la densidad. a) Probeta graduada de 25ml y b) balanza electrónica. ....	60
<b>Figura 40.</b> Muestras de fibra de vidrio. ....	60
<b>Figura 41.-</b> Modos típicos de falla. ....	117
<b>Figura 42.-</b> Entorno principal de Workbench. ....	122
<b>Figura 43.-</b> Ingreso de propiedades edel material compuesto. ....	123
<b>Figura 44.-</b> Modelación de la geometría. ....	123
<b>Figura 45.-</b> Generación de la del mallado. ....	124
<b>Figura 46.-</b> Propiedades de la lámina. ....	124
<b>Figura 47.-</b> Elementos Agrupados. ....	125
<b>Figura 48.-</b> Creación de sistemas de referencia. ....	125
<b>Figura 49.-</b> Referencia del apilado. ....	126
<b>Figura 50.-</b> Fijación de la arista. ....	126

<b>Figura 51.-</b> Aplicación de fuerza.....	127
<b>Figura 52.-</b> Definición del tipo de solución. ....	127
<b>Figura 53.-</b> Analisis de deformaciones del material. ....	128
<b>Figura 54.-</b> Esfuerzo maximo de traccion.....	131
<b>Figura 55.-</b> Módulo de elasticidad a tracción.....	131
<b>Figura 56.-</b> Porcentaje de elongacion.....	132
<b>Figura 57.-</b> Resistencia al impacto.....	132
<b>Figura 58.-</b> Esfuerzo de flexión.....	133
<b>Figura 59.-</b> Módulo de flexion.....	133

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1.-</b> Algunas características importantes del epoxi .....	7
<b>Tabla 2.-</b> Principales propiedades de la fibra de vidrio.....	9
<b>Tabla 3.-</b> Principales propiedades de las fibras de carbono. ....	11
<b>Tabla 4.-</b> Principales propiedades de las fibras de aramida. ....	12
<b>Tabla 5.-</b> Descripción de equipos, materiales y herramientas.....	42
<b>Tabla 6.</b> Casos de estudio.....	48
<b>Tabla 7.-</b> Variable independiente. ....	49
<b>Tabla 8.-</b> Variable dependiente. ....	50
<b>Tabla 9.</b> Plan de recolección de información. ....	51
<b>Tabla 10.</b> Densidad de la fibra de carbono.....	59
<b>Tabla 11.</b> Densidad de la fibra de vidrio. ....	59
<b>Tabla 12.</b> Densidad de la fibra aramida.....	60
<b>Tabla 13.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	62
<b>Tabla 14.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 45°-135°. ....	65
<b>Tabla 15.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	67
<b>Tabla 16.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	69
<b>Tabla 17.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	71
<b>Tabla 18.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 45°-135°. ....	73
<b>Tabla 19.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	75
<b>Tabla 20.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	77
<b>Tabla 21.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	79
<b>Tabla 22.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de	

vidrio, 4 capas y orientado 45°-135°. ....	81
<b>Tabla 23.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	83
<b>Tabla 24.-</b> Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	85
<b>Tabla 25.-</b> Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de vidrio. ....	87
<b>Tabla 26.-</b> Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de aramida. ....	89
<b>Tabla 27.-</b> Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de carbono. ....	91
<b>Tabla 28.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	93
<b>Tabla 29.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	95
<b>Tabla 30.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	97
<b>Tabla 31.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 45°-135°. ....	99
<b>Tabla 32.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	101
<b>Tabla 33.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	103
<b>Tabla 34.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	105
<b>Tabla 35.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 45°-135°. ....	107
<b>Tabla 36.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 0°-90°. ....	109
<b>Tabla 37.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 45°-135°. ....	111
<b>Tabla 38.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 0°-90°. ....	113

<b>Tabla 39.-</b> Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 45°-135°.....	115
<b>Tabla 40.-</b> Códigos de falla de prueba de tracción.....	117
<b>Tabla 41.-</b> Tipo de fallas en ensayos de flexión.....	117
<b>Tabla 42.-</b> Tipo de fallas en ensayos de flexión.....	118
<b>Tabla 43.-</b> Propiedades elásticas de los constituyentes del material compuesto.....	118
<b>Tabla 44.-</b> Módulo de elasticidad experimental y calculado.....	121
<b>Tabla 45.-</b> Parámetros de ingreso para la simulación por MEF del material compuesto. ....	122
<b>Tabla 46.-</b> Resultados del análisis computacional. ....	128
<b>Tabla 47.-</b> Resultados de los ensayos de Tracción.....	128
<b>Tabla 48.-</b> Resultados de los ensayos de Flexión.....	129
<b>Tabla 49.-</b> Resultados de los ensayos de Impacto.....	129
<b>Tabla 50.-</b> Resultados del ensayo de tracción e impacto. ....	130
<b>Tabla 51.-</b> Resultados del ensayo de flexión.....	130
<b>Tabla 52.-</b> Interpretación de resultados de las propiedades mecánicas a tracción e impacto de los componentes del material alternativo. ....	134

**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**“ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”**

**Autor:** Manuel David Telenchana Flores

**Tutor:** Ing. César Hernán Arroba Arroba, Mg.

**RESUMEN EJECUTIVO**

El estudio sobre los materiales compuestos permite el empleo de nuevas alternativas tecnológicas para la elaboración de elementos de aeronaves. El análisis de estos materiales tiene un gran valor dentro del campo aeronáutico en vista que el porcentaje de elementos fabricados con este tipo de materiales ha ido en aumento, debido a que se reduce el peso y costos de operación de una aeronave.

La presente investigación realiza la caracterización del material compuesto de matriz epóxica reforzado con capas de tejido plano de fibras sintéticas (carbono, aramida y vidrio) en diferentes orientaciones el cual se consiguió mediante la combinación de estratificación manual y vacío, los compuestos fueron sometidos a ensayos de tracción, flexión e impacto. Además, se presenta un modelo matemático el cual predice las propiedades elásticas del material partiendo de una generalización de la teoría clásica de láminas. Finalmente se empleó simulación por elementos finitos para contrastar resultados de desplazamiento real y experimental.

De la caracterización y análisis de los ensayos se determinó que los compuestos reforzados con fibra de carbono poseen el mejor comportamiento mecánico a tracción y flexión; sin embargo, los compuestos reforzados con fibra de aramida presentan una mejor resistencia al impacto. El método analítico empleado para calcular las propiedades elásticas arrojó resultados donde el porcentaje de error se encuentra en un rango de 1%-19%, mientras que la simulación mediante software donde se compara el desplazamiento dentro de la zona elástica arroja porcentajes de error que no supera el 0.2%.

**Palabras clave:** Fibras Sintéticas, Resina Epóxica, Estratificación, Teoría Clásica de Mezclas.

**TECHNICAL UNIVERSITY OF AMBATO**  
**FACULTY OF CIVIL AND MECHANICAL ENGINEERING**  
**MECHANICAL ENGINEERING CAREER**

**"NUMERICAL / EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE COMPONENTS OF THE ALTERNATIVE COMPOSITE MATERIAL OF EPOXI MATRIX REINFORCED WITH SYNTHETIC FIBERS USED FOR THE MANUFACTURE AND REPAIR OF FLIGHT SURFACES IN AIRCRAFT IN THE CIDFAE"**

**Author:** Manuel David Telenchana Flores

**Tutor:** Ing. César Arroba, Mg.

**EXECUTIVE SUMMARY**

The study of composite materials allows the use of new technological alternatives for the elaboration of aircraft elements. The analysis of these materials has a great value within the aeronautical field in view that the percentage of elements manufactured with this type of materials has been increasing, because the weight and operating costs of an aircraft are reduced.

This research performs the characterization of the composite material of epoxy matrix reinforced with layers of flat fabric of synthetic fibers (carbon, aramid and glass) in different orientations which was achieved by combining manual stratification and vacuum, the compounds were subjected to tensile, bending and impact tests. In addition, a mathematical model is presented which predicts the elastic properties of the material based on a generalization of classical sheet theory. Finally, finite element simulation was used to contrast actual and experimental displacement results.

The characterization and analysis of the tests determined that carbon fiber-reinforced compounds possess the best mechanical performance at traction and bending; however, aramid fiber-reinforced compounds have better impact resistance. The analytical method used to calculate elastic properties yielded results where the error percentage is in a range of 1%-19%, while software simulation comparing the offset within the elastic zone yields error percentages not exceeding 0.2%.

**Keywords:** Synthetic Fibers, Epoxy Resin, Stratification, Laminate Classical Theory

# CAPÍTULO I.- MARCO TEÓRICO

## 1.1 Antecedentes investigativos

### 1.1.1 Investigación preliminar

Hoy en día hay una revolución en la fabricación de aeronaves gracias a los materiales compuestos. Existen buenas razones para que los fabricantes de aviones usen este tipo de materiales, algunas de estas se deben a que muchos materiales compuestos logran características de resistencia relativamente mayores en comparación con los materiales metálicos tradicionales, reduciendo el peso de la aeronave y, por lo tanto, reduciendo el costo de combustible. Los compuestos son más resistentes que el metal a la fatiga de los ciclos repetidos de despegue/aterrizaje [1]. La mayor disponibilidad de estos materiales ligeros, rígidos y fuertes ha permitido alcanzar un alto desarrollo tecnológico en la industria aeronáutica y aeroespacial. Los metalúrgicos y diseñadores han utilizado ventajosamente estos materiales en la construcción de modernos aviones, satélites, misiles, lanzadores y otros vehículos espaciales con bajo consumo de combustible [2].

En el caso de análisis utilizando fibras sintéticas en matriz polimérica. El trabajo hecho por Pablo Donoso y Cristhian Rodríguez (2005) realiza un análisis del comportamiento de los materiales compuestos de fibra de vidrio, carbono y aramida en matriz epoxi bajo diversas configuraciones, el estudio determinó mediante ensayos de tracción los módulos de elasticidad. Se realiza una comparación de los datos obtenidos mediante el análisis experimental, valores teóricos y análisis de elementos finitos mediante software. A raíz de esto concluyen que los datos de deformación sufrida por el material en el ensayo de tracción en comparación con los datos de simulación en computadora, arrojaron un error que se enmarca entre 1,94 y 11,08 que puede aparecer debido a errores en las medidas físicas de la probeta durante los ensayos. Otra conclusión es que, a mayor a mayor cantidad de fibra en un composite, una mayor elasticidad y mayor valor de módulo de cortante se logra. Finalmente los ensayos demuestran que los porcentajes de fibra dentro de un composite variaran entre valores de 40% a 60%, pues en valores bajo el límite inferior se nota un exceso de resina que no logra compactar en el composite, y en valores sobre el límite superior se nota que la cantidad de resina es insuficiente y no



logra dar consistencia al composite [3]. Otros estudios se han enfocado en realizar el análisis del comportamiento mecánico de fibras sintéticas variando el número de capas y la orientación de la fibra. En el trabajo realizado por Shokrieh y Omidi se presenta un análisis del comportamiento de los compuestos poliméricos reforzados con fibra de vidrio unidireccional bajo carga uniaxial a velocidades de deformación cuasi estáticas e intermedias de  $0.001-100 \text{ s}^{-1}$ . Los resultados de las pruebas dinámicas se comparan con los resultados de las pruebas de tracción estática realizadas en muestras con geometría idéntica, al finalizar la investigación los autores concluyeron que las propiedades manifiestan una tendencia a aumentar con el aumento de la velocidad de deformación [4]. Las características mecánicas también dependerán del tipo de tejido y el tipo de resina empleada como presenta el estudio realizado por Cerqueira, Faulstich y Mayer, donde se fabricó cuatro familias de laminados diferentes procesados en autoclave utilizando materiales preimpregnados basados en resinas epoxi F155TM (diglicidil éter de bisfenol A) y F584TM de resina epoxi modificada, reforzadas con tela de fibra de carbono estilos Plain Weave (PW) y Eight Harness Satin (8HS), al finalizar la investigación los autores concluyeron que los laminados F584/PW presentaron los valores más altos de resistencia a la tracción. Sin embargo, los resultados de módulo más altos se determinaron para los laminados compuestos 8HS enfatizando la importancia de la combinación adecuada de la matriz polimérica y la disposición de refuerzo en la fabricación del compuesto [5]. Como ya se ha mencionado, un factor muy importante que influye en las propiedades mecánicas de los compuestos son la orientación de las fibras como se demuestra en el estudio realizado por Kelkar, Tate y Bolick en el que se analizaron las propiedades mecánicas bajo cargas de tensión y compresión de compuestos de matriz epoxi reforzado con fibra de carbono trenzados biaxiales a diferentes ángulos de trenzado ( $25^\circ$ ,  $30^\circ$  y  $45^\circ$ ) aplicadas estructuras primarias de jet de pequeñas empresas, al finalizar la investigación los autores concluyeron que las propiedades mecánicas de los compuestos trenzados son muy sensibles al ángulo de trenzado. A medida que aumenta el ángulo de la trenza, hay una caída considerable en la resistencia a la tracción, el módulo y la relación de Poisson [6]. Otra publicación es presentada por Okutan y Karakuzu donde se realizó una serie de experimentos con dos configuraciones de material diferentes ( $[(0/90)_3]_S$  y  $[(45)_3]_S$ ) y veinte geometrías diferentes. La investigación así mismo presenta estudios teóricos de la unión fijada

de compuesto de tela tejida en el cual se ha desarrollado un modelo de elementos finitos y se utilizaron varios criterios de falla como los de Hashin y Hoffman para predecir los mecanismos de falla. Finalmente, la investigación concluyó que un laminado bajo una configuración  $[(45)_3]_S$  con una relación ancho/diámetro de agujero (W/D) pequeña falla de manera más repentina que el laminado  $[(0/90)_3]_S$  y por esta razón, no se recomienda el uso de juntas mecánicamente fijadas en laminados  $[(45)_3]_S$  con W/D pequeños y los resultados experimentales están más cerca de los resultados numéricos con los criterios de Hashin que de los resultados numéricos con el criterio de Hoffman [7]. En el trabajo presentado por Sikarwar y Ramachandran se ha estudiado el efecto del espesor, la secuencia de colocación sobre la capacidad de absorción de energía para el impacto a alta velocidad en placas compuestas de Kevlar/epoxi. En el estudio, las velocidades iniciales y las velocidades residuales se miden experimentalmente para calcular la capacidad de absorción de energía de los laminados. La velocidad residual del proyectil y la energía absorbida por los laminados se calculan analíticamente. Al finalizar el estudio los autores concluyeron que la secuencia de colocación 0/90 es más efectiva para la resistencia al impacto y que el área de delaminación es máxima en la parte posterior de la placa para todos los valores de espesor y secuencias de colocación. El área de delaminación en la parte posterior es máxima para laminados 0/90/45/-45 en comparación con otras secuencias de colocación [8]. Por otra parte, el tipo de resina empleada en la fabricación de materiales compuestos es también uno de los factores que influyen en las características mecánicas de un compuesto. El trabajo realizado por Brostow, Panchaipetch y Souza investiga el efecto de las redes cristalinas líquidas sobre los compuestos de epoxi + fibra de vidrio donde se emplea una matriz diglicidil éter cristalino líquido (LC) de 4,4'-dihidroxibifenol (DGE-DHBP) con diglicidil éter de bisfenol F (DGEBP-F) mediante un agente de curado de anhídrido en el estudio se determina las propiedades mecánicas de impacto, tracción, flexión y se comparan entre los sistemas de resina utilizada. Al finalizar la investigación los autores concluyeron que las mejoras observadas en los compuestos están relacionadas con una mejor adhesión entre las fibras de vidrio y la matriz epoxi modificada. [9]

### 1.1.2 Justificación

El constante progreso tecnológico, nos obliga como ingenieros mecánicos a llevar adelante procesos de investigación en el campo de los materiales compuestos con refuerzos de fibras sintéticas para incrementar el nivel del desarrollo aeronáutico en el país a través de la aplicación de tecnologías, procesos y soluciones que permitan reducir costos y errores de construcción de elementos realizados con este tipo de materiales y la expansión de su uso hacia otras industrias, de acuerdo a los parámetros que éstas requieran.

En este sentido y a raíz de dicha necesidad en el presente estudio se realiza la caracterización mecánica individual de las fibras sintéticas comúnmente utilizadas en la industria aeronáutica y específicamente en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana CIDFAE. Las fibras empleadas en este estudio son fibras de vidrio, carbono y aramida y además de una malla de cobre las cuales se analizan bajo diferentes configuraciones de la fibra y variando el número de capas para obtener datos del comportamiento mecánico al ser sometidos a esfuerzos de tracción, flexión e impacto los mismos que servirán para el desarrollo de un material híbrido con las mejores características mecánicas empleando una combinación entre las fibras mencionadas, orientación y número de capas.

Con la realización de este proyecto se espera un impacto en el departamento de diseño de estructuras aeronáuticas del CIDFAE mediante la adquisición de conocimientos por parte del personal de la institución referentes a las características mecánicas, fabricación y empleo de materiales compuestos y en la parte económica a través de la optimización de materia prima y el remplazo de materiales habituales.

A más de los lineamientos antes mencionados, este trabajo experimental genera beneficios al proyecto de investigación: “ANÁLISIS NUMÉRICO EXPERIMENTAL DE UN NUEVO MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI PARA LA APLICACIÓN EN LA FABRICACIÓN Y/O REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO (WING TIP-FARING ASSY), APLICABLES EN LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS” aprobado mediante resolución :1539-CU-P-2018 el cual está en desarrollo por los ingenieros: Juan Paredes, César Arroba y Henry Vaca en conjunto con el CIDFAE siendo de gran

interés determinar los resultados en la presente investigación.

## **1.2 Objetivos**

### **1.2.1 Objetivo General**

Analizar numérica y experimentalmente los componentes del material compuesto alternativo de matriz epoxi reforzada con fibras sintéticas utilizado para la fabricación y reparación de superficies de vuelo en las aeronaves del CIDFAE.

### **1.2.2 Objetivo 1**

- Determinar las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epóxica reforzada con fibras sintéticas estudiando el comportamiento individual de sus capas y combinaciones.

Para el cumplimiento del primer objetivo se desarrollará la información científica necesaria que concierne a la determinación de las características mecánicas de un material compuesto.

#### **1.2.2.1 Materiales compuestos**

Los materiales compuestos pueden definirse como la combinación a un nivel macroscópico de o más componentes que no son solubles entre ellos (sinérgicamente), el nuevo material obtendrá propiedades determinadas que dependen del tipo de interfaz y de las características de sus constituyentes. Un material compuesto se forma generalmente de una fase rígida y resistente denominada refuerzo que se encuentra embebido en un material continuo denominado matriz que es encargada de repartir y transmitir las cargas al refuerzo. [11], [12]

#### **1.2.2.2 Clasificación de los materiales compuestos**

Dentro de las diferentes clasificaciones que podemos hacer de los materiales compuestos, quizás la más significativa sea la que se refiere al tipo de matriz y refuerzo empleado. [10], [12]

### **1.2.2.3 Matriz polimérica**

La matriz a base de polímeros es estructuralmente más complejas comparado con las matrices metálicas o cerámicas. Son baratos y se pueden procesar fácilmente. Por otro lado, los polímeros tienen menor resistencia y módulo y menores límites de temperatura de uso. La exposición prolongada a la luz ultravioleta y algunos solventes pueden causar la degradación de las propiedades del polímero, otras propiedades de los polímeros es que son malos conductores de calor y electricidad pero son generalmente poseen alta resistencia a los químicos que los metales.[13], [14]

Respecto a su comportamiento o evolución estructural en función de la temperatura, los polímeros se clasifican en dos grandes grupos: termoestables y termoplásticos. Una matriz de polímero termoestable no puede volver a su estado sólido original después de calentarse, mientras que la matriz termoplástica puede ablandarse durante la aplicación de temperatura, pero vuelve al estado sólido una vez que disminuye la temperatura. Entre las matrices de polímeros termoestables comúnmente utilizadas con fibras continuas se encuentran las resinas de poliéster y epoxi. [10], [14]

### **1.2.2.4 Resina Epoxi**

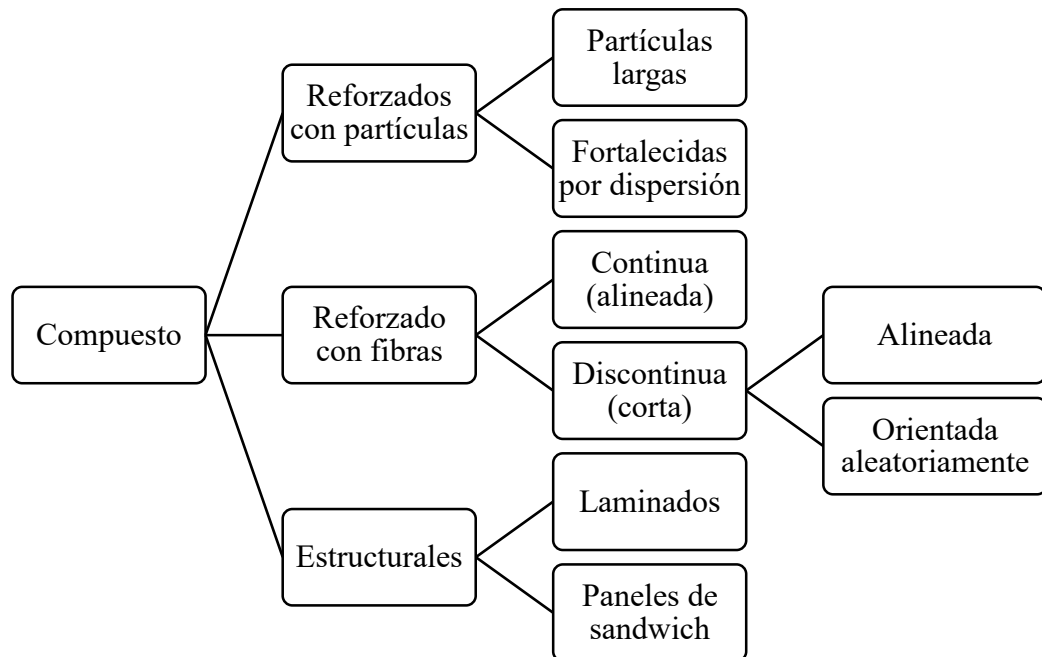
Las resinas epoxi son muy empleadas actualmente para la fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica debido a las características favorables de resistencia a la abrasión, a los ataques químicos, a la mayoría de disolventes, excepcional adherencia, flexibilidad y tenacidad. Un epoxi es un polímero que contiene un grupo epóxido (un átomo de oxígeno y dos átomos de carbono) en su estructura química y de bajo peso molecular. Este tipo de resinas son líquidas y requieren de la acción de endurecedores para lograr su paso al estado sólido. Los endurecedores pueden ser de varios tipos, en algunos de ellos es necesaria la aplicación de calor para conseguir la polimerización mientras que con otros el proceso de curado puede desarrollarse a temperatura ambiente. La Tabla 1 presenta algunas características importantes del epoxi a temperatura ambiente. [2], [13], [15]

**Tabla 1.-** Algunas características importantes del epoxi [13]

Densidad, $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	Esfuerzo, $\sigma$ (MPa)	Módulo, E (GPa)	Coefficiente de Poisson, $\nu$	Coefficiente de dilatación, $\alpha$ (10 <sup>-6</sup> K <sup>-1</sup> )	Contracción de curado (%)	Temperatura de uso, (°C)
1.2-1.3	50-125	2.5-4	0.2-0.33	50-100	1-5	150

### 1.2.2.5 Refuerzos

Dentro de los materiales compuestos el refuerzo es el componente encargado de soportar la carga y al mismo tiempo puede aportar con propiedades al material compuesto como características de conductividad eléctrica o aislamiento, estabilidad térmica, propiedades estructurales, etc. En la Figura 1 se presenta una clasificación de materiales compuesto de acuerdo al tipo de refuerzo utilizado; **Error! No se encuentra el origen de la referencia..** [16]

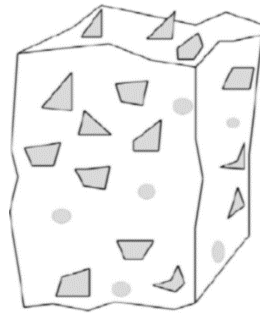


**Figura 1.-** Clasificación de los materiales compuestos según el tipo de refuerzo. [16]

### 1.2.2.6 Materiales Compuestos Reforzados con Partículas

Este tipo de materiales compuestos pueden ser reforzados con partículas grandes y/o consolidados por dispersión. Las partículas de los materiales compuestos consolidados por dispersión normalmente son mucho más pequeñas, en estos las

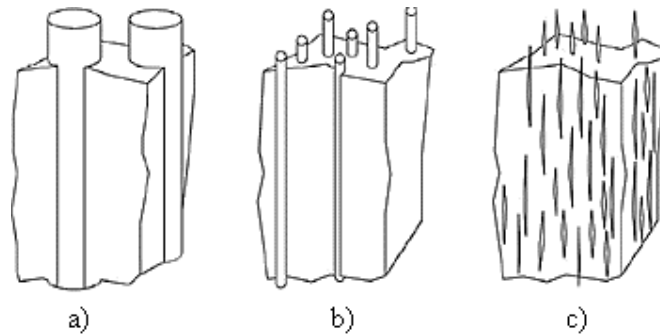
interacciones matriz partícula ocurren a nivel atómico o molecular lo contrario a las interacciones de una matriz con un refuerzo de partículas grandes las cuales no se pueden describir a nivel atómico o molecular. En casi todos los materiales compuestos la fase dispersa o partículas es mucho más dura y resistente que la matriz lo que quiere decir que la matriz soporta la mayor parte de la carga aplicada mientras que las pequeñas partículas dispersas dificultan o impiden el desplazamiento de dislocaciones restringiendo la deformación plástica de tal manera que aumenta el límite elástico, la resistencia a la tracción y la dureza. La Figura 2 muestra un esquema de un material compuesto reforzado con partículas. [16], [17]



**Figura 2.-** Matriz reforzada con material particulado. [16]

#### **1.2.2.7 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras**

Este tipo de materiales compuesto reforzado con fibra tiene un gran interés tecnológico gracias a las numerosas aplicaciones debido a que presentan excelentes propiedades mecánicas, elevada resistencia y rigidez a una baja densidad. Utilizando materiales de baja densidad, tanto para la matriz como para las fibras, se fabrican compuestos reforzados con fibras que tienen resistencias y módulos específicos elevados y en muchos casos, elementos superiores a los construidos con materiales convencionales como el acero, las propiedades finales del compuesto se deben también a la longitud, diámetro, orientación, cantidad, propiedades mecánicas de las fibras, propiedades de la matriz y de la interfaz fibra-matriz. Según su diámetro y características las fibras se pueden agrupar en whiskers, fibras y alambres tal y como se muestra en la Figura 3; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** [2], [16], [17]



**Figura 3.-** Refuerzos de: a) alambre, b) fibras y c) whiskers. [16]

Dentro de la industria aeronáutica, las fibras que son empleadas generalmente como refuerzo de los materiales compuestos son: las fibras de carbono, las fibras de vidrio y las fibras de arámida, muy utilizadas por su alta resistencia y bajo costo. [1], [18]

#### a) Fibra de vidrio

Este tipo de fibra empleada como refuerzo posee excelentes cualidades como una excelente adherencia fibra/matriz, buenas propiedades dieléctricas y excelente relación resistencia/coste, es el refuerzo más utilizado dentro de la fabricación de materiales compuestos. Las fibras de vidrio están formadas principalmente por sílice que, combinada con diferentes porcentajes de óxidos como la alúmina, alcalinos y alcalinotérreos permite modificar las características de la fibra. Las aplicaciones más comunes son carrocerías de automóviles y barcos, recipientes de almacenaje, principalmente la industria del transporte en general. La Tabla 2 presenta algunas propiedades de la fibra de vidrio. [12], [18], [19]

**Tabla 2.-** Principales propiedades de la fibra de vidrio.[12]

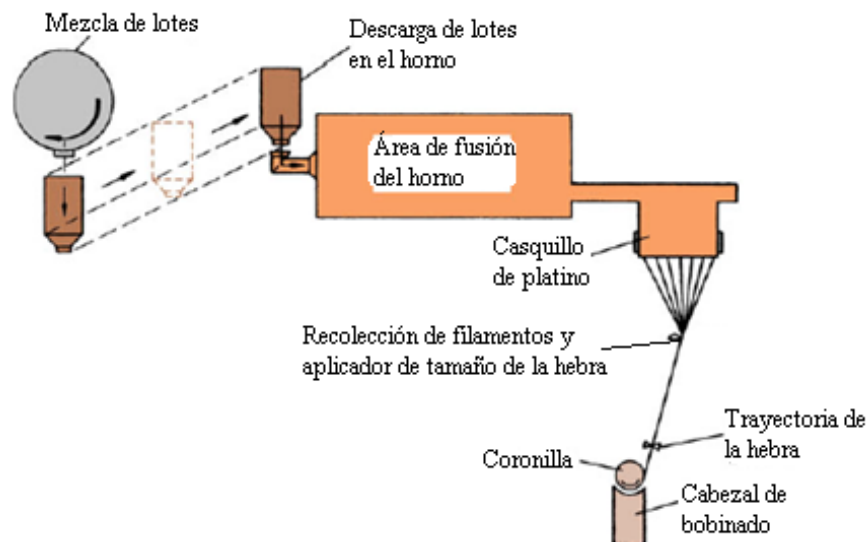
Tipo	Vidrio E	Vidrio R/S	Vidrio C
Resistencia a la tracción (GPa)	3.4 - 3.5	3.4 - 4.6	3.!
Módulo elástico (GPa)	72 - 73	85 - 87	71
Densidad (Kg/ m <sup>3</sup> )	2600	2500 - 2530	2450
Alargamiento a la rotura (%)	3.3 - 4.8	4.2 - 5.4	3.5
Resistencia específica (GPa* cm <sup>3</sup> /g)	1,3 - 1,35	1,7 - 1.85	1.3
Módulo E específico (GPa*cm <sup>3</sup> /g)	27.7 - 28.2	34 - 34.9	29
Chef. Transmisión térmica (10 <sup>6</sup> /°k)	5	4 - 5.1	7.2
Diámetro del filamento (µm)	8 - 20	10	20

#### Proceso de obtención

Las materias primas se funden en una tolva y el vidrio fundido se alimenta a los



casquillos o crisoles de platino calentados eléctricamente; cada casquillo contiene alrededor de 200 agujeros en su base. El vidrio fundido fluye por gravedad a través de estos agujeros, formando finos filamentos continuos; estos se juntan en un hilo y se aplica un tamaño antes de que se enrolle en un tambor. El diámetro final de la fibra es una función del diámetro del orificio del buje; viscosidad, que es función de la composición y la temperatura; y la cabeza de vidrio en la tolva. Los filamentos de vidrio se dañan fácilmente por la introducción de defectos en la superficie para minimizar esto y facilitar el manejo de estas fibras, se da un tratamiento de dimensionamiento. El tamaño, o recubrimiento, protege y une los filamentos en una hebra. La Figura 4 muestra esquemáticamente el procedimiento de fabricación convencional para las fibras de vidrio. [13]



**Figura 4.-** Esquema de fabricación de fibra de vidrio. [13]

## b) Fibra de Carbono

Las fibras de carbono tienen un diámetro de 7 a 8  $\mu\text{m}$ , son frágiles y muestran una recuperación elástica del 100% cuando se someten a esfuerzos inferiores a los de rotura. Por otro lado, las propiedades transversales de las fibras son muy inferiores a las longitudinales. Uno de los mayores problemas que presentan las fibras de fibras de carbono es la variabilidad de sus propiedades, debido principalmente a la longitud ya que al aumentar ésta aumenta también la posibilidad de existencia de un defecto [20]. Las fibras de carbono poseen unas excelentes propiedades mecánicas, por lo tanto, los laminados hechos a partir de estas fibras van a tener un alto módulo y

resistencia a la fatiga y a la rotura [15]. En la Tabla 3 se presenta las propiedades principales de las fibras de carbono.

**Tabla 3.-** Principales propiedades de las fibras de carbono. [12]

Tipo	Carbono HT	Carbono HM	Carbono IM
Resistencia a la tracción (GPa)	2.6 - 5	2.0 – 3.2	3.4 – 5.9
Módulo elástico (GPa)	228 - 238	350 - 490	280 - 400
Densidad (Kg/ m <sup>3</sup> )	1740 – 1830	1790 - 1910	1730 - 1800
Alargamiento a la rotura (%)	1.2 - 2	0.4 – 0.8	1.1 – 1.9
Resistencia específica (GPa* cm <sup>3</sup> /g)	1.5 - 2	1.1 – 1.7	2.0 – 3.1
Módulo E específico (GPa*cm <sup>3</sup> /g)	127 - 134	190 - 260	160 - 200
Chef. Transmisión térmica (10 <sup>6</sup> /°k)	-0,1 a -0,7	-0,5 a -1,3	—
Diámetro del filamento (µm)	7 - 8	6,5 - 8	5 - 7

### Proceso de obtención

En todos los procesos de fabricación de la fibra de carbono se produce oxidación controlada y carbonización de las fibras precursoras a elevadas temperaturas. En función de la temperatura final alcanzada durante el proceso, se obtiene fibras de mayor resistencia y módulo elástico más elevado. Los procesos consisten en una secuencia de pasos: estabilización, carbonización, grafitización, y tratamiento de superficie. [12], [18]

Dentro de la estabilización un filamento de copolímero de poliacrilonitrilo (PAN) es estirado para alinear sus redes internamente, luego se produce un calentamiento en atmosfera oxidante desde temperaturas de 200° C hasta 250° C manteniendo la tensión sobre las fibras para adquirir estabilidad dimensional. En la carbonización se realiza un calentamiento en atmósfera inerte a temperaturas de hasta 1500° C. Durante el periodo de calentamiento, muchos elementos diferentes del carbono desaparecen fundamentalmente el H y N y los cristales de carbono se orientan a lo largo de toda la longitud de la fibra. En la grafitización se realiza un calentamiento a temperaturas de entre 2500° C – 3000° C en este tratamiento el tamaño de los cristales de carbono aumenta y mejora la orientación de los cristales de la fibra con esto se pretende obtener un módulo de elasticidad mayor, a expensas de una alta resistencia a la tracción y finalmente en el tratamiento de superficie la fibra pasa a través de una cámara de mejorar la adhesión de la fibra con las diferentes matrices. [12]

### c) Fibra de Aramida

La fibra de aramida fue presentada comercialmente en 1972 por Du Pont con el nombre comercial de Kevlar, este tipo de fibras tiene un alto grado de cristalinidad en los cuales las cadenas moleculares son alineadas y rigidizadas con anillos aromáticos, a partir de esto sus provienen sus peculiares características de rigidez y resistencia, así como estabilidad térmica. Se utilizan principalmente en los campos en los que se requiere alta resistencia a la tracción con bajo peso y elevada resistencia al impacto del material como en la industria aeronáutica, espacial, balística y naval. En la Tabla 4 **Tabla 3** se presenta las propiedades principales de las fibras de aramida. [12], [19]

**Tabla 4.-** Principales propiedades de las fibras de aramida. [12]

Tipo	Normal (kevlar®29)	HM (kevlar®49)
Resistencia a la tracción (GPa)	2.8 - 3	2.8 – 3.4
Módulo elástico (GPa)	58 - 80	120 - 186
Densidad (Kg/ m <sup>3</sup> )	1390 - 1440	1450 - 1470
Alargamiento a la rotura (%)	3.3 – 4.4	1.9 – 2.4
Resistencia especifica (GPa* cm <sup>3</sup> /g)	1.9 – 2.2	1.9 – 2.3
Módulo E específico (GPa*cm <sup>3</sup> /g)	40 - 56	83 - 127
Chef. Transmisión térmica (10 <sup>6</sup> /°k)	-2 a -6	-2 a -6
Diámetro del filamento (µm)	12	12

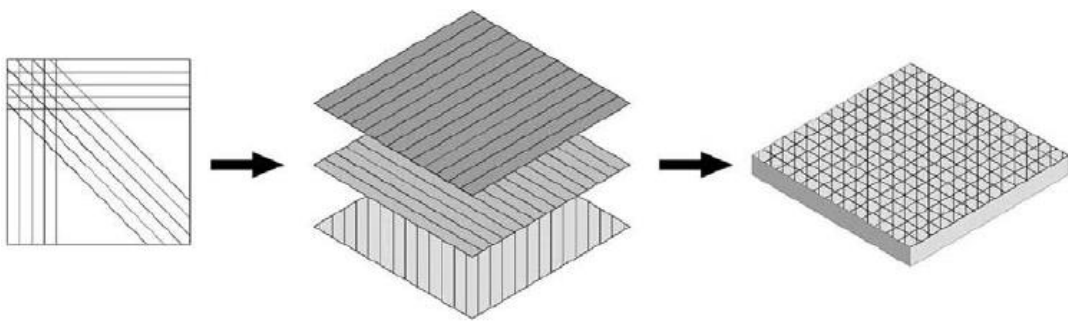
### Proceso de obtención

Las fibras de aramida se obtiene a partir de una solución de amida aromática disuelta en ácido sulfúrico a una temperatura que esta aproximadamente entre los -50° C y – 80° C, que se somete a una extrusión en un cilindro caliente a 200° C y luego se hila. Las cadenas moleculares se orientan en la dirección de las fibras durante el estirado. Las propiedades de la fibra se pueden modificar añadiendo aditivos al disolvente, variando las condiciones de hilado o realizando tratamientos térmicos después del hilado. [12]

### 1.2.2.8 Elementos estructurales

Las propiedades de los materiales compuestos son dependientes de la geometría de

los elementos estructurales y no solamente de las propiedades de sus materiales constituyentes. Los compuestos estructurales más comunes son los laminares y paneles tipo sánduche. Un compuesto laminar está formado por láminas que tienen una dirección preferencial de alta resistencia, tal como compuestos poliméricos reforzados con fibras alineadas. Las capas son apiladas y posteriormente consolidadas, de tal manera que la orientación preferencial de las fibras en cada capa varía de una lámina a otra. Así, un compuesto laminado presenta alta resistencia en las dos dimensiones. En la Figura 5 se ilustra la estructura de un compuesto laminado. [16]



**Figura 5.-** Estructura de un material compuesto laminado. [16]

### 1.2.2.9 Técnicas de manufactura de materiales compuestos

Todos los procesos de manufactura para materiales compuestos combinan algún tipo de fibra como refuerzo, una resina y un agente de curado como matriz. El proceso de fabricación es de vital importancia porque permite satisfacer los requerimientos de un producto para una aplicación determinada. Para elegir un proceso de elaboración se tiene en cuenta diversos factores como los que se presenta a continuación. [21]

- Tamaño del elemento a fabricar.
- Geometría y forma de la pieza.
- Naturaleza de los materiales: Tipo de resina y fibra.
- Características mecánicas que se requieran.
- Acabado de la superficie.
- Número de piezas a fabricar.
- Costo.

### 1.2.2.10 Estratificación manual

La colocación manual es un proceso tradicional para fabricar productos compuestos y es ampliamente utilizado porque el costo de las herramientas es muy bajo en comparación con otros métodos que implican cierto grado de automatización. La colocación manual puede producir productos con un excelente acabado superficial. Por otro lado, este método generalmente requiere operadores hábiles para llevar a cabo la operación de moldeo y, por lo tanto, requiere mucha mano de obra. Los materiales para el molde pueden ser de madera, yeso, plásticos, compuestos o metal. Es adecuado para hacer grandes estructuras como aeronaves y carrocerías de autos deportivos, piscinas, botes, tanques de almacenamiento, condensados y para hacer prototipos. Este método consiste en aplicar en primer lugar un agente desmoldante para evitar que los compuestos se adhieran a la superficie del molde, luego se coloca las fibras sobre una superficie de un molde, seguido de esto se aplica la resina básica mezclada con catalizadores y aceleradores, vertiéndola ya sea con un cepillo o por aspersión. Se usan rodillos o escurridores para empapar perfectamente la resina con el refuerzo y expulsar el aire atrapado. El curado puede hacerse a temperatura ambiente o a una temperatura moderadamente alta en un horno. En la Figura 6 muestra un esquema básico del metro de estratificación manual. [10], [13], [22]

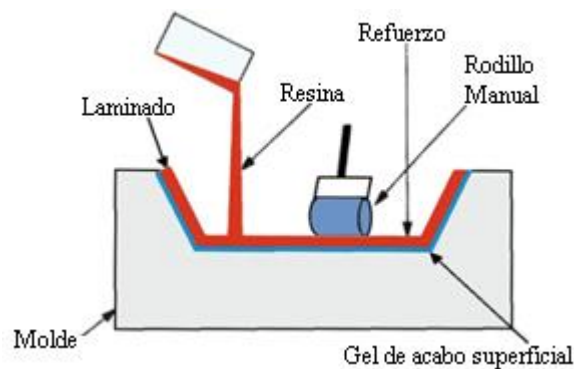
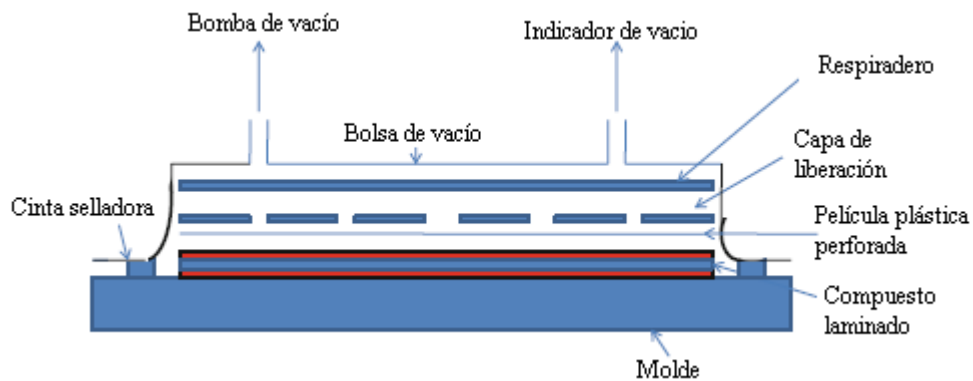


Figura 6.- Proceso de estratificación manual. [13]

### 1.2.2.11 Estratificación por vacío

La técnica de moldeo o embolsado al vacío es una variación del proceso de colocación manual dentro de los procesos de fabricación de compuestos, especialmente para producir productos a partir de compuestos laminados. Este proceso ayudará a que la resina sea succionada y que fluya sobre el laminado de fibra

seca, además la presurización del laminado cumple funciones tales como remover el aire atrapado entre capas, compacta las capas de refuerzo por transmisión de fuerzas proporcionando laminados más uniformes, evita que la orientación del laminado se modifique durante el curado y reduce la humedad. La superficie del molde está cubierta con laminado y la siguiente capa es una película de liberación perforada o una capa despegable. Además de eso, se coloca un sangrador y la siguiente capa es un separador. A continuación, se coloca dentro de una bolsa de vacío o se sella toda la periferia con una película de bolsa de vacío y todos los bordes se sellan. La Figura 7 muestra la estratificación de un laminado mediante vacío. [10], [12], [22]



**Figura 7.- Estratificación por vacío.[10]**

### **1.2.2.12 Ensayos destructivos y evaluación de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos**

La evaluación de las propiedades mecánicas para la caracterización de los materiales, en la que se incluyen los materiales compuestos, se hace fundamentalmente utilizando ensayos destructivos. El proceso consiste en tomar determinada cantidad de muestras de un material y realizar cierto número de pruebas para caracterizar el comportamiento del mismo. Los ensayos mecánicos se realizan ante circunstancias simuladas y con equipo adecuado, de tal forma que los resultados tengan validez. Asimismo, existen normas para los procedimientos de caracterización mecánica. Es así que institutos normalizadores como ASTM, ASME, ISO, UNE, ICONTEC, INEN, entre otros, han generado normas encaminadas a la caracterización mecánica. [16], [23]

### 1.2.2.13 Ensayo de tracción

La prueba de tracción se realiza para caracterizar el comportamiento esfuerzo a tracción frente a la deformación ( $\sigma - \varepsilon$ ) de los compuestos de fibras multidireccionales, así como los estados límite de orientación  $0^\circ$  y  $90^\circ$  con el objetivo de obtener valores como el módulo  $E$ , la relación de Poisson  $\nu$ , la resistencia a la tracción  $\sigma_M$  y la deformación a la rotura  $\varepsilon_M$ . [23]

En cuanto a materiales compuestos reforzados con fibras, el ensayo de tracción se lleva a cabo bajo las regulaciones de la norma ASTM D3039 en la cual se explica el procedimiento para realizar el ensayo, el mismo que consiste en deformar la probeta hasta la rotura, mediante la aplicación de una fuerza uniaxial a lo largo del eje principal y que aumenta de manera gradual utilizando una máquina universal de ensayos como la que se muestra en la Figura 8. La utilización de un extensómetro durante la realización del ensayo generará resultados con un menor margen de error, sin embargo, su utilización es opcional. En cuanto a la cantidad de las probetas, la norma señala que pruebe al menos cinco muestras por condición de prueba a menos que se puedan obtener resultados válidos mediante el uso de menos muestras. Se lo realiza utilizando una. [24]



**Figura 8.-** Metrotec Serie MTE50: Máquina de Ensayos Universales de hasta 50 KN para materiales polímeros, cerámicos, compuestos. [Metrotec]

#### a) Resistencia máxima a la tracción

La resistencia máxima se calcula con la fuerza aplicada de mayor valor en referencia al elemento a ensayar

$$\sigma = \frac{P_{max}}{A} \quad \text{Ec. ( 1)}$$

Dónde:

$\sigma$  = Esfuerzo último a la tracción (MPa)

$P_{max}$  = Fuerza máxima antes de la ruptura (N)

$A$  = Área promedio de la sección transversal de la probeta (mm<sup>2</sup>)

### **b) Módulo de elasticidad**

Es la deformación elástica de un cuerpo conocido en términos de resistencia de materiales como módulo de Young y se lo obtiene de la siguiente manera.

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad \text{Ec. ( 2)}$$

Dónde:

$E$  = Módulo de elasticidad/Young (MPa)

$\sigma$  = Esfuerzo a tracción (MPa)

$\varepsilon$  = deformación unitaria del material.

### **c) Deformación unitaria**

La deformación se relaciona con la longitud del elemento donde se analiza la deformación unitaria. El cálculo se realiza mediante la diferencia de longitud objeto con respecto a la longitud inicial del mismo.

$$\varepsilon = \frac{l_f - l_i}{l_i} \quad \text{Ec. ( 3)}$$

$$\% \text{ de deformación} = \frac{l_f - l_i}{l_i} * 100 \quad \text{Ec. ( 4)}$$



Dónde:

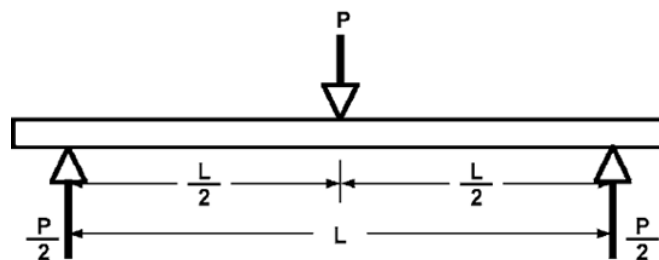
$\varepsilon$  = Deformación unitaria

$l_f$ ;  $l_i$  = Desplazamiento final e inicial (mm)

#### 1.2.2.14 Ensayo de flexión

La prueba de flexión según ASTM D7264 sirve para determinar la rigidez a la flexión y propiedades de resistencia de un compuesto de matriz polimérica bajo carga de flexión. Este tipo de ensayo establece los parámetros de los materiales del módulo de elasticidad bajo la carga de flexión (módulo de flexión  $E$ ), la tensión de flexión máxima en la rotura  $\sigma$  y la deformación extrema de la fibra  $\varepsilon$ . Las propiedades obtenidas pueden variar dependiendo de la superficie de la probeta, puesto que ningún laminado es perfectamente simétrico. Por lo tanto, los resultados se verán afectados incluso por la mínima asimetría presente en el laminado. Las propiedades a flexión también pueden variar de acuerdo al espesor de la probeta, ambientes condicionantes o de ensayo en el que se ejecutan las pruebas, velocidad de aplicación de esfuerzo. [16], [23]

El procedimiento consiste en la aplicación de una carga central en una viga con apoyos simples como se observa en la Figura 9. La cantidad mínima de muestras a ensayar es de cinco a menos que se logre obtener resultados válidos mediante el uso de menos muestras.



**Figura 9.-** Diagrama de carga de un ensayo de flexión mediante un sistema de tres puntos.  
[Autor]

#### a) Resistencia máxima a flexión

En la prueba de flexión de tres puntos, el esfuerzo de flexión máximo en la rotura  $\sigma$

se calcula a partir de la carga de fractura  $P$ :

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad \text{Ec. ( 5)}$$

Dónde:

$\sigma$  = Tensión en la superficie externa en el tramo medio (MPa)

$P$  = Fuerza máxima aplicada (N)

$L$  = Longitud entre apoyos (mm)

$b$  = Ancho de la probeta (mm)

$h$  = Espesor de la probeta (mm).

#### **b) Módulo de elasticidad a flexión**

Consiente en la determinación de la rigidez del material, este parámetro se lo obtiene en la región de la curva esfuerzo vs deflexión y se calcula con la siguiente ecuación.

$$Ef = \frac{L^3 P}{4bh^3 \delta} \quad \text{Ec. ( 6)}$$

Dónde:

$Ef$  = Módulo de elasticidad a flexión (MPa)

$L$  = Longitud entre apoyos (mm)

$P$  = Fuerza aplicada (N).

$b$  = Ancho del elemento (mm)

$h$  = Espesor del elemento (mm)

$\delta$  = Deflexión del elemento al aplicar una fuerza (mm)

### 1.2.2.15 Ensayo de impacto

### 1.2.2.16 Ensayo de impacto mediante caída de dardo

El ensayo de impacto se realiza bajo las especificaciones de la norma técnica ASTM D5628. El ensayo de impacto suministra parámetros que son utilizados para calcular la energía de falla del material compuesto, el procedimiento consiste en colocar la probeta en la máquina a una altura determinada, a continuación, se deja caer un dardo sobre a superficie de la probeta por una sola ocasión sin que el dardo rebote sobre la muestra. Se retira la probeta y se examina si ha sufrido o no daño. La fisura o falla debe ser detectada a simple vista, bajo condiciones de luz normal. Además, se debe considerar que la energía de impacto será aquella necesaria para producir fallas en al menos el 50% de las probetas. Este mismo criterio se tomará para definir a la altura y el peso del dardo. También se debe notar que la falla generalmente ocurre en el lado opuesto al golpe de impacto, por lo que es necesario después de cada impacto revisar esta superficie. En la Figura 10 se muestra la máquina de impacto por caída de dardo. [23], [24]



**Figura 10.-** Máquina de Impacto por caída de dardo. [Laboratorio de Ingeniería Civil y Mecánica. FICM-UTA]

Las propiedades que se obtienen del ensayo de impacto es la resistencia máxima al impacto o denominada también energía máxima a ruptura que se calcula con la siguiente ecuación.

$$MFE = h * w * f \quad \text{Ec. ( 7)}$$

Dónde:

MEF = Resistencia máxima al Impacto

$h$  = Altura máxima de ruptura (mm)

$w$  = Masa máxima de ruptura (kg)

$f$  = Factor de conversión ( $9,80665 \times 10^{-3}$ ) si  $h$  en mm y  $w$  en kg.

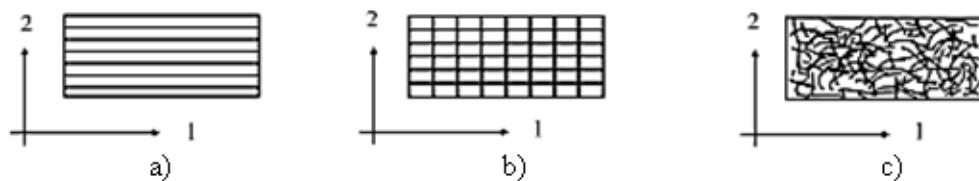
### 1.2.3 Objetivo 2

- Desarrollar el material híbrido combinado fibras sintéticas para mejorar las propiedades mecánicas del material compuesto.

#### 1.2.3.1 Concepto de lámina

En una estructura construida a partir de materiales compuestos, la lámina constituye la unidad básica del laminado. [25]

Los tres tipos de láminas más frecuentes se presentan en la Figura 11.



**Figura 11.-** Tipos de laminas. [25]

a) Lámina unidireccional. En este tipo de láminas las fibras están orientadas en una única dirección y se considera que existe isotropía transversal, es decir que, las propiedades son las mismas en todas las direcciones en un plano perpendicular al de las fibras. [25]

b) Lámina tipo tejido. Aquí todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí. La urdimbre (fibras longitudinales) está entrelazada con la trama (fibras transversales). Si el 50 % de las fibras están orientadas en cada

dirección se denomina un tejido equilibrado y si hay más fibras en una dirección que en la otra se denomina tejido no equilibrado. Se considera que existe ortotropía en este tipo de lámina. [25]

c) Lámina tipo MAT. Este tipo de lámina está compuesta por fibras cortas y aleatoriamente orientadas. Se considera que existe isotropía en el plano de la lámina es decir que las propiedades son las mismas en todas las direcciones. [25]

### **1.2.3.2 Obtención de las características elásticas de la lámina**

Para llevar a cabo el cálculo de una estructura construida en materiales compuestos se requiere una caracterización del material a utilizar siguiendo la normativa correspondiente. Ésta es la única manera de conocer con precisión el comportamiento de estos materiales. [25]

Hay tres enfoques diferentes que se utilizan para determinar las constantes elásticas para el material compuesto basado en la micro mecánica los mismos que se muestran a continuación [26]:

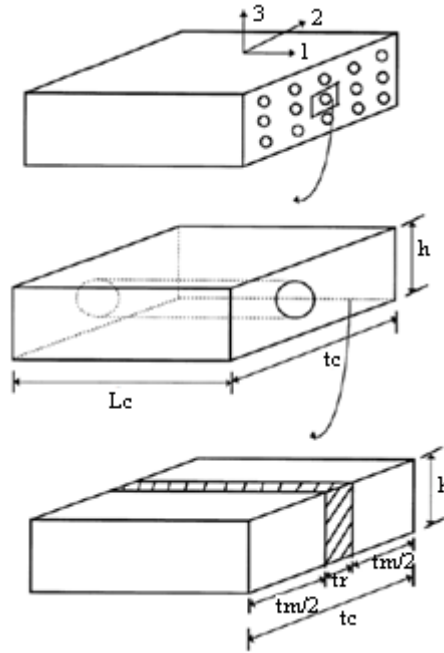
- a) Usando modelos numéricos como el método de elementos finitos.
- b) Uso de modelos basados en la teoría de la elasticidad.
- c) Uso de modelos de reglas de mezclas basados en un enfoque de resistencia de materiales.

### **1.2.3.3 Ley de mezclas**

Uno de los modelos analíticos para la estimación de las propiedades del material compuesto es la *ley de mezclas*. Este método simplifica el problema elástico suponiendo un estado de isodeformación o isotensión, que se ajustará a la realidad en mayor o menor medida en función de la propiedad que se quiera estimar y de la estructura micromecánica del compuesto. [27]

Considere una celda unitaria en una matriz cuadrada como se muestra en la Figura 12 La proporción del área de la sección transversal de la fibra con respecto al área de la sección transversal total de la celda unitaria se denomina fracción de volumen de la

fibra y se denota por  $V_f$ . La fracción de volumen de fibra satisface la relación  $0 < V_f < 1$ . De manera similar, la fracción de volumen de la matriz  $V_m$  es la relación del área de la sección transversal de la matriz al área de la sección transversal total de la celda unitaria. [26]



**Figura 12.-** Modelo empleado para la obtención de la ley de mezclas. [27]

Tenga en cuenta que  $V_m$  también satisface  $0 < V_m < 1$ . Se puede demostrar que existe la siguiente relación entre  $V_f$  y  $V_m$  [26]:

$$V_f + V_m = 1 \quad \text{Ec. (8)}$$

Con el objeto de estimar las características mecánicas de rigidez de un determinado material compuesto, se pueden utilizar las fórmulas micro mecánicas que se presentan a continuación es [28]:

$$E_1 = E_f * V_f + E_m * (1 - V_f) \quad \text{Ec. (9)}$$

$$E_2 = \frac{E_f * E_m}{E_f * (1 - V_f) + E_m * V_f} \quad \text{Ec. (10)}$$

$$G_{12} = \frac{G_f * G_m}{G_f * (1 - V_f) + G_m * V_f} \quad \text{Ec. (11)}$$

$$v_{12} = v_f * V_f + v_m * (1 - V_f) \quad \text{Ec. (12)}$$

Sin embargo [25] presenta fórmulas determinada para el cálculo de las principales constantes elásticas con diferentes tipos de refuerzo.

Para láminas unidireccionales, se considera que el material es transversamente isótropo:

$$E_2 = \frac{\frac{E_m}{(1 - V_m^2) * (1 + 0.85V_f^2)}}{(1 - V_f)^{1.25} + \frac{\frac{E_m}{E_f} * V_f}{1 - V_m^2}} \quad \text{Ec. (13)}$$

$$G_{12} = \frac{G_m * (1 + 0.6V_f^{0.5})}{(1 - V_f)^{1.25} + \frac{V_f}{1 - V_m^2}} \quad \text{Ec. (14)}$$

$E_1$  y  $v_{12}$  se utilizan las ecuaciones (9) y (12) respectivamente.

Para un tejido equilibrado, se considera que el módulo longitudinal en la dirección 1 ( $E_1$ ) coincide con el módulo longitudinal en la dirección 2 ( $E_2$ ) [25]:

$$E_1 = E_2 = V_f * \left( \frac{1}{2} E_f + \frac{3}{2} E_m \right) + E_m \quad \text{Ec. (15)}$$

$$G_{12} = \frac{\frac{E_m}{4V_f + 1}}{3} \quad \text{Ec. (16)}$$

$$v_{12} = \frac{G_{12}}{E_1} \quad \text{Ec. (17)}$$

Para láminas tipo MAT, se considera que el material es isótropo, es decir, presenta las mismas propiedades en todas las direcciones. Los valores aproximados de sus constantes elásticas son los siguientes [25]:

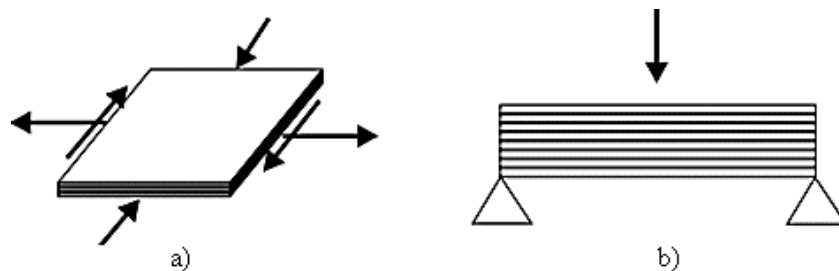
$$E_1 = E_1 = V_f * \left( \frac{16}{45} E_f + 2E_m \right) + \frac{8}{9} E_m \quad \text{Ec. (18)}$$

$$G_{12} = V_f \left( \frac{2}{15} E_f + \frac{3}{4} E_m \right) + \frac{1}{3} E_m \quad \text{Ec. (19)}$$

$$v_{12} = \frac{1}{3} \quad \text{Ec. (20)}$$

#### 1.2.3.4 Concepto de laminado

Una lámina es la configuración básica de una estructura de materiales compuestos. Como el espesor de la lámina es muy bajo, las configuraciones resistentes utilizadas constan de una agrupación secuencial de láminas, denominada laminado. Un laminado de materiales compuestos puede estar trabajando a tensión plana y/o a flexión como se presenta en la Figura 13. [25]



**Figura 13.-** a) Laminado trabajando en tensión plana y b) laminado trabajando a flexión. [25]

Para los dos casos se puede aplicar la teoría de placas laminadas. Sin embargo, aunque la teoría sea la misma, el desarrollo es diferente ya que, en el caso de tensión plana, van a existir deformaciones planas y para el caso de flexión van a existir curvaturas.

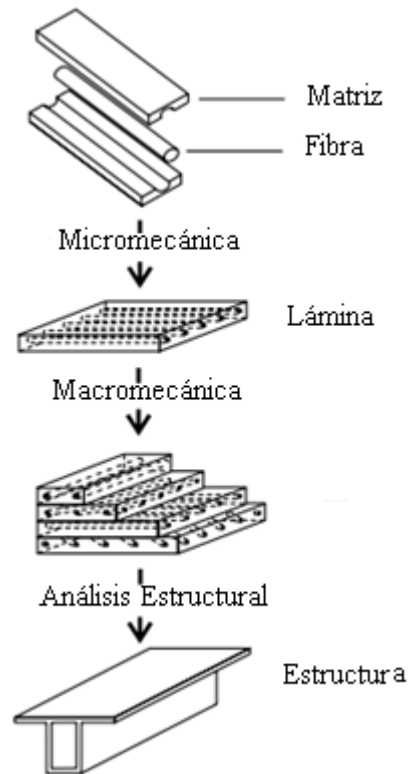
#### 1.2.3.5 Macromecánica de compuestos

Los compuestos fibrosos laminados se fabrican uniendo dos o más láminas. En un compuesto fibroso laminado, las láminas o capas unidireccionales individuales están orientadas de tal manera que el componente estructural resultante tiene las características mecánicas y/o físicas deseadas en diferentes direcciones. Por lo tanto, uno explota la anisotropía inherente de los compuestos fibrosos para diseñar un material compuesto con propiedades apropiadas. Un compuesto fibroso laminado se fabrica apilando varias capas o láminas reforzadas con fibra ortotrópica en orientaciones específicas, para obtener un laminado compuesto con las características



deseadas. Luego usamos la teoría bien establecida de las placas para analizar macro mecánicamente tales compuestos laminados. [13]

La Figura 14 presenta los niveles de análisis para materiales compuestos laminados.

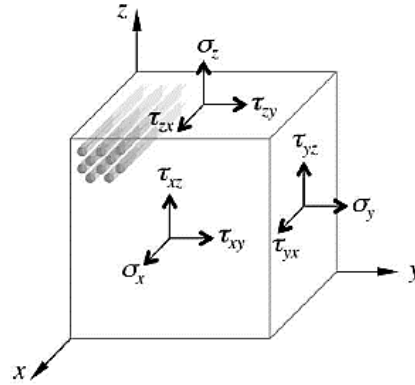


**Figura 14.-** Niveles de análisis para una estructura hecha de material compuesto laminado. [29]

### 1.2.3.6 Generalidades sobre las relaciones tensión-deformación

Las fibras de material compuesto reforzado pueden estar orientadas en múltiples y arbitrarias direcciones, presentando comportamientos diferentes en sus respectivas direcciones. De acuerdo con su comportamiento, los compuestos pueden caracterizarse como anisótropos, monoclinicos, ortotrópicos, transversalmente isótropos o isótropos. Las diferencias entre los diferentes comportamientos se reflejan en las respectivas relaciones tensión-deformación. [11]

En un sólido continuo el estado de tensión en un punto se representa mediante 9 componentes de tensión actuando en las caras de un elemento cúbico y paralelas a los ejes cartesianos de un sistema de coordenadas de referencia  $x, y, z$  como se muestra en la Figura 15.



**Figura 15.-** Tensiones actuando sobre un elemento de material reforzado con fibras en un estado de tensión triaxial. [11]

Las componentes de tensiones y deformaciones bajo unas condiciones elásticas y lineales en la que el sólido padece pequeñas deformaciones, se relacionan mediante la Ley de Hooke generalizada. [11], [13]

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad \text{Ec. (21)}$$

Donde  $C_{ijkl}$  son las constantes elásticas o rigideces.

Entonces la ecuación Ec. (21) puede reescribirse como:

$$\sigma_m = C_{mn} \varepsilon_n \quad \text{Ec. (22)}$$

Se puede demostrar por consideraciones de simetría que  $C_{mn} = C_{nm}$ . Por el contrario, podemos escribir:

$$\varepsilon_m = S_{mn} \sigma_n \quad \text{Ec. (23)}$$

Dónde:  $S_{mn}$ , la matriz de flexibilidad, es la inversa de la matriz de rigidez  $C_{mn}$ .

Dada la simetría de los tensores de tensión y deformación, esto es  $\tau_{ij} = \tau_{ji}$  y  $\gamma_{ij} = \gamma_{ji}$ , el número de componentes del tensor constitutivo de cuarto orden se reduce de 81 a 36. La relación tensión-deformación se expresa matricialmente como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_s \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (24)}$$

Donde  $C$  es la matriz de rigidez, siendo su inversa de la matriz de flexibilidad  $S$ , esto es  $C = S^{-1}$ ,  $\varepsilon = S\sigma$ . El estado de tensión o deformación en cada punto del sólido puede describirse mediante seis componentes, y su relación, en virtud de la simetría de las matrices de rigidez y flexibilidad (es decir  $C_{ij} = C_{ji}$  y  $S_{ij} = S_{ji}$ ), se expresa en términos de 21 constantes independientes.

La ecuación Ec. (24) representa a la relación de tensión-deformación de un material anisótropo, el cual no presenta planos de simetría respecto al alineamiento de las fibras. Cuando existe un plano de simetría el material se denomina monoclinico, en cuyo caso, siendo el plano paralelo al plano  $x - y$  definido en el sistema de coordenadas de referencia, sucede que los términos de la matriz de flexibilidad  $S_{14} = S_{15} = S_{24} = S_{25} = S_{34} = S_{35} = S_{46} = S_{56} = 0$ . Cuando existen tres planos de simetría mutuamente perpendiculares el material se denomina ortotrópico. Si coinciden los planos de simetría con los planos del sistema de coordenadas de referencia, la relación deformación-tensión se reduce a:

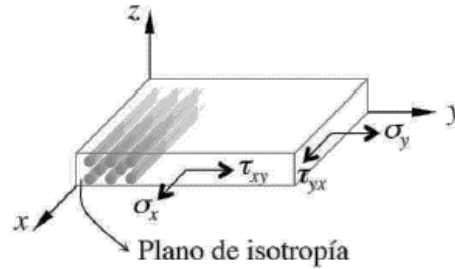
$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_s \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (25)}$$

Como se puede observar en la ecuación Ec. (25), el comportamiento ahora se define mediante nueve constantes independientes. El material denominado transversalmente isótropo es un caso particular de la ortotropía en el que uno de los planos principales de simetría es considerado como isótropo. Considerando el plano de simetría  $y - z$  como el plano de isotropía, la relación deformación-tensión se simplifica dado que los subíndices  $y$  y  $z$  de la matriz de flexibilidad son intercambiables. Consecuentemente,  $S_{12} = S_{13}$ ,  $S_{22} = S_{33}$ ,  $S_{55} = S_{66}$ ,  $S_{44} = 2(S_{22} - S_{23})$ , reduciéndose a cinco el número constantes independientes.

El comportamiento completamente isótropo del material se caracteriza por no haber

una dirección de refuerzo preferente. En la relación deformación tensión los subíndices  $x$ ,  $y$  y  $z$  de la matriz de flexibilidad son ahora intercambiables, de manera que  $S_{11} = S_{22} = S_{33}$ ,  $S_{12} = S_{13} = S_{23}$  y  $S_{44} = S_{55} = S_{66} = 2(S_{11} - S_{12})$ , reduciéndose a dos el número constantes independientes.

Es importante, dentro del estudio de los materiales compuestos la condición de tensión plana. Dado que esta característica permite simplificar el estado tensional asumiendo que  $\sigma_z = 0$ ,  $\tau_{yz} = 0$  y  $\tau_{xz} = 0$  como se presenta en la Figura 16.



**Figura 16.-** Tensiones actuando sobre un elemento de material reforzado con fibras en un estado de tensión plana. [11]

La relación deformación-tensión para un material ortotrópico bajo un estado de tensión plana se expresa como:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (26)}$$

A la matriz  $S_{3 \times 3}$  en condiciones de tensión plana se la conoce como matriz de flexibilidad reducida. La matriz de rigidez  $C$  no admite la simplificación directa eliminando las pertinentes filas y columnas. Por ello, la matriz de rigidez reducida  $Q_{3 \times 3}$  se expresa como:

$$\begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{66} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (27)}$$

Para materiales delgados se utiliza el símbolo  $Q_{ij}$  en lugar de  $C_{ij}$ . Los  $Q_{ij}$  se denominan *rigidez reducida*. Las relaciones entre  $Q_{ij}$  y  $S_{ij}$  pueden demostrarse fácilmente que son:

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

Es dable señalar que la condición de tensión plana no implica que la deformación  $\varepsilon_z$

sea nula; de la ecuación Ec. (25 se deduce que mientras  $\gamma_{yz} = \gamma_{xz} = 0$ , la deformación transversal es:

$$\varepsilon_z = S_{13}\sigma_x + S_{23}\sigma_y \quad \text{Ec. (28)}$$

Esta expresión permite determinar la deformación a través del espesor producida por las cargas en el plano. En el caso de la ortotropía general bidimensional, tendremos una matriz constante elástica completamente poblada y las relaciones tensión-deformación se volverán:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (29)}$$

Donde la matriz  $\bar{Q}_{ij}$  se llama matriz de *rigidez reducida transformada* porque se obtiene transformando  $Q_{ij}$  (especialmente ortotrópico) en  $\bar{Q}_{ij}$  (generalmente ortotrópico) y cuyos componentes en forma expandida se escriben de la siguiente manera: [11], [13], [30]

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \quad \text{Ec. (30)}$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \quad \text{Ec. (31)}$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \quad \text{Ec. (32)}$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3 \quad \text{Ec. (33)}$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})m^3n \quad \text{Ec. (34)}$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4) \quad \text{Ec. (35)}$$

Siendo  $m = \cos\theta$  y  $n = \sin\theta$ .

### 1.2.3.7 Evaluación de la rigidez de la lámina

Proporcionadas las características geométricas de la lámina, se asume un estado de tensión plana. La relación deformación-tensión para una lámina unidireccional se expresa como:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-v_{21}}{E_2} & 0 \\ \frac{-v_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (36)}$$

O en términos de matriz de rigidez reducida

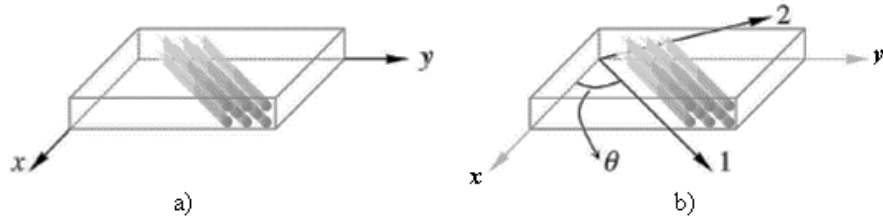
$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - v_{12}v_{21}} & \frac{v_{21}E_1}{1 - v_{12}v_{21}} & 0 \\ \frac{v_{12}E_2}{1 - v_{12}v_{21}} & \frac{E_2}{1 - v_{12}v_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (37)}$$

Donde:

$$v_{21} = \left(\frac{E_2}{E_1}\right) * v_{12} \quad \text{Ec. (38)}$$

Las componentes de las matrices de flexibilidad y rigidez se han sustituido por las correspondientes relaciones con las constantes elásticas de la lámina, cuyos valores pueden estimarse a partir de las propiedades de los materiales constituyentes. Para especificar el comportamiento elástico de la lámina en un estado de tensión plana son necesarias 4 constantes elásticas. [11]

Las láminas unidireccionales poseen direcciones preferentes asociadas a la orientación de la fibra del refuerzo o a la simetría de los planos. Debido a estos se sistemas de coordenadas, uno para definir los ejes locales (1, 2, 12) cuya primera dirección coincide con la dirección de la fibra y otro para definir los ejes globales o ejes del material (x, y, z). En la Figura 17 se representan los dos sistemas, siendo  $\theta$  el ángulo medido en sentido antihorario desde el eje global al eje local, que define la relación en el plano entre los dos sistemas de coordenadas ortogonales.[11], [13]



**Figura 17.-** a) Definición del sistema de coordenadas global y b) definición del sistema de coordenadas local. [11]

En la transformación de las componentes de tensión y deformación entre ambos sistemas de coordenadas, se emplean las siguientes matrices de transformación de funciones trigonométricas. [11]

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = T_\sigma(\theta) \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \text{ ó } \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = T_\sigma^{-1}(\theta) \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = T_\sigma(-\theta) \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (39)}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = T_\varepsilon(\theta) \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \text{ ó } \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} = T_\varepsilon^{-1}(\theta) \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = T_\varepsilon(-\theta) \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (40)}$$

Donde [T] se denomina la matriz de transporte [25].

$$T_\sigma(\theta) = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \text{ y } T_\varepsilon(\theta) = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & mn \\ n^2 & m^2 & -mn \\ -2mn & 2mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix}$$

Siendo  $m = \cos\theta$  y  $n = \sin\theta$ . Las relaciones tensión-deformación conllevan sendas transformaciones:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = T_\sigma^{-1}(\theta)[Q]T_\varepsilon(\theta) \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (41)}$$

### 1.2.3.8 Variación de las propiedades de la lámina con orientación

Según la ley de Hooke, podemos escribir para los esfuerzos en una lámina:

$$\frac{1}{E_x} = \frac{m^4}{E_1} + \frac{n^4}{E_2} + \left( \frac{1}{G_6} - \frac{2\nu_1}{E_1} \right) m^2 n^2 \quad \text{Ec. (42)}$$

Ey se puede obtener de  $E_x$  sustituyendo  $y + 90^\circ$  por  $\theta$  en la ecuación Ec. (42).

$$\frac{1}{E_y} = \frac{n^4}{E_1} + \frac{m^4}{E_2} + \left( \frac{1}{G_6} - \frac{2\nu_1}{E_1} \right) m^2 n^2 \quad \text{Ec. ( 43)}$$

Si consideramos que  $\sigma_s$  es el único componente de estrés distinto de cero, observando que  $\varepsilon_s = \sigma_s/G_s$  y aplicando la ley de Hooke, podemos obtener:

$$\frac{1}{G_s} = \frac{1}{G_6} = 4m^2 n^2 \left( \frac{1 + \nu_1}{E_1} - \frac{1 + \nu_2}{E_2} - \frac{1}{G_6} \right) \quad \text{Ec. ( 44)}$$

Las ecuaciones Ec. ( 42 y Ec. ( 44 dan las expresiones para las variaciones de las constantes elásticas de un compuesto unidireccional con orientación de fibra. Estas son expresiones muy útiles. [13]

### 1.2.3.9 Relaciones constitutivas para compuestos laminados

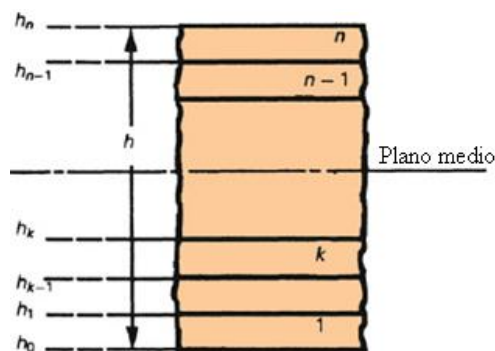
Para ejecutar este análisis se ignoran las identidades individuales de fibra y matriz. Cada lámina individual reforzada con fibra se trata como una lámina ortotrópica homogénea, y el material compuesto laminado se analiza utilizando la teoría clásica de las placas laminadas la misma que presenta los siguientes supuestos básicos. [13]

La teoría de laminación clásica se basa en los siguientes supuestos de ingeniería simplificadores. [31]

- Cada capa es delgada y está construida con material macroscópicamente homogéneo, ortotrópico, elástico lineal.
- Se supone que todo el laminado y todas las capas individuales se encuentran en un estado de tensión plana.
- Las capas están perfectamente unidas entre sí.
- Hipótesis de Kirchhoff donde los desplazamientos en el plano varían linealmente en todo el grosor del laminado, por lo tanto, las deformaciones de corte interlaminar,  $\varepsilon_{xz}$  y  $\varepsilon_{yz}$ , son insignificantes [13], mientras que la desviación normal es uniforme en todo el grosor.

Considere un compuesto hecho de n capas o capas apiladas como se aprecia en la Figura 18.





**Figura 18.-** Sección transversal de un compuesto laminado formado por n capas apiladas. [13]

Sea  $h$  el grosor del material compuesto laminado. Luego podemos escribir, para la capa  $k$ , la siguiente relación constitutiva:

$$[\sigma] = [\bar{Q}]_k [\varepsilon]_k \quad \text{Ec. ( 45)}$$

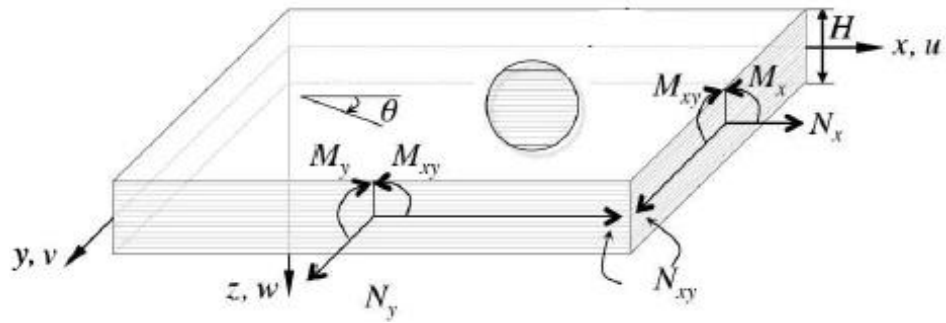
A partir de la teoría de las placas laminadas, tenemos las relaciones de deformación-desplazamiento proporcionadas por la ecuación.

$$[\varepsilon] = [\varepsilon^0] + z[K] \quad \text{Ec. ( 46)}$$

Aquí,  $\varepsilon^0$  es la deformación del plano medio, mientras que  $K$  son las curvaturas de las placas. Sustituyendo la ecuación Ec. ( 45 en la ecuación Ec. ( 46, para la capa  $k$ th obtenemos:

$$[\sigma]_k = [\bar{Q}]_k [\varepsilon^0] + z[\bar{Q}]_k [K] \quad \text{Ec. ( 47)}$$

Las tensiones no varían a través del grosor del material compuesto laminado linealmente con el grosor como lo hacen las deformaciones. Debido a que las tensiones en un material compuesto laminado varían de una capa a otra, es conveniente definir la fuerza del laminado y los momentos resultantes como se muestra en la Figura 19. [13]



**Figura 19.-** Fuerza (N) y momento (M) resultantes en un compuesto laminado.[11]

Estos resultantes de tensiones y momentos que actúan sobre una sección transversal laminada, definida de la siguiente manera, nos proporcionan un sistema estáticamente equivalente de fuerzas y momentos que actúan en el plano medio del compuesto laminado. En el caso más general, un compuesto laminado se encuentra en un estado de tensión plana. Por lo tanto, tendremos solo tres componentes de tensión:  $\sigma_x, \sigma_y$  y  $\sigma_{xy} (= \sigma_s)$ . [13]

$$N_x = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_x dz ; N_y = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_y dz ; N_s = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_s dz \quad \text{Ec. (48)}$$

Estos resultantes dan la fuerza total por unidad de longitud que actúa en el plano medio. Además, los momentos se aplican en el plano medio, que son equivalentes a los momentos producidos por las tensiones con respecto al plano medio. Definimos el momento resultante como: [13]

$$M_x = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_x z dz ; M_y = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_y z dz ; M_{xy} = M_s \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_s z dz \quad \text{Ec. (49)}$$

Siendo  $N_x, N_y, N_{xy}$  y  $M_x, M_y, M_{xy}$  las componentes de las fuerzas en el plano y momentos resultantes por unidad de longitud, respectivamente.

Este sistema de tres esfuerzos y momentos resultantes es estáticamente equivalente a la distribución de tensiones real a través del espesor del laminado compuesto. Podemos escribir para los esfuerzos y momentos resultante una suma sobre las n capas: [13]

$$[N] = [\bar{A}][\varepsilon^0] + [B][K] \quad \text{Ec. (50)}$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

$$[M] = [\bar{B}][\varepsilon^0] + [D][K] \quad \text{Ec. ( 51)}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_z \end{bmatrix}$$

En concreto, A es la denominada matriz de rigidez plana, B la matriz de acoplamiento y D la matriz de rigidez a flexión. ABD son matrices simétricas cuyas componentes se determinan mediante las siguientes expresiones explícitas[13][25]:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k - h_{k-1}) \quad \text{Ec. ( 52)}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h^2_k - h^2_{k-1}) \quad \text{Ec. ( 53)}$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h^3_k - h^3_{k-1}) \quad \text{Ec. ( 54)}$$

En las matrices ABD se sintetizan las variables del diseño de laminados delgados, como son las propiedades del material de las láminas, la sección del laminado y la secuencia de apilado. Consecuentemente, su estudio es de importancia para el análisis del comportamiento de laminados multidireccionales. [11]

Para poder obtener las deformaciones y las curvaturas en la superficie de referencia en términos de la fuerza y el momento resultante, se obtiene el inverso de las matrices A, B y D se escribe como se presenta a continuación [26]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x^0 \\ k_y^0 \\ k_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} & b_{11} & b_{12} & b_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} & b_{12} & b_{22} & b_{26} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} & b_{16} & b_{36} & b_{66} \\ b_{11} & b_{12} & b_{16} & d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ b_{12} & b_{22} & b_{26} & d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ b_{16} & b_{26} & b_{66} & d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (55)}$$

A partir del análisis de la matriz de rigidez de tensión plana [A], se puede obtener las constantes elásticas efectivas para el laminado. Estas constantes son el módulo extensional efectivo en la dirección  $x$  ( $E_x$ ), el módulo extensional efectivo en la dirección  $y$  ( $E_y$ ), las relaciones efectivas de Poisson  $\nu_{xy}$  y  $\nu_{yx}$ , y el módulo de corte efectivo en el plano  $x$ - $y$  ( $G_{xy}$ ). [26]

$$E_x = \frac{1}{a_{11}H} \quad \text{Ec. (56)}$$

$$E_y = \frac{1}{a_{22}H} \quad \text{Ec. (57)}$$

$$G_{xy} = \frac{1}{a_{66}H} \quad \text{Ec. (58)}$$

$$\nu_{xy} = -\frac{a_{12}}{a_{11}} \quad \text{Ec. (59)}$$

$$\nu_{yx} = -\frac{a_{12}}{a_{22}} \quad \text{Ec. (60)}$$

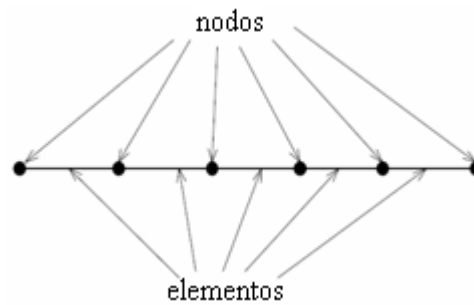
### 1.2.4 Objetivo 3

- Desarrollar un modelo matemático mediante análisis numérico para predecir propiedades mecánicas de materiales compuestos.

#### 1.2.4.1 Método de Elementos Finitos (MEF)

El MEF es un método numérico para la resolución de sistemas de ecuaciones en derivadas parciales, para la resolución de problemas continuos, estableciendo las ecuaciones de contorno, condiciones iniciales, y basada en la discretización del dominio del problema en subdominios llamados “elementos”, estos elementos están interconectados por una serie de puntos denominados nodos como se muestra en la Figura 20 [32]. Sin embargo, el MEF no proporciona una solución “exacta” a un problema determinado, sino que, entrega una solución aproximada [33]. A pesar de esto el método de los elementos finitos es una herramienta muy útil en la resolución de un gran número de problemas de ingeniería, tales como los derivados del análisis de la deformación de los cuerpos, la transmisión del calor, las redes eléctricas,

movimientos de los fluidos, entre otros. [34]



**Figura 20.-** Elemento unidireccional formado por elementos y nodos. [34]

#### 1.2.4.2 Discretización

La discretización o mallado una parte fundamental del análisis por el método de elementos finitos la cual consiste en subdividir el conjunto continuo que se va a estudiar en pequeñas partes (elementos) interconectadas entre sí a través nudos (nodos), de manera que se supondrá que, el campo de desplazamientos en el interior de cada elemento, puede expresarse en función de los desplazamientos que sufren los nodos del elemento. De esta forma se consigue pasar de un sistema continuo con infinitos grados de libertad, regido por un sistema de ecuaciones diferenciales, a un sistema finito de elementos (grados de libertad finito), modelando su comportamiento a partir de ecuaciones, que pueden ser lineales o no. [33]

Podemos distinguir en cada problema [33]:

- Dominio: Espacio geométrico que será objeto de estudio.
- Condiciones de contorno: Variables conocidas que condicionan el campo de desplazamientos del sistema (tensiones, deformaciones, etc.)
- Incógnitas: Variables del sistema que queremos conocer, resultado de la imposición de las condiciones de contorno sobre el sistema.

#### 1.2.4.3 Tipos de análisis estructural por elementos finitos

A continuación, se presentan varios tipos de análisis estructural que aplican el método de elementos finitos. [35]

**Análisis estático.** - Se enfoca al análisis de los efectos que provoca una carga estable sobre una estructura, tales como velocidades, rotaciones y gravedad, sin incluir efectos de la inercia y amortiguamiento como variables del tiempo.

**Análisis transitorio.** - otorga una respuesta dinámica de la o estructura analizada

bajo cargas variables en función del tiempo, considerando los efectos de la inercia y amortiguamiento.

**Análisis modal.** – Se utiliza para determinar las características vibratorias tales como frecuencias naturales y modos de vibración de una estructura.

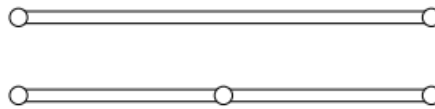
**Análisis armónico.** - Evalúa el comportamiento de un elemento o estructura sometido a cargas cíclicas o periódicas, que permiten el diseño y la verificación de componentes que requieran alta resistencia a vibración y fatiga.

**Análisis dinámico explícito.** - Se enfoca en la resolución de problemas dinámicos que generan efectos importantes en periodos cortos de tiempo, como explosiones o colisiones que dan lugar a grandes deformaciones y no linealidades.

#### 1.2.4.4 Tipos de elementos

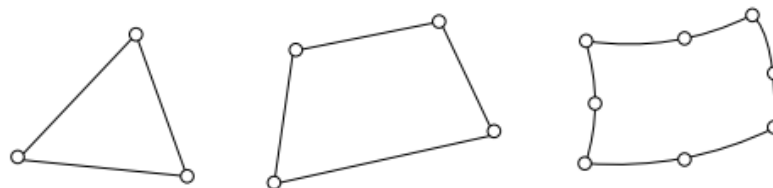
Los elementos utilizados para el mallado de un problema son diversos y dependen del tipo de análisis a ejecutarse. A continuación, se presentan los tres tipos de elementos más comunes. [35]

**Elementos Unidimensionales.** – Conocidos como elementos línea, poseen dos nodos y son empleados comúnmente para representar una viga como se muestra en la Figura 21.



**Figura 21.-** Elementos para elasticidad unidimensional. [36]

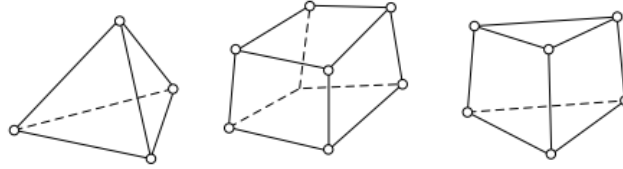
**Elementos Bidimensionales.** – Conocidos como elementos planos o superficiales que se presentan en forma de triángulos o cuadriláteros mismos que poseen tres y cuatros nodos respectivamente, como se muestra en la Figura 22. Los nodos se ubican en los vértices, pero de ser necesario se pueden incorporar nodos en las aristas.



**Figura 22.-** Elementos bidimensionales. [36]

**Elementos Tridimensionales.** – Conocidos como elementos sólidos, se presentan en

forma de tetraedros o hexaedros como se muestra en la Figura 23, sus nodos se ubican en los vértices, pero de ser necesario se pueden incorporar nodos en las aristas o en las caras.



**Figura 23.-** Elementos tridimensionales. [36]

La elección de los elementos a utilizarse dependerá en gran parte del tipo de análisis y de la calidad de resultados que se desea obtener. Por ello, es necesario obtener un modelo digital simplificado que permita identificar geometrías complejas, con irregularidades o discontinuidades que afecten la calidad de malla y eliminarlas. Una vez simplificado el modelo y seleccionado el tipo de elementos a utilizar, se deben tener en cuenta ciertos parámetros con el fin de obtener mejores resultados [35]:

- Posicionar los nodos donde se requieren obtener resultados.
- Conservar una malla uniforme siempre y cuando sea posible.
- Usar básicamente elementos hexaédricos o en caso de irregularidades tetraédricos.
- Refinar el mallado en las zonas de interés para los resultados.
- Conservar la proporcionalidad entre el tamaño de los elementos.

#### **1.2.4.5 Proceso para el análisis por elementos finitos, aplicando software**

La resolución de problemas de ingeniería requiere condiciones y parámetros diferentes para cada caso, así como también la utilización de un software o programa especialmente diseñado para llevarlo a cabo [35]. Por ende, no existe un proceso específico a aplicarse en la resolución de problemas mediante el método de elementos finitos. En [37] se describe de manera general las etapas para llevar a cabo la solución numérica a través de MEF las cuales se presentan a continuación:

- a. Definir el tipo de análisis a realizar.
- b. Ejecutar el pre proceso
  - Realizar el diseño de la geometría e importar al software CAD
  - Definir el material, propiedades es decir la información que se requiera para la resolución del problema
  - Realizar el mallado de la geometría.

- Definición de las condiciones de borde, es la asignación de cargas, grados de libertad y demás condiciones que aproximen a las circunstancias reales del problema.
  - Exportar el MEF para su solución.
- c. Proceso: En esta etapa se relacionan las condiciones ya definidas en el pre proceso, para analizarlas y resolverlas mediante ecuaciones en cada nodo, generando la solución en base al análisis realizado
- d. Post-proceso: visualización de resultados a través de graficas 2D, 3D, desplazamientos, esfuerzos, etc. En esta etapa se puede reanalizar el problema reajustando las condiciones y parámetros de análisis.

### **1.3 Hipótesis**

El análisis numérico/experimental de los componentes del material alternativo de matriz epoxi reforzado con fibras sintéticas utilizado para la fabricación y reparación de superficies de vuelo en las aeronaves del CIDFAE permitirá determinar las propiedades mecánicas.

#### **1.3.1 Señalamiento de las variables de la hipótesis**

##### **1.3.1.1 Variable independiente**

Análisis numérico/experimental de los componentes del material alternativo.

##### **1.3.1.2 Variable dependiente**

Propiedades mecánicas de los componentes.



## CAPÍTULO II.- METODOLOGÍA


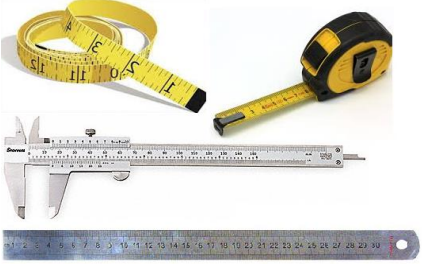
En este capítulo se realiza una descripción detallada sobre los distintos materiales y métodos que se han utilizado en el presente trabajo de investigación. Para ello se detallan algunas propiedades fundamentales de la matriz termoplástica utilizada, de las fibras de refuerzo. Así mismo se especifican el número de muestras y el proceso de fabricación empleado para la obtención de los materiales compuestos objeto de este estudio, el equipos y herramientas que se ha empleado, finalmente se describen los métodos de ensayo que se aplican sobre materiales compuestos para su caracterización teniendo en cuenta la normativa utilizada en cada caso.







### 2.1 Materiales y equipos

#### a) Equipos y herramientas


Para la elaboración de éste proyecto se han utilizado diversos equipos, materiales, herramientas que han permitido desarrollar los objetivos, en la Tabla 5 se describe cada uno con su respectiva aplicación.

**Tabla 5.-** Descripción de equipos, materiales y herramientas.

<b>Equipos y herramientas</b>		
Computador	Es el equipo que se ha utilizado con mayor frecuencia para la realización de este estudio.	
Regla, cinta métrica, escuadra, calibrador	Herramientas que se emplean en la medición de longitud.	

<p>Balanza electrónica</p>	<p>Se utiliza para la medición de masa de objetos.</p>	
<p>Probetas Graduadas</p>	<p>Se utiliza para la medición de volumen de fluidos</p>	
<p>Tijeras</p>	<p>Se utiliza para el corte de las fibras. Importante recalcar que una herramienta especial para el corte de fibras.</p>	
<p>Estilete</p>	<p>Utilizado para el corte rápido de materiales plástico.</p>	
<p>Cinta masquin</p>	<p>Material para facilitar el trazado de medidas den la fibras y conservar su integridad al momento del corte.</p>	
<p>Thinner</p>	<p>Se utiliza para desprender la cinta masquin de la fibra</p>	

Breather	Material que sirve para absorber el exceso de resina.	
Release Film	Es una película de liberación perforada que permite controlar el paso del aire y el exceso de resina.	
Polyester Release Peel Ply	Utilizado para obtener una superficie de textura uniforme cuando se retira de su laminado.	
Vacuum Bagging Films	La película de ensacado es un material de nylon flexible y de alta resistencia que se utiliza para compactar todos los demás materiales de empaque y laminado.	
Yellow Sealant Tape	La cinta selladora amarilla está diseñada para sellar bolsas de vacío en una variedad de superficies con una adherencia agresiva.	
Vidrio	Utilizado como molde para la fabricación de los compuestos por su superficie uniforme.	

Bomba de vacío	Equipo que se utiliza para la extracción de aire del volumen sellado, para crear un vacío parcial.	
----------------	--	--

Fuente: Autor.

## b) Resina y endurecedor

El material utilizado como matriz es una resina epóxica distribuida con el nombre comercial de Aeropoxy PR2032. Ésta resina es laminada de color ámbar claro, sin relleno y de viscosidad media, diseñada para aplicaciones de producción estructural. El endurecedor empleado fue PH3660. El sistema proporciona una excelente humectación de las fibras de fibra de vidrio, carbono y aramida. Se han incorporado aditivos especiales en este sistema para promover la adhesión química a las telas hechas con estas fibras. La mejor proporción en AEROPOXY es 100: 27 en peso o 3 a 1 en volumen. El anexo 1 presenta una descripción más detallada de la resina y el endurecedor empleado.

## c) Fibras

Las fibras empleadas como refuerzo son fibras sintéticas de vidrio, carbono y aramida.

### ➤ Fibra de vidrio

Se puede distinguir las siguientes características:

- Color: blanco semitransparente
- Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical)
- Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano.
- Bastante sedosa al tacto.
- Ningún olor
- Produce picazón al ser maniobrada sin protección para la piel.



**Figura 24.** - Tela de fibra de vidrio. [Autor]

➤ **Fibra de carbono**

Se puede distinguir las siguientes características:

- Color: Negro
- Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical),
- Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano.
- Sedosa al tacto.
- Ningún olor



**Figura 25.-** Tela de fibra de carbono. [Autor]

➤ **Fibra de Aramida**

Se puede distinguir las siguientes características:

- Color: Amarillo
- Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical).
- Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano.
- Sedosa al tacto.
- Ningún olor



**Figura 26.-** Tela de aramida. [Autor]

## **2.2 Métodos**

### **2.2.1 Tipo de investigación**

#### **➤ Experimental**

El presente proyecto ingresa en el grupo de investigación experimental por lo que se manipulará las distintas variables independientes para observar cuales son los efectos que sufren con respecto a las variables dependientes (pruebas experimentales) y poder comparar con los resultados obtenidos mediante análisis por elementos finitos.

#### **➤ Descriptivo**

Se determinó esta línea de investigación porque ayudara a señalar las diferentes combinaciones que se van a utilizar la fabricación de las probetas, además para describir y establecer las propiedades mecánicas y parámetros que presentaron las diferentes probetas ensayadas utilizando fichas técnicas.

#### **➤ Cuantitativo**

La utilización de esta investigación cuantitativa será de vital importancia porque se obtendrán una gran cantidad de datos numéricos después de ensayar las probetas y esta ayudara a identificar las propiedades del nuevo material.

#### **➤ Correlacional**

Esta línea de investigación correlacional se adoptó debido a que ayudara a validar el modelo de elementos finitos con el ensayo de tracción donde se compararon las similitudes del análisis experimental con el numérico, esta validación se determinó con el porcentaje de error.

## 2.2.2 Población y muestra

### 2.2.2.1 Muestras

Se empleó el método experimental para evaluar la influencia sobre la resistencia a la tracción, a la flexión y al impacto, de diferentes números de capas de fibra y disposición de tejido de 0°, 90° y ±45. Se considera necesario para los ensayos de tracción y flexión la creación de cinco probetas mínimas por cada combinación, tal como se especifica en las normas ASTM D3039 y ASTM D5628, para el ensayo de impacto se toma 9 probetas de las combinaciones realizadas. El número de probetas para el ensayo de impacto se determina en base a estudios anteriores los mismos en los cuales se obtienen excelentes resultados con esta cantidad de muestras como se demuestra en [22], [24] entre otros. En la Tabla 6 se observa las combinaciones, número de capas y orientación del material reforzado con fibra de vidrio, carbono y aramida y malla de cobre.

**Tabla 6.** Casos de estudio.

#	Combinación			Número de probetas			
	Materiales	# Capas	Orientación	Tracción	Impacto	Flexión	
1	Fibra de Vidrio	2 Capas	0°-90°	5	9	Ver Nota 1	
2	Fibra de Vidrio	2 Capas	45°-135°	5	9		
3	Fibra de Vidrio	4 Capas	0°-90°	5	9		
4	Fibra de Vidrio	4 Capas	45°-135°	5	9		
5	Fibra de Carbono	2 Capas	0°-90°	5	9		
6	Fibra de Carbono	2 Capas	45°-135°	5	9		
7	Fibra de Carbono	4 Capas	0°-90°	5	9		
8	Fibra de Carbono	4 Capas	45°-135°	5	9		
13	Fibra de Aramida	2 Capas	0°-90°	5	9		
14	Fibra de Aramida	2 Capas	45°-135°	5	9		
15	Fibra de Aramida	4 Capas	0°-90°	5	9		
16	Fibra de Aramida	4 Capas	45°-135°	5	9		
			TOTAL	60	108		

**Fuente:** Autor.

**Nota 1:** Para el ensayo de flexión se realizan cinco probetas con orientación 0°-90° y con un número de capas igual a 12 por cada fibra sintética, de manera que cumplan con el mínimo espesor que especificado en la norma ASTM D7264, dando una cantidad total de 15 muestras para dicho ensayo.

## 2.2.3 Operacionalización de variables

### 2.2.3.1 Variable independiente

**Tabla 7.-** Variable independiente.

Conceptualización	Categoría	Indicadores	Índice	Técnicas e Instrumentación
El análisis numérico se realiza utilizando un programa de aplicación del Método de Elementos Finitos y luego se comparan los resultados obtenidos experimentalmente del material compuesto alternativo reforzado con fibras sintéticas y malla de cobre con los del modelado numérico.	Experimentación	Orientación	0°-90° y 45°-135°	1. Observación directa 2. Fichas Técnicas 3. Normas ASTM 5. Bibliografía 6. Software
		Número de capas	2 y 4	
	Simulación	Propiedades elásticas	Módulo de elasticidad a tracción Módulo de cortante Coeficiente de Poisson	

**Fuente:** Autor.



### 2.2.3.2 Variable dependiente

**Tabla 8.-** Variable dependiente.

Conceptualización	Categoría	Indicadores	Índice	Técnicas e Instrumentación
Describe el comportamiento mecánico de un material resultado de aplicación de fuerza o carga y evaluados mediante ensayos específicos bajo normas y especificaciones técnicas de equipos	Propiedades mecánicas a tracción	Esfuerzo de tracción (experimental)	¿Cuál será la resistencia a la tracción?	1. Observación directa 2. Fichas Étnicas 3. Normas ASTM 4. Análisis numérico 5. Bibliografía
		Módulo de elasticidad a tracción (experimental)	¿Cuál será el módulo de elasticidad a tracción?	
		% de elongación (experimental)	¿Cuál será el porcentaje de elongación?	
	Propiedades mecánicas a flexión	Esfuerzo a flexión (experimental)	¿Cuál será el esfuerzo a flexión?	
		Módulo a flexión (experimental)	¿Cuál será el módulo de flexión?	
	Propiedades mecánicas a impacto	Resistencia al impacto (experimental)	¿Cuál será la resistencia al impacto?	
	Simulación	Desplazamiento	¿Cuál será el porcentaje de error?	

Fuente: Autor.

## 2.2.4 Plan de recolección de información

La Tabla 9 establece técnicas de tipo documental y bibliográfico sobre materiales compuestos donde se obtuvo la parte eficaz para el desarrollo del estudio donde se revisó normativas para ensayos de tracción, flexión e impacto, con el fin de obtener un material compuesto que presente propiedades mecánicas adecuadas

**Tabla 9.** Plan de recolección de información.

Plan de recolección de información.	
¿Qué?	Obtención de los valores numéricos de las propiedades de los componentes del material alternativo de matriz epoxi reforzado con fibras sintéticas.
¿Para qué?	Investigación de las propiedades mecánicas de los componentes según las configuraciones establecidas.
¿Quién?	El presente trabajo experimental será desarrollado por el investigador.
¿A quiénes?	Los datos se obtendrán de las probetas a ensayar exponiéndolas a ensayos destructivos.
¿Cómo?	Los ensayos se los realizará mediante la normativa ASTM, fichas técnicas y material bibliográfico.
¿Con qué?	La adquisición de datos se los realiza mediante el uso de fichas, tablas numéricas y gráficas de diferentes tipos.
¿Cuándo?	En el periodo marzo 2019 a agosto 2019.
¿Cuántas veces?	El análisis y los ensayos de las probetas se los realizara las veces que se requieran con el fin de garantizar las propiedades de los componentes.
¿Dónde?	En las instalaciones de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato, El Centro de Fomento Carrocero y en el CIDFAE.

**Fuente:** Autor.

La metodología utilizada en este trabajo experimental costa de varias etapas dependientes entre sí, por tanto, es importante la ejecución de las mismas de manera continua. Se clasifica según las actividades realizadas en el trabajo:

### ➤ Estudios preliminares

La recopilación y evaluación de información teórica de investigaciones similares en lo que respecta al análisis numérico y experimental de materiales compuestos que permitan reconocer el terreno para poder definir de forma efectiva el diseño y procesos aplicables en estudio.

➤ **Modelos de análisis**

Los materiales compuestos de fibras sintéticas en matriz epóxica serán analizadas bajo cargas de tracción, flexión e impacto considerando las recomendaciones ASTM establecidas para cada tipo de ensayo, a partir de estos se generará un modelo tridimensional que permita simular las condiciones reales mediante la utilización de un software de elementos finitos, evaluando desplazamientos generados en el material.

➤ **Modelo matemático**

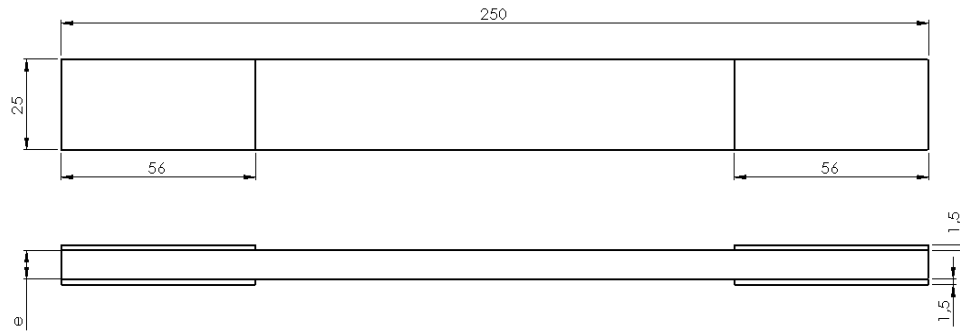
El modelo matemático involucra la obtención de ecuaciones mediante hipótesis basadas en su comportamiento mecánico, que permita la predicción del comportamiento mecánico del compuesto desarrollado.

➤ **Análisis de resultados**

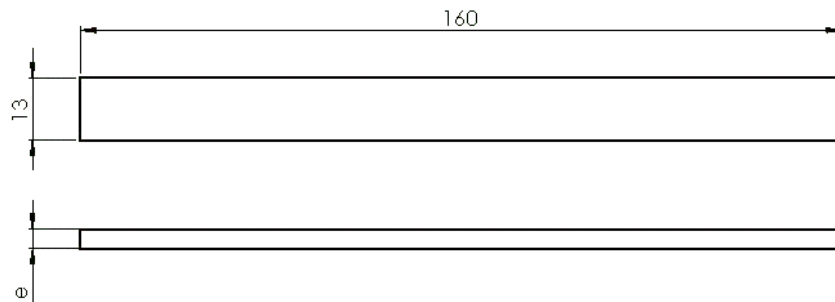
Comparar y discutir los resultados obtenidos de los ensayos experimentales con los resultados numéricos de las simulaciones y del modelo matemático, permitiendo la validación de la metodología utilizada y determinando la desviación de resultados.

#### **2.2.4.1 Proceso de elaboración de las probetas**

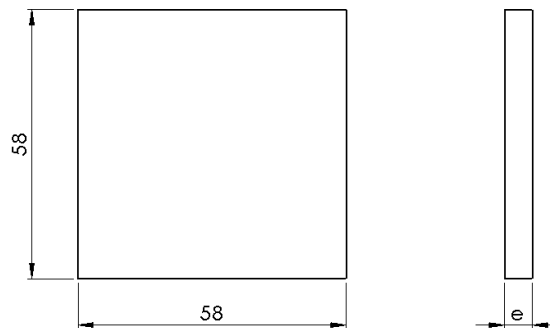
La geometría de las muestras según lo dispuesto en las normas para cada tipo de ensayo mecánico y con base en ellas para un material reforzado con fibras con orientación, las dimensiones para las probetas se muestran en la Figura 27, Figura 28 y Figura 29 para cada tipo de ensayo.



**Figura 27.-** Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo a tracción mediante la norma ASTM D3039. [Autor]



**Figura 28.-** Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo de flexión mediante la norma ASTM D7264. [Autor]



**Figura 29.-** Dimensiones en milímetros de la probeta para el ensayo de flexión mediante la norma ASTM D7264. [Autor]

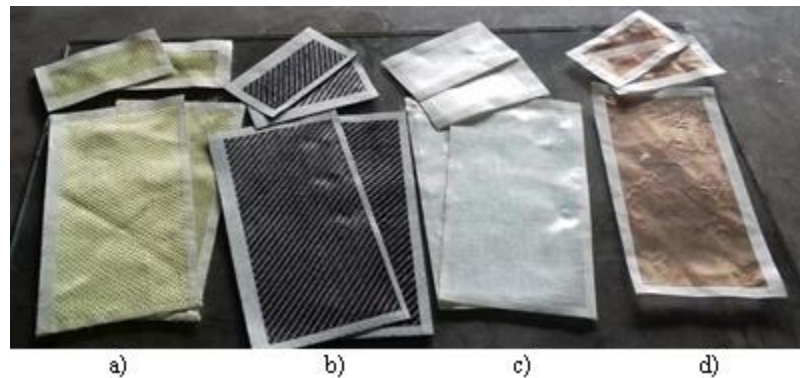
Las probetas han sido construidas manualmente en los talleres del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea, siguiendo el proceso que se detalla a continuación:

**Selección del material.** - este paso se lo realiza con el fin de seleccionar las herramientas de corte específicas, debido a que cada tipo fibra tiene sus características determinadas no pueden maquinarse de una manera estandarizada.

**Medición de las fibras.** - La fibra seleccionada es medida de acuerdo al número de

probetas y numero de capas, ya que las probetas del tamaño que se especifica en las normas deben ser producto de una misma construcción pues si se las construye individualmente se corre el riesgo de variar la composición entre una y otra, lo que haría que los resultados no sean confiables.

**Marcado y corte de las fibras.** - Una vez realizada la medición se procede a delimitar el espacio de fibra con cinta adhesiva, esto se lo realiza para facilitar el corte y mantener la integridad de los tejidos de la fibra, pues si no se realiza este marcado con cinta y se corta directamente, la herramienta de corte puede arrastrar la fibra dañando el tejido volviéndolo inservible.



**Figura 30.-** Corte de materiales. a) Fibra de aramida, b) fibra de carbono, c) fibra de vidrio, d) malla de cobre. [Autor]

Una vez cortada la cantidad adecuada de fibra, los retazos de cinta adhesiva son retirados mediante humedecimiento con thinner.



**Figura 31.-** Corte de fibra de carbono. [Autor]

**Molde.** - Para la construcción de las probetas planas se necesitan un molde el cual debe tener una superficie lo más regular y menos porosa posible para facilitar el desmolde posterior y no poseer ángulos negativos que dificulten la extracción de la

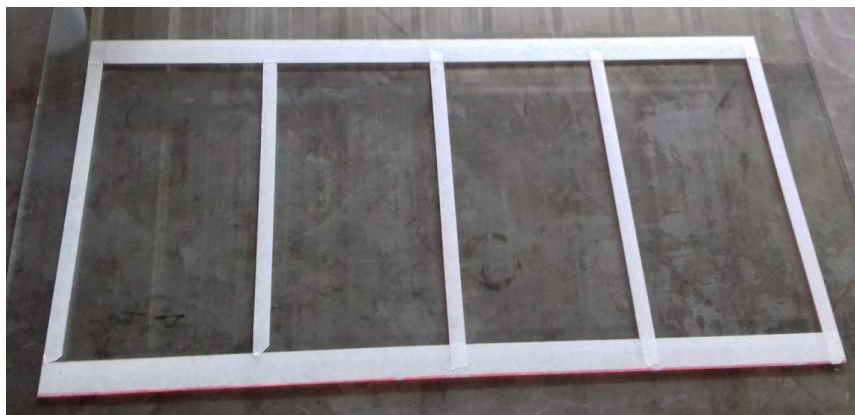
matriz. Por este motivo y de acuerdo con las experiencias obtenidas en cuanto a construcción de probetas, se encontró que la mejor superficie para trabajar es sobre vidrio.

**Preparación de la resina.** - De acuerdo con la cantidad de fibra a utilizarse se realizará la preparación de la resina epóxica. Para tal efecto se realizará una mezcla de resina y endurecedor (hardener) en una proporción de 3:1 en volumen y de 100:27 en peso, la mezcla se la realizará hasta tener una homogeneidad en la mezcla durante aproximadamente dos minutos. No debe sobrepasarse de ese tiempo pues la mezcla de resina se ira solidificando poco a poco.



**Figura 32.-** Resina epoxi PR2032 y catalizador PH3660. [Autor]

**Construcción de las probetas.** - El primer paso es limpiar completamente el cristal, luego aplicar un agente desmoldante. En nuestro caso utilizamos 8 capas de cera para pisos, esto para evitar que se adhiera el compuesto al molde y además se delimita la superficie en la que se trabajara.



**Figura 33.-** Delimitación del molde. [Autor]

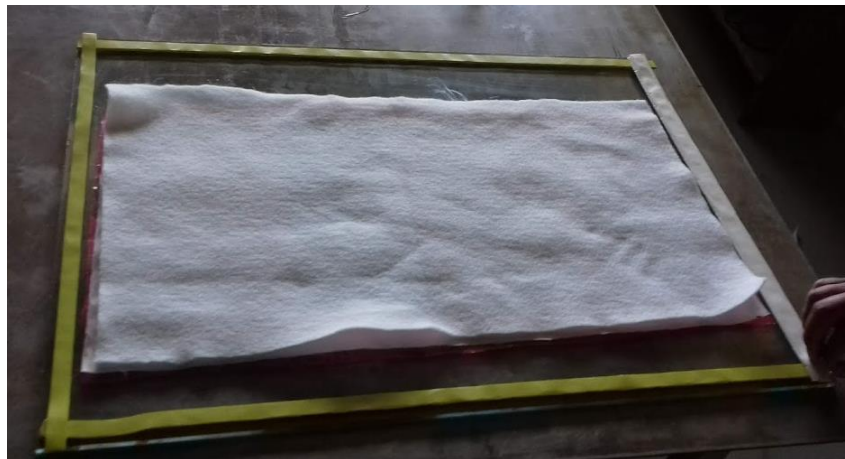
Se utiliza el método de estratificación por contacto manual (Hand lay-up) el mismo

que con consiste en colocar sobre el molde los cortes del tejido e impregnándolos con resina epóxica por medio de una brocha, posteriormente se desplaza un rodillo sobre la superficie de cada capa para obtener uniformidad en las cantidades de resina sobre el tejido. Este paso se repite hasta terminar con el número de capas seleccionadas.

## **EMPAQUETADO AL VACÍO**

**Preparación del sitio de trabajo.-** Inicialmente, se debe seleccionar un sitio plano y completamente liso para poder colocar la funda de vacío.

**Colocación de cinta adhesiva para ayudar a general el vacío.-** Una vez seleccionado el lugar para trabajar, se coloca alrededor de la pieza que se va a construir una cinta sellante Airtech AT200Y con características pegajosas, en donde se adherirá la funda para hacer el vacío.



**Figura 34.-** Colocación de la cinta selladora. [Autor]

**Colocación de la funda para generar vacío.-** Seguidamente de esparcir uniformemente la resina sobre toda la probeta, se procede a colocar un plástico perforado color rosado llamado release film el cual cumple la función de dejar pasar el aire y el exceso de resina. A continuación se coloca el peel ply el cual deja una textura uniforme en la superficie una vez retirado el laminado. En seguida se procede a colocar el Breather el cual cumple la función de absorber el exceso de resina y finalmente y encima de todo se coloca un plástico grueso llamado vacuum bagging film, que nos ayudará a generar el vacío.



**Figura 35.-** Materiales para el proceso de vacío. [Autor]

En los extremos del vacuum bagging film, sobre los sitios donde se ha colocado la cinta sellante, se debe aplastar firmemente para lograr una excelente adherencia y un sellado hermético con el fin de lograr el mayor vacío que nos sea posible.



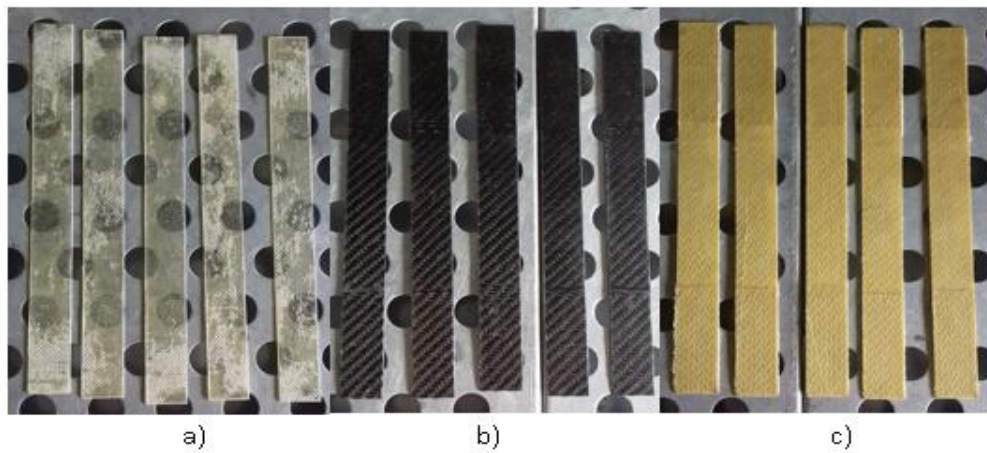
**Figura 36.-** Colocación del bagging film y la válvula extractora de aire. [Autor]

**Generación del vacío.-** Después del proceso de enfundado, en un extremo del plástico se coloca la válvula extractora la misma que se conecta a la bomba de vacío a través de un acople neumático para la eliminación de aire. Una vez eliminado el aire del laminado, se procede a desconectar la bomba de vacío y se coloca un vacuometro el cual sirve para medir la presión existente en el enfundado. El valor de la presión de vacío en promedio fue de -18 inHg. Finalmente se dejó secar el laminado durante 3 horas.

**Desmoldado.-** Una vez que se ha dejado el tiempo especificado, se procede a desconectar la bomba de vacío y a retirar la funda de vacío y con mucha precaución el resto de materiales empleados en la estratificación.

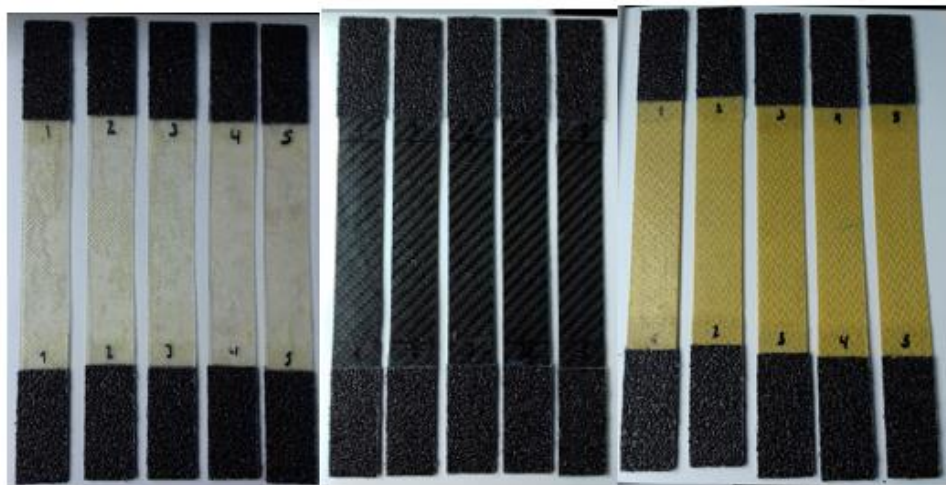


**Corte de las probetas.-** El corte de las probetas se realizó por medio de un estilete industrial.



**Figura 37.-** Probetas para ensayo de tracción. a) Fibra de vidrio, b) fibra de carbono, c) fibra de aramida. [Autor]

**Colocación de las sobremontas.-** Para las sobremontas de agarre se utiliza lija de hierro número 30 cortadas en dimensiones específicas y se debe pegar de tal manera que en el proceso de los ensayos no se despegue ni se rompa. El pegamento utilizado para unir cada sobre montas con la probeta es el cianoacrilato.



**Figura 38.-** Probetas con sobremontas. [Autor]

#### 2.2.4.2 Determinación de las propiedades de los componentes del material.

Las propiedades de los componentes se las obtuvo de manera individual, todo a través de manuales proporcionados por los fabricantes de cada uno de los materiales utilizados.

### 2.2.5 Características y propiedades físicas de la resina epóxica.

Debemos destacar que la resina epóxica a diferencia de la resina poliéster, tiene una contracción de moléculas que prácticamente es despreciable, por ese motivo es el material elegido por excelencia en los laminados de alta calidad. Sus propiedades mecánicas se las aprecia en el Anexo 1.

### 2.2.6 Determinación de las propiedades físicas las fibras sintéticas.

Entre las propiedades de las fibras que se utilizarán una de las más relevantes es la densidad la cual será de vital importancia para la investigación, es por eso que se utiliza el método gravitatorio, en el cual se utilizo una probeta graduada de 25 ml, una balanza electronica de un decimal de precisión y agua. En la Tabla 10, Tabla 11 y Tabla 12 se muestra los datos obtenidos para cada fibra y la malla de cobre.

$$\rho = \frac{m}{V} \quad \text{Ec. ( 61)}$$

**Tabla 10.** Densidad de la fibra de carbono.

Cálculo de la densidad de la Fibra de Carbono					
Muestra	Masa [g]	Volumen Inicial (Vi)[cm³]	Volumen final (Vf)[cm³]	ΔV	Densidad [g/cm³]
1	1,1	18	18,5	0,50	2,20
2	1,2	20	20,9	0,90	1,33
3	1	15	16	1,00	1,00
				Pmd.	1,51

**Fuente:** Autor.

**Tabla 11.** Densidad de la fibra de vidrio.

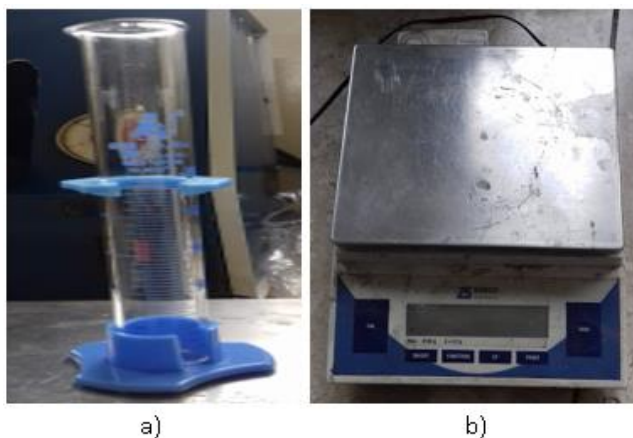
Cálculo de la densidad de la Fibra de Vidrio					
Muestra	Masa [g]	Volumen Inicial (Vi)[cm³]	Volumen final (Vf)[cm³]	ΔV	Densidad [g/cm³]
1	1,2	18	18,5	0,50	2,40
2	1,1	15	15,5	0,50	2,20
3	1,1	20	20,5	0,50	2,20
				Pmd.	2,27

**Fuente:** Autor.

**Tabla 12.** Densidad de la fibra aramida.

Cálculo de la densidad de la Fibra de Aramida					
Muestra	Masa [g]	Volumen Inicial (Vi)[cm <sup>3</sup> ]	Volumen final (Vf)[cm <sup>3</sup> ]	$\Delta V$	Densidad [g/cm <sup>3</sup> ]
1	1	18	18,6	0,60	1,67
2	1	15	15,5	0,50	2,00
3	0,6	20	20,5	0,50	1,20
Pmd.					1,62

En las Figura 39 y Figura 40 se evidencia la realización de la prueba gravitatoria para la obtención de la densidad del tejido de las fibras.



**Figura 39.** Herramientas usadas para el cálculo de la densidad. a) Probeta graduada de 25ml y b) balanza electrónica. [Autor]



**Figura 40.** Muestras de fibra de vidrio. [Autor]

### 2.2.7 Plan procesamiento y análisis

#### ➤ Revisión

Los datos primarios serán utilizados para la validación y especificación de forma,

propiedad y composición.

➤ **Tabulación**

Esta herramienta permite clasificar la información obtenida mediante tabulación asistida por computador para obtener una perspectiva global del estudio.

➤ **Análisis**

Mediante el análisis de datos se determinará de manera adecuada la mejor composición y sus respectivas propiedades que obtuvo el material compuesto.

➤ **Presentación de información**

Los procesos redactados anteriormente permitirán definir la información de forma clara mediante gráficas y tablas comparativas.

➤ **Interpretación**

La representación de los datos obtenidos de los ensayos permitirá comprobar los mejores resultados de las probetas determinando que configuración cuenta con las mejores características y propiedades.

## CAPITULO III.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

### 3.1 Análisis y discusión de resultados

#### 3.1.1 Recolección de resultados

##### 3.1.1.1 Datos de ensayos de Tracción

La tabulación de resultados de los ensayos de tracción a las cuales fueron sometidas las probetas, mediante la norma ASTM D3039, se presenta a continuación en las siguientes tablas con los resultados del comportamiento del material compuesto.

**Tabla 13.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 45°-135°.

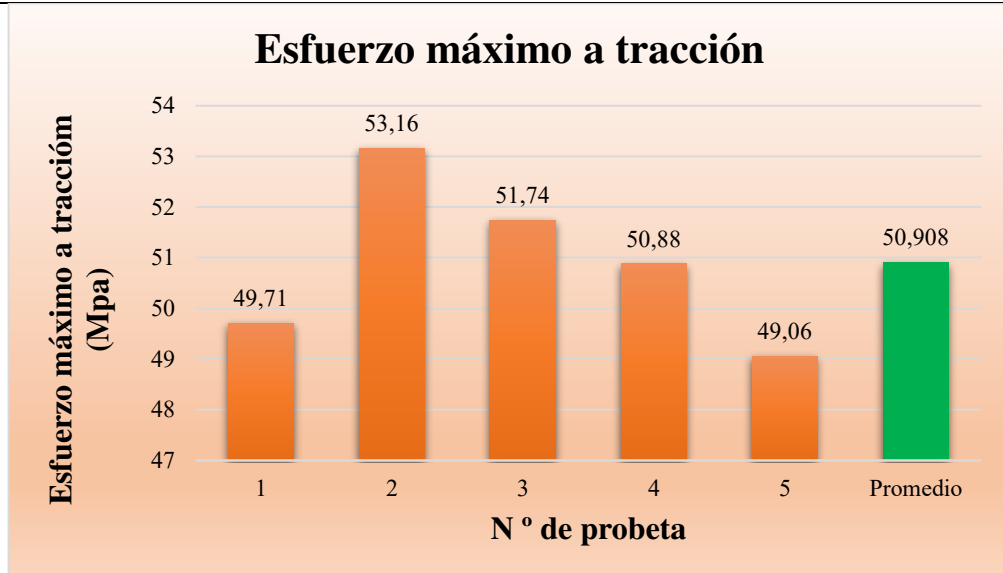
	<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>				
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	50%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>	50%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	50.8 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.58 mm	<b>Temperatura:</b>	20 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
<b>N° Probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de tracción (Mpa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (Mpa)</b>	<b>Deformación a ruptura (%)</b>	<b>Tipo de Falla</b>
1	698.97	49.71	8794.67	46.091	LGM
2	754.19	53.16	8376.88	41.425	LGM
3	706.86	51.74	9456.81	38.923	LGM

4	744.72	50.88	9328.40	36.385	LAB
5	713.17	49.06	9094.52	40.794	LAB
Promedio	723.582	50.908	9010.256	40.724	-
Desviación estándar	24.380	1.631	434.560	3.584	-

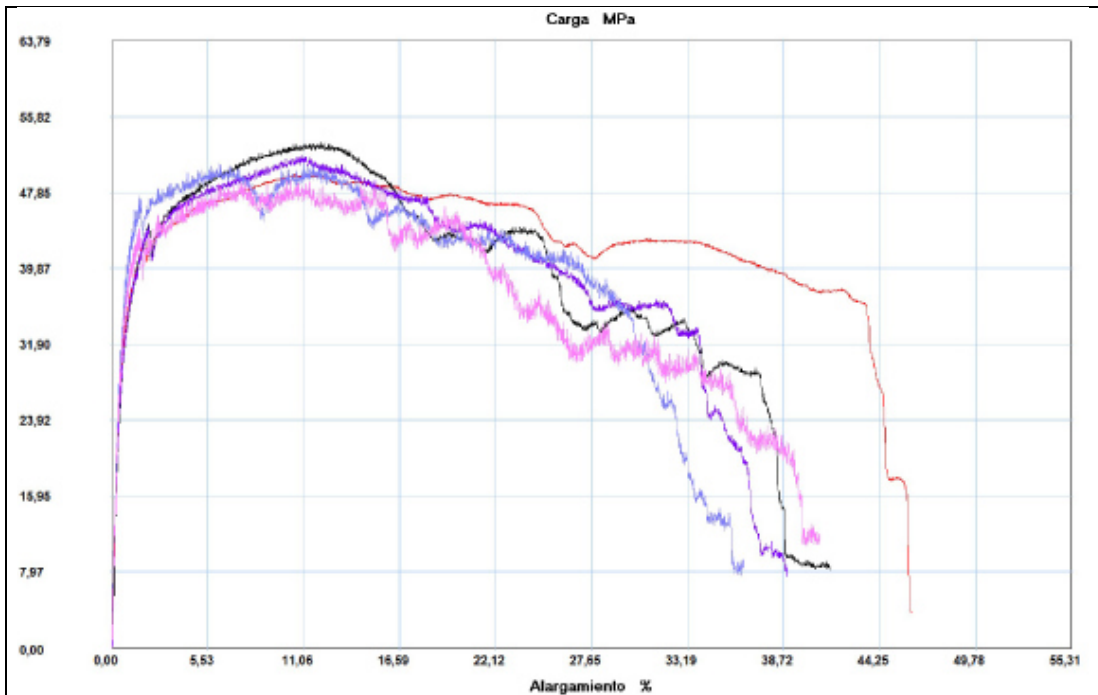
**Fotografías del ensayo:**



**Gráficas de resultados:**







Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	698,97	59,96	49,71	4,26	8794,67
2	754,19	61,53	53,16	4,34	8376,88
3	706,86	83,62	51,74	6,12	9456,81
4	744,72	116,76	50,88	7,98	9328,40
5	713,17	69,42	49,06	4,78	9094,52
Media	723,582	78,258	50,908	5,495	9010,256
Desv. Std	24,380	23,473	1,631	1,575	434,561
Coef. V.	0,034	0,300	0,032	0,287	0,048
+3 Sigma	796,721	148,677	55,800	10,220	10313,939

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

Esfuerzo máximo a tracción promedio:	20.908 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	9010.256 Mpa
Espesor real promedio:	0.58 mm

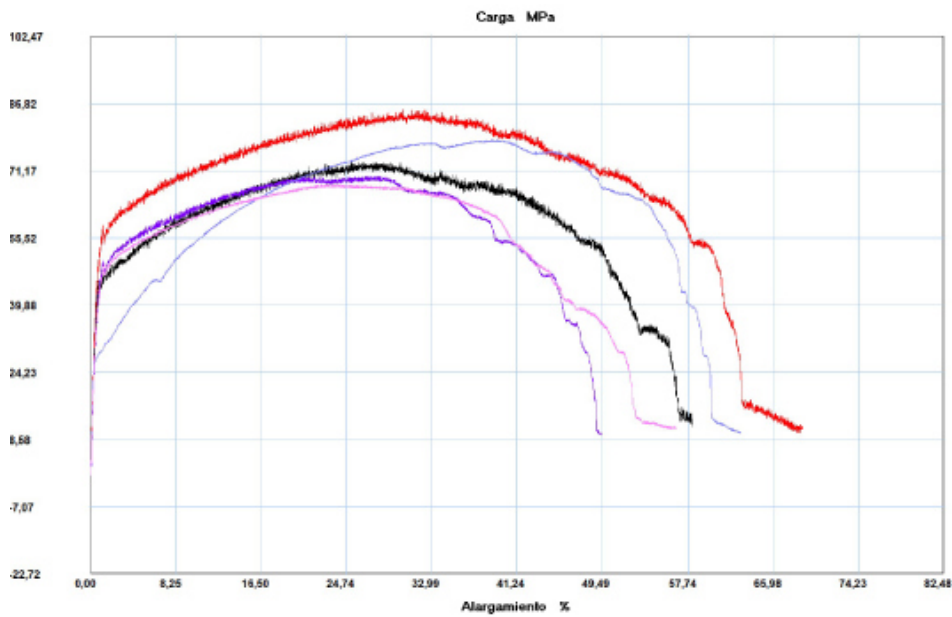
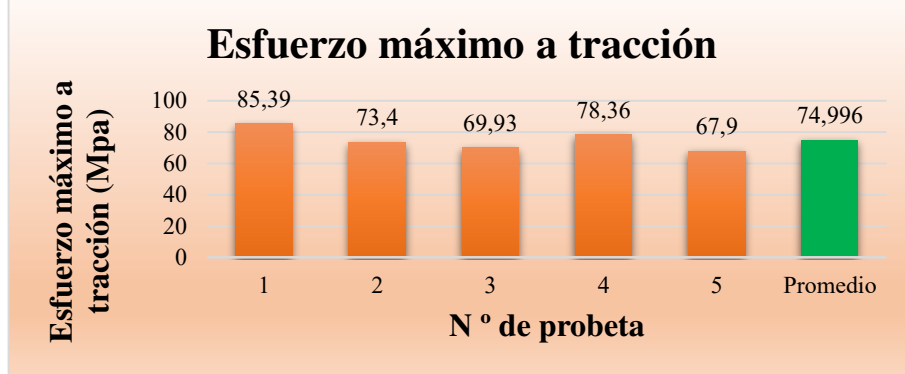
Fuente: Autor.

**Tabla 14.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 45°-135°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	35%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>	65%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	52.5 %		
<b>Espesor promedio:</b>	1.076 mm	<b>Temperatura:</b>	23.8 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	2182.11	85.39	21579.25	68.734	LAT
2	1945.44	73.40	27151.74	58.051	LGM
3	1958.06	69.93	22866.11	49.534	LAT
4	2093.75	78.36	9584	62.787	LAB
5	1800.28	67.90	25182.38	56.543	LGM
Promedio	1995.928	74.996	21272.696	59.130	-
Desviación estándar	147.049	7.036	6875.817	7.169	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					



**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	2182,11	279,27	85,39	10,93	21579,25
2	1945,44	104,13	73,40	3,93	27151,74
3	1958,06	121,49	69,93	4,34	22866,11
4	2093,75	97,82	78,36	3,66	9584,00
5	1800,28	121,49	67,90	4,58	25182,38
Media	1995,928	144,840	74,996	5,488	21272,696
Desv. Std	147,049	75,878	7,036	3,062	6875,817
Coef. V.	0,074	0,524	0,094	0,558	0,323
+3 Sigma	2437,076	372,475	96,103	14,675	41900,148

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

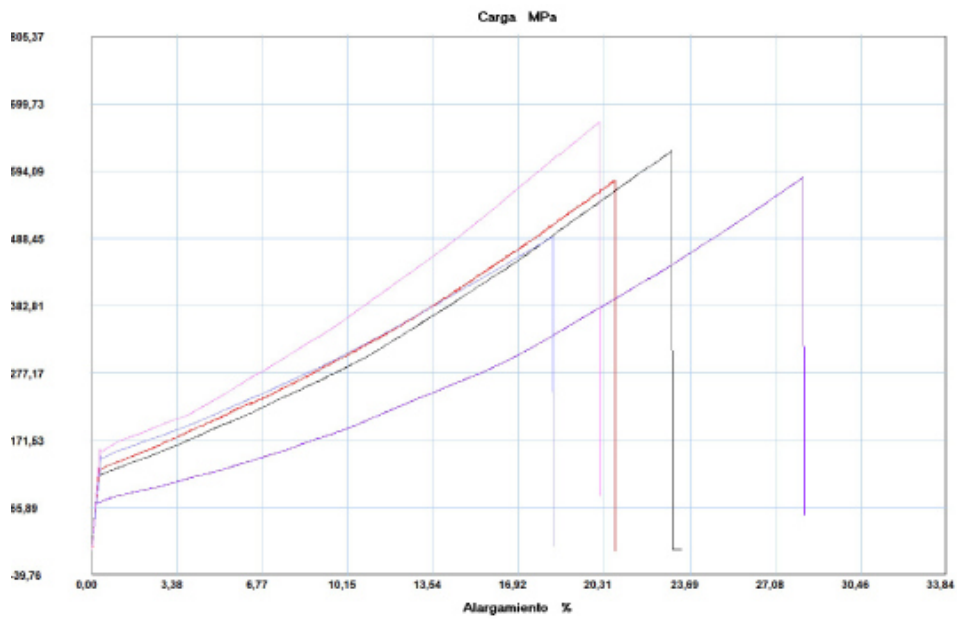
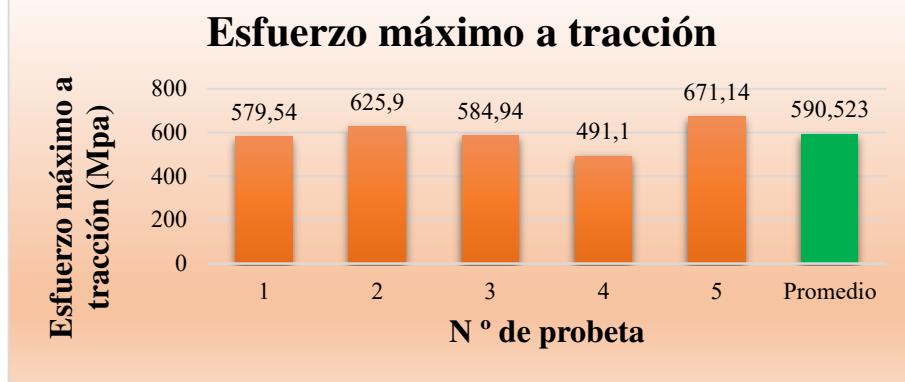
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	74.996 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	21272.696 Mpa
Espesor real promedio:	1.076 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 15.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	53%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>	47%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	51.6 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.568 mm	<b>Temperatura:</b>	22.5 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	7754.92	579.54	62748.44	20.766	LAT
2	8502.8	625.90	54295.07	23.365	SMG
3	8475.98	584.94	47584.07	28.204	SMG
4	7862.21	491.10	41009.7	18.295	SMG
5	8458.09	671.14	86018.43	20.175	SMG
Promedio	8212.800	590.523	58331.143	22.161	-
Desviación estándar	371.182	66.687	17449.358	3.834	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	7754,92	47,33	579,54	3,54	62748,44
2	8502,80	75,73	625,90	5,57	54295,07
3	8475,98	50,49	584,94	3,48	47584,07
4	7862,21	206,69	491,10	12,91	41009,70
5	8468,09	88,36	671,14	7,00	86018,43
Media	8212,800	93,720	590,523	6,502	58331,143
Desv. Std	371,182	65,451	66,687	3,875	17449,358
Coef. V.	0,045	0,698	0,113	0,596	0,299
+3 Sigma	9326,346	290,074	790,583	18,128	110679,220

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

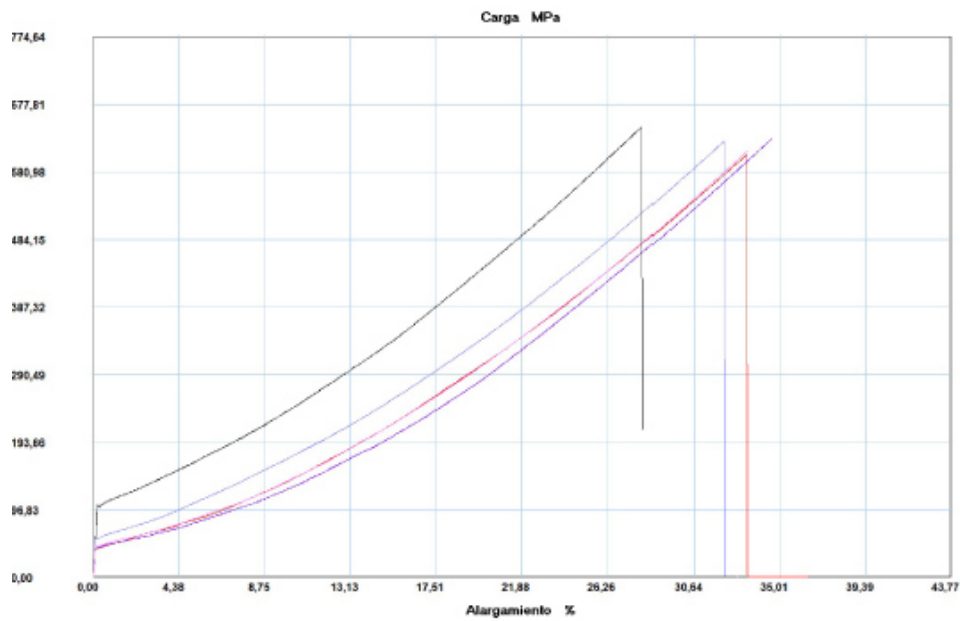
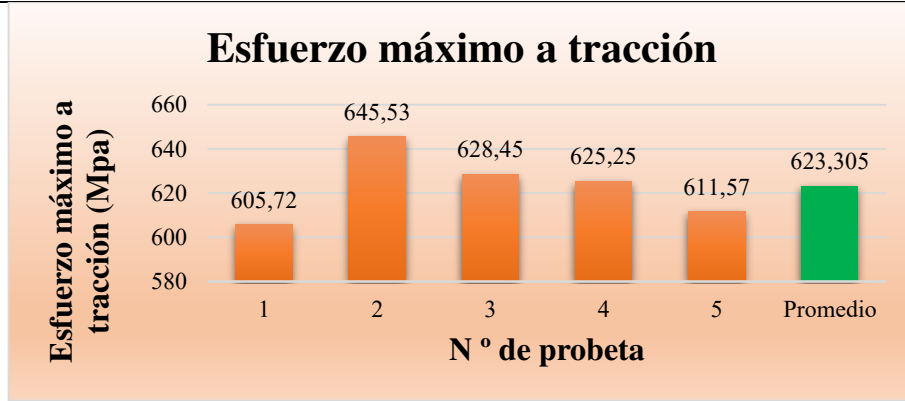
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	590.523 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	58331.143 Mpa
Espesor real promedio:	0.568 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 16.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	40%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>	60%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	56.1 %		
<b>Espesor promedio:</b>	1.106 mm	<b>Temperatura:</b>	21.6 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	16865.18	605.72	60225.53	36.471	SMG
2	17060.83	645.53	142442.8	28.069	SMG
3	16839.94	628.45	56634.16	35.132	SMG
4	17163.38	625.25	46442.11	32.963	SMG
5	16863.6	611.57	95042.66	33.382	LGM
Promedio	16958.58	623.305	80157.451	33.203	-
Desviación estándar	145.102	15.584	39333.146	3.196	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	16865,18	61,53	605,72	2,21	60225,53
2	17060,83	85,20	645,53	3,22	142442,80
3	16839,94	124,65	628,45	4,65	56634,16
4	17163,38	94,67	625,25	3,45	46442,11
5	16863,60	83,62	611,57	3,03	95042,66
Media	16958,586	89,934	623,305	3,313	80157,451
Desv. Std	145,102	22,895	15,584	0,882	39333,146
Coef. V.	0,009	0,255	0,025	0,266	0,491
+3 Sigma	17393,892	158,619	670,056	5,960	198156,890

**Observaciones:**

- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.



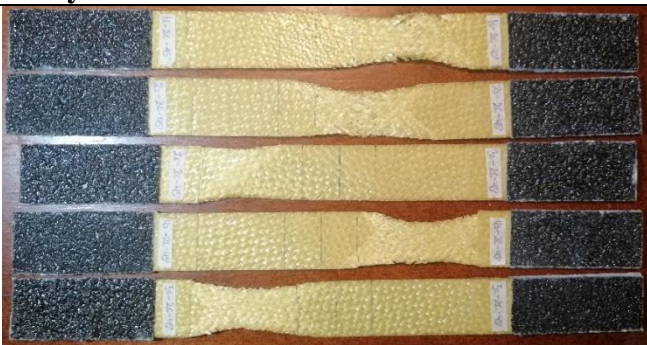
**Evaluación:**

Esfuerzo máximo de tracción promedio:	623.305 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	80157.451 Mpa
Espesor real promedio:	1.106 mm

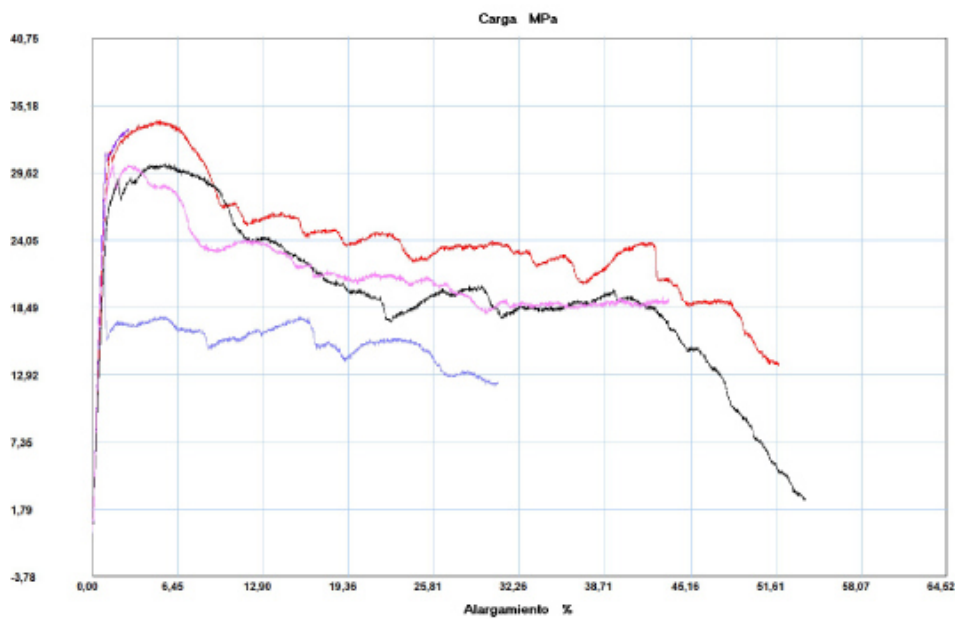
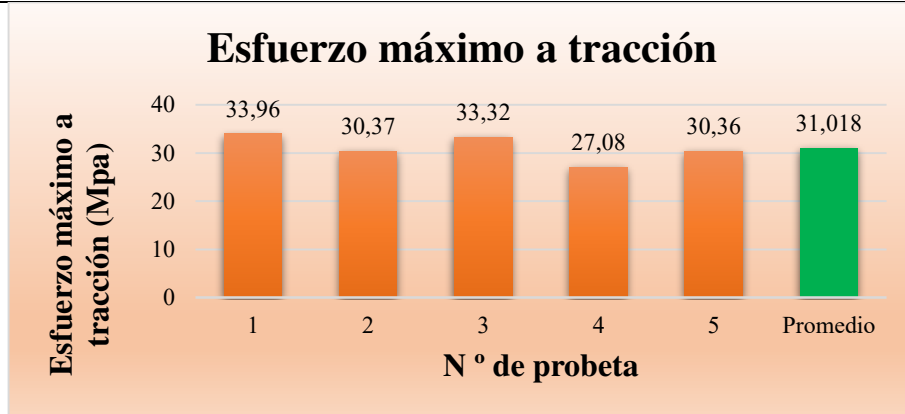
Fuente: Autor.



**Tabla 17.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 45°-135°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	30%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>	70%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	55.2 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.68 mm	<b>Temperatura:</b>	20.8 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	591.68	33.96	4078.97	51.847	LAT
2	501.74	30.37	3257.85	53.765	LGM
3	564.85	33.32	4349.31	-	LAT
4	465.45	27.08	7887.81	30.696	LAB
5	468.61	30.36	5334.18	43.44	LAT
Promedio	518.466	31.018	4981.623	44.937	-
Desviación estándar	57.201	2.751	1785.791	10.5	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	591,68	72,58	33,96	4,17	4078,97
2	501,74	69,42	30,37	4,20	3257,85
3	564,85	29,98	33,32	1,77	4349,31
4	465,45	167,25	27,08	9,73	7887,81
5	468,61	53,64	30,36	3,48	5334,18
Media	518,466	78,574	31,018	4,669	4981,623
Desv. Std	57,201	52,360	2,751	2,998	1785,791
Coef. V.	0,110	0,666	0,089	0,642	0,358
+3 Sigma	690,069	235,654	39,270	13,662	10338,997

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

Esfuerzo máximo a tracción promedio:	31.018 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	4981.623 Mpa
Espesor real promedio:	0.68 mm

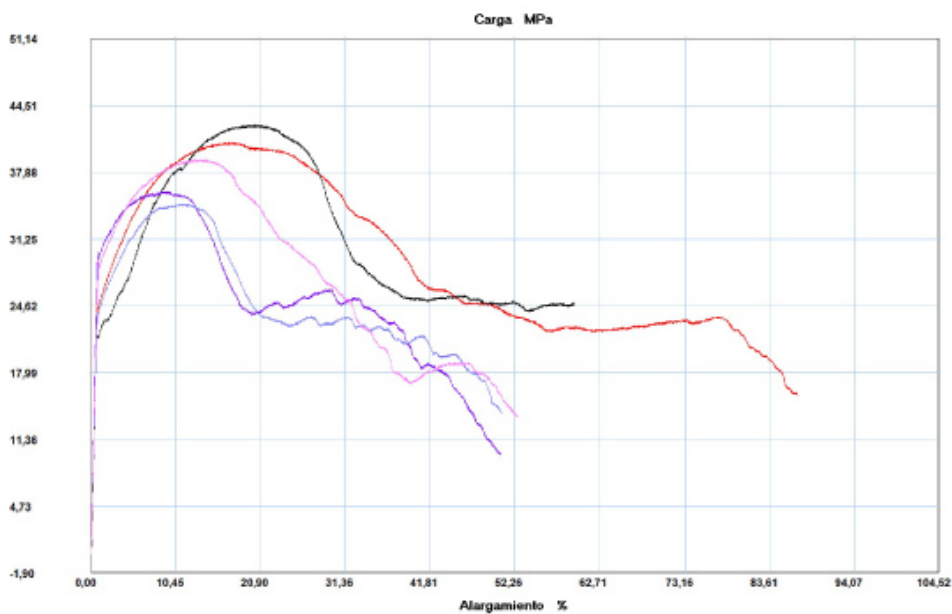
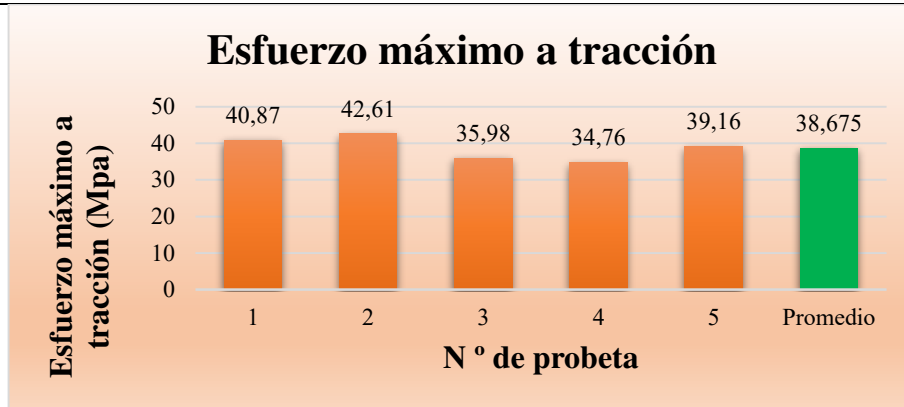
Fuente: Autor.

**Tabla 18.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 45°-135°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	32%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>	68%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	50.9 %		
<b>Espesor promedio:</b>	1.184 mm	<b>Temperatura:</b>	24.1 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	1167.58	40.87	3957.05	87.099	LAB
2	1227.53	42.61	5161.19	59.648	LGM
3	1058.71	35.98	4559.86	50.601	LAT
4	1046.08	34.76	4261.19	50.770	LAT
5	1112.35	39.16	4143.62	52.733	LAT
Promedio	1122.45	38.675	4416.581	60.170	-
Desviación estándar	75.953	3.285	470.319	15.497	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					



**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	1167,58	104,13	40,87	3,64	3957,05
2	1227,53	83,62	42,61	2,90	5161,19
3	1058,71	78,89	35,98	2,68	4559,86
4	1046,08	61,53	34,76	2,04	4261,19
5	1112,35	77,31	39,16	2,72	4143,62
Media	1122,450	81,096	38,675	2,799	4416,581
Desv. Std	75,953	15,321	3,284	0,573	470,319
Coef. V.	0,068	0,189	0,085	0,205	0,106
+3 Sigma	1350,310	127,060	48,528	4,519	5827,537

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

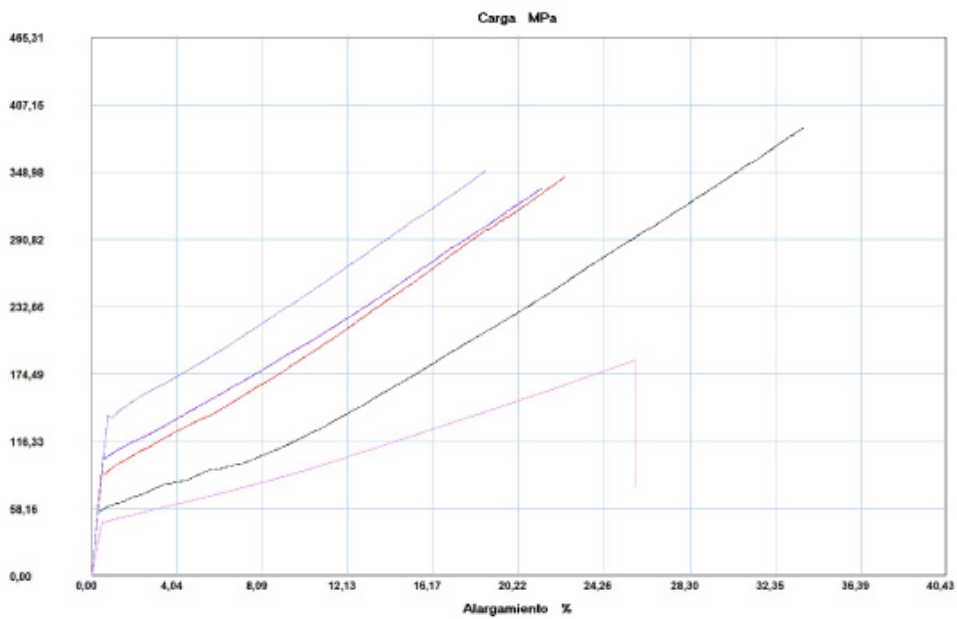
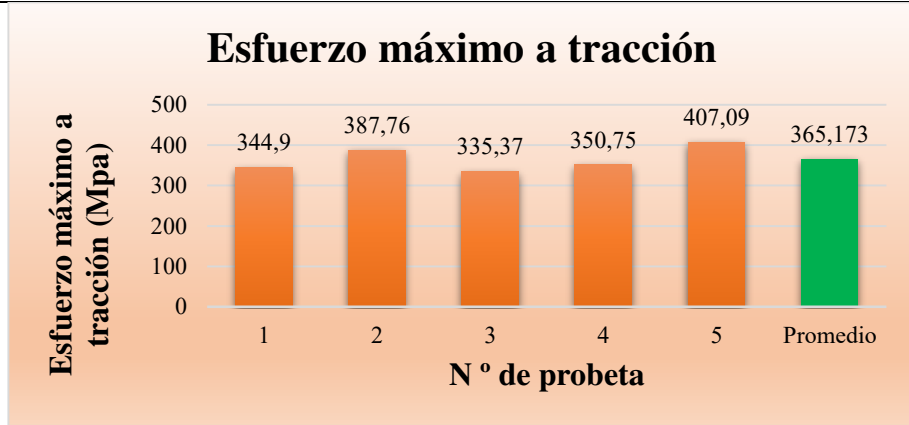
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	38.675 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	4416.581 Mpa
Espesor real promedio:	1.184 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 19.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 0°-90°.

	<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>				
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	59%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>	41%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	52.5 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.66 mm	<b>Temperatura:</b>	23.8 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
<b>N° Probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de tracción (Mpa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (Mpa)</b>	<b>Deformación a ruptura (%)</b>	<b>Tipo de Falla</b>
1	5230.43	344.90	26701.75	22.416	SMG
2	6462.7	387.76	28884.48	33.674	SMG
3	5536.52	335.37	24024.49	21.401	SMG
4	5960.95	350.75	19513.17	18.739	SMG
5	6424.83	407.09	16590.32	25.781	SMG
Promedio	5923.086	365.173	23142.842	24.402	-
Desviación estándar	541.657	30.718	5062.598	5.764	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	5230,43	52,07	344,90	3,43	26701,75
2	6462,70	100,98	387,76	6,06	28884,48
3	5536,52	127,80	335,37	7,74	24024,49
4	5960,95	138,85	350,75	8,17	19513,17
5	6424,83	102,56	186,55	2,98	16590,32
Media	5923,086	104,452	321,066	5,676	23142,842
Desv. Std	541,657	33,496	77,775	2,395	5062,598
Coef. V.	0,091	0,321	0,242	0,422	0,219
+3 Sigma	7548,057	204,939	554,391	12,861	38330,637

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

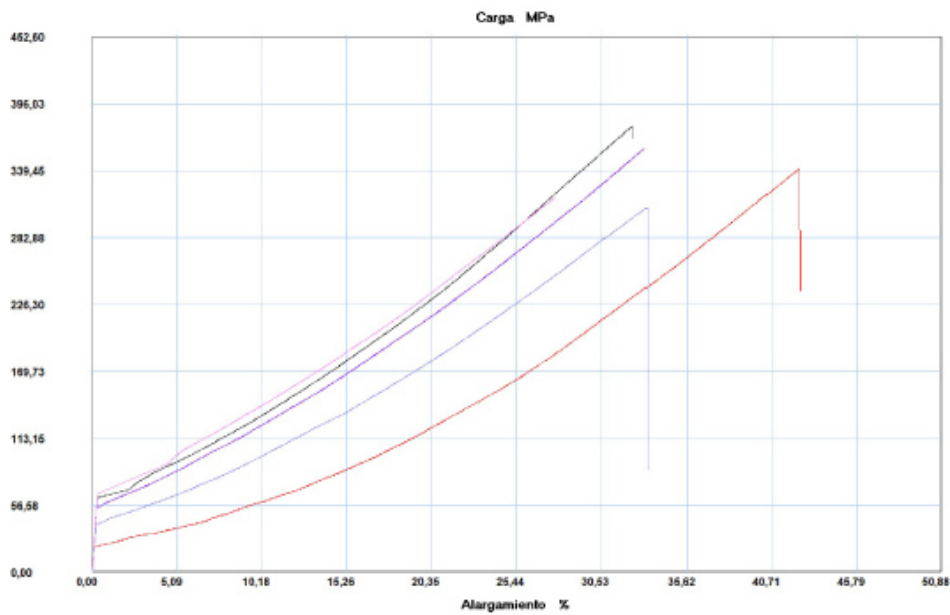
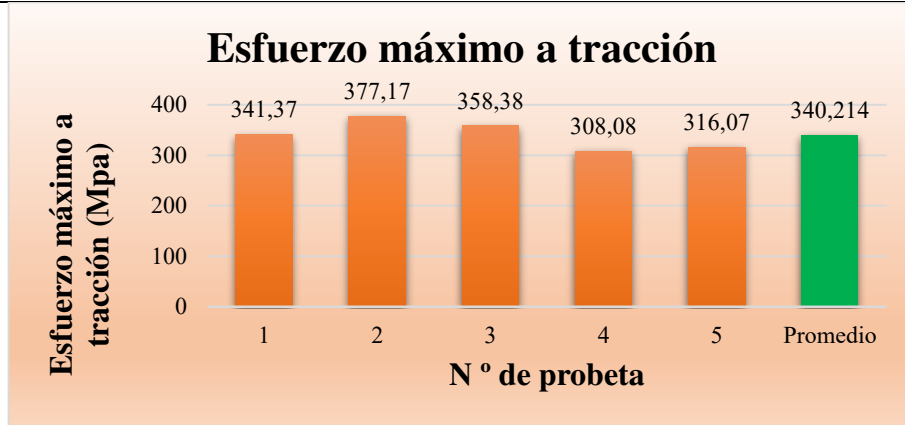
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	5923.086 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	23142.842 Mpa
Espesor real promedio:	0.66 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 20.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	54%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>	46%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	51.6 %		
<b>Espesor promedio:</b>	1.41 mm	<b>Temperatura:</b>	22.5 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	11584.26	341.37	28189.29	42.403	LAT
2	12302.16	377.17	22256.12	32.447	LAB
3	12117.56	358.38	25750.40	33.157	SMG
4	11906.13	308.08	27775.02	33.268	LAT
5	10885.29	316.07	26472	27.809	LAB
Promedio	11759.08	340.214	26088.565	33.817	-
Desviación estándar	556.583	28.78	2356.171	5.302	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	11584,26	64,69	341,37	1,91	28189,29
2	12302,16	78,89	377,17	2,42	22256,12
3	12117,56	83,62	358,38	2,47	25750,40
4	11906,13	89,93	308,08	2,33	27775,02
5	10885,29	129,38	316,07	3,76	26472,00
Media	11759,080	89,302	340,214	2,576	26088,565
Desv. Std	556,583	24,254	28,780	0,696	2356,171
Coef. V.	0,047	0,272	0,085	0,270	0,090
+3 Sigma	13428,829	162,065	426,554	4,666	33157,080

**Observaciones:**

- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.




**Evaluación:**

Esfuerzo máximo a tracción promedio:	340.214 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	26088.565 Mpa
Espesor real promedio:	1.41 mm

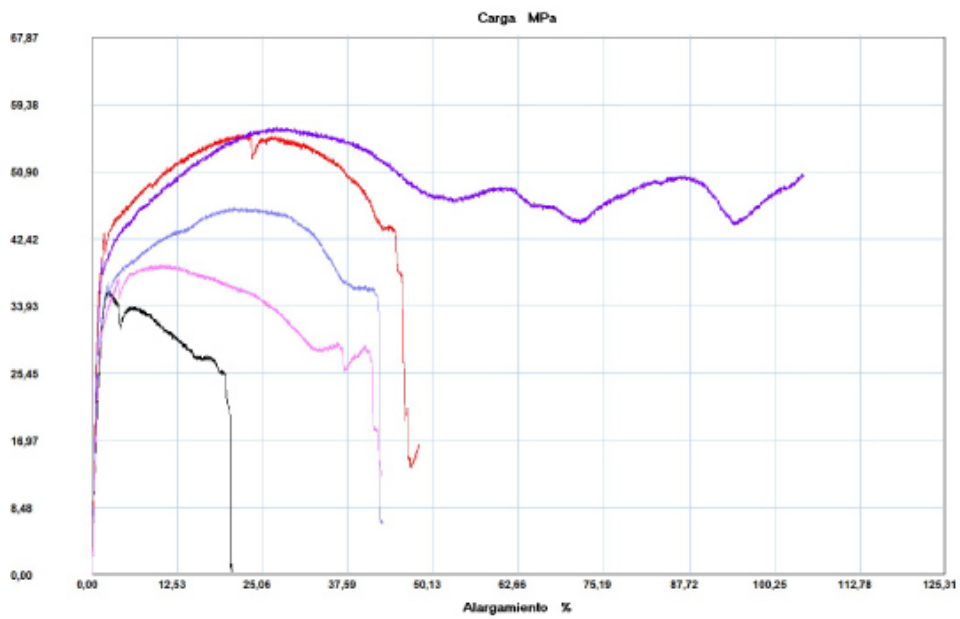
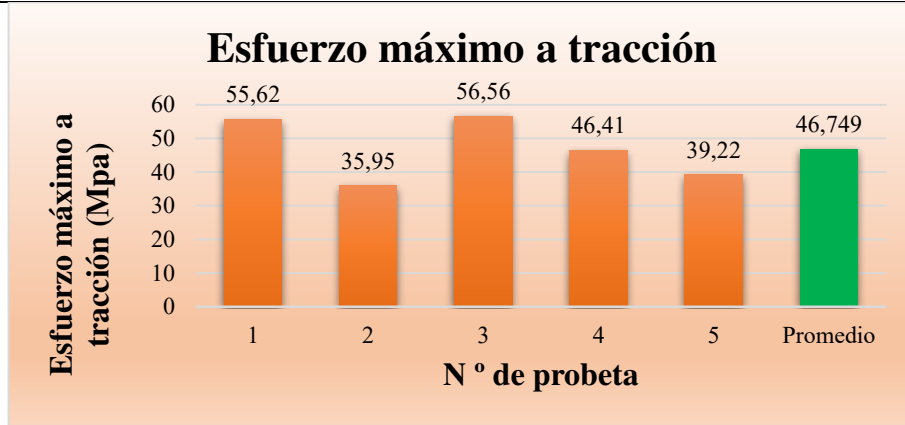
**Fuente:** Autor.



**Tabla 21.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 45°-135°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	67%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	33%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	49.4 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.44 mm	<b>Temperatura:</b>	24.4 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	545.92	55.62	6616.78	48.084	LGM
2	397.61	35.95	4062.09	20.573	LGM
3	572.74	56.56	9046.14	104.428	LGM
4	528.56	46.41	9593.99	42.681	LGM
5	463.87	39.22	4324.94	42.474	LGM
Promedio	501.740	46.749	6728.789	51.648	-
Desviación estándar	70.692	9.331	2573.023	31.339	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	545,92	69,42	55,62	7,07	6616,78
2	397,61	112,02	35,95	10,13	4062,09
3	572,74	64,69	56,56	6,39	9046,14
4	528,56	71,00	46,41	6,23	9593,99
5	463,87	175,14	39,22	14,81	4324,94
Media	501,740	98,454	46,749	8,926	6728,789
Desv. Std	70,692	46,908	9,331	3,646	2573,023
Coef. V.	0,141	0,476	0,200	0,408	0,382
+3 Sigma	713,816	239,178	74,742	19,864	14447,856

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

Esfuerzo máximo a tracción promedio:	46.749 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	6728.789 Mpa
Espesor real promedio:	0.44 mm

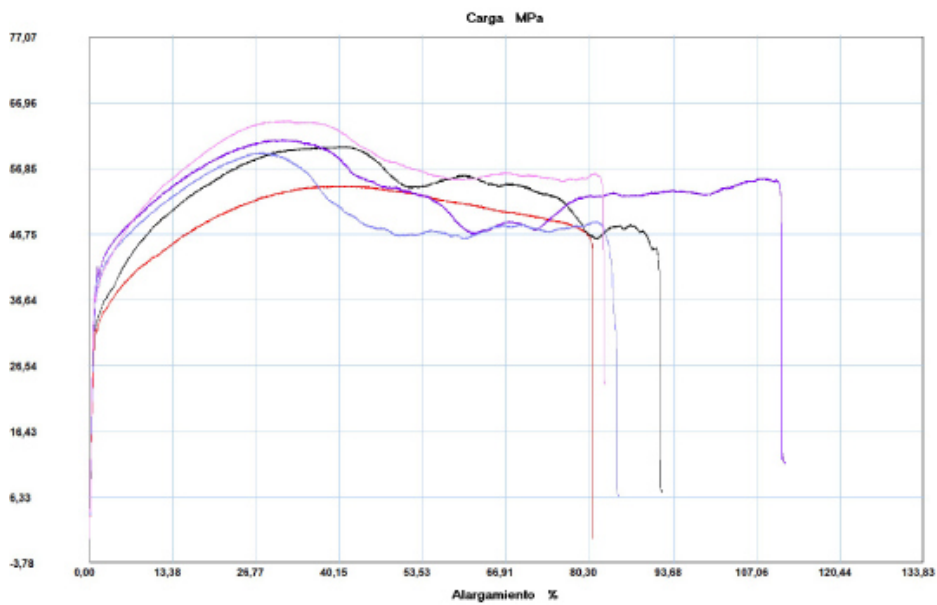
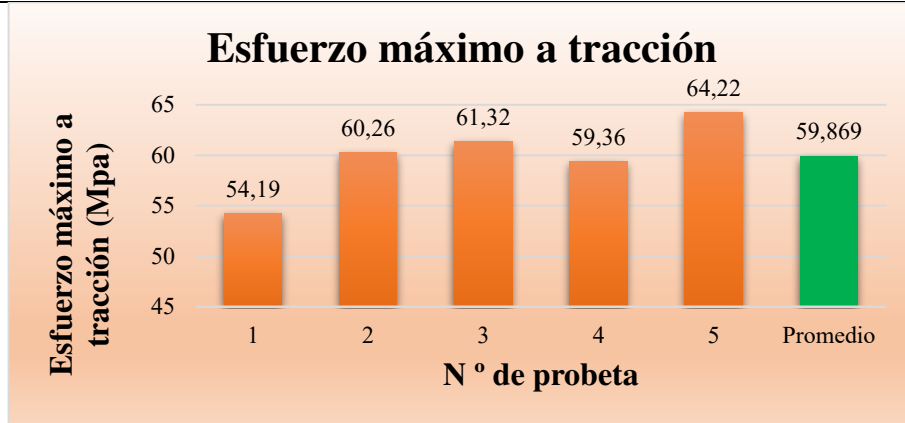
**Fuente:** Autor.

**Tabla 22.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 45°-135°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	60%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	40%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	47.7 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.874 mm	<b>Temperatura:</b>	24.5 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	1345.87	54.19	7204.99	80.947	LAT
2	1292.22	60.26	15271.29	91.784	LAB
3	1259.09	61.32	9570.75	111.521	LAB
4	1282.76	59.36	9340.09	85.083	LAB
5	1263.82	64.22	9436.95	82.925	LGM
Promedio	1288.752	59.869	10164.815	90.452	-
Desviación estándar	34.684	3.664	3016.603	12.465	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					



**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	1345,87	135,69	54,19	5,46	7204,99
2	1292,22	105,71	60,26	4,93	15271,29
3	1259,09	140,42	61,32	6,84	9570,75
4	1282,76	105,71	59,36	4,89	9340,09
5	1263,82	96,25	64,22	4,89	9436,95
Media	1288,752	116,756	59,869	5,403	10164,815
Desv. Std	34,684	19,894	3,664	0,838	3016,603
Coef. V.	0,027	0,170	0,061	0,155	0,297
+3 Sigma	1392,803	176,437	70,861	7,918	19214,623

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

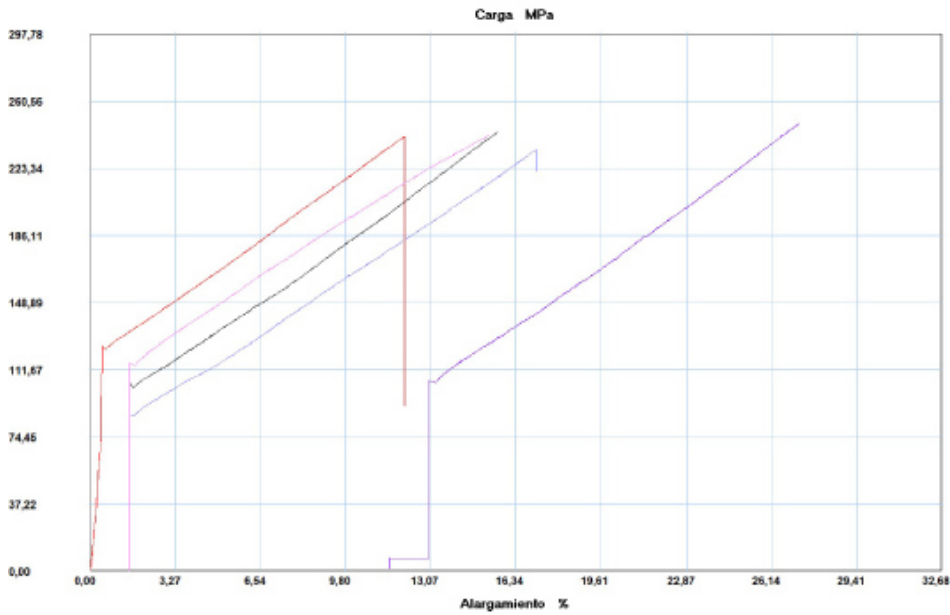
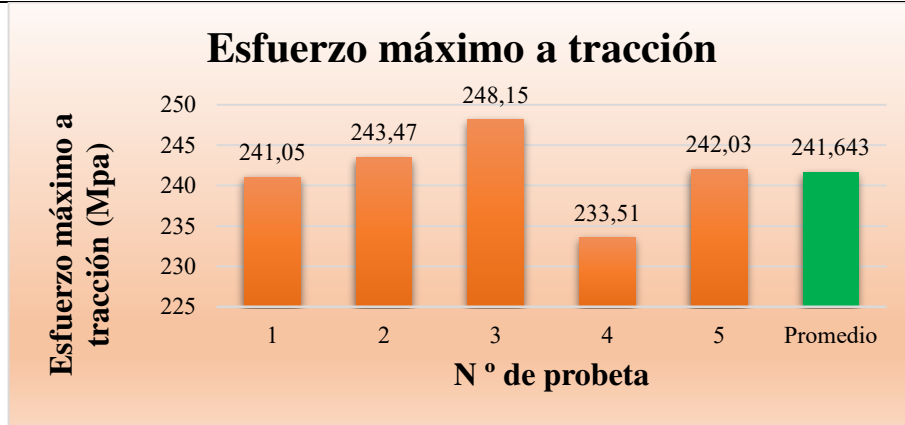
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	59.869 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	10164.815 Mpa
Espesor real promedio:	0.874 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 23.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	44%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	56%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	50.7 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.452 mm	<b>Temperatura:</b>	23.9 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	2693.32	241.05	23605.39	12.097	LAB
2	2642.83	243.47	23035.36	15.685	LAB
3	2754.85	248.15	18413.33	27.231	LAT
4	2579.71	233.51	20106.49	17.145	LAT
5	2792.72	242.03	22364.53	15.357	LAT
Promedio	2692.686	241.643	21505.018	17.503	-
Desviación estándar	85.324	5.3	2179.833	5.742	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	2693,32	45,76	241,05	4,10	23605,39
2	2642,83	41,02	243,47	3,78	23035,36
3	2754,85	64,69	248,15	5,83	18413,33
4	2579,71	48,91	233,51	4,43	20106,49
5	2792,72	52,07	242,03	4,51	22364,53
Media	2692,686	50,490	241,643	4,528	21505,018
Desv. Std	85,324	8,926	5,300	0,782	2179,833
Coef. V.	0,032	0,177	0,022	0,173	0,101
+3 Sigma	2948,658	77,268	257,541	6,874	28044,517

**Observaciones:**




- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**

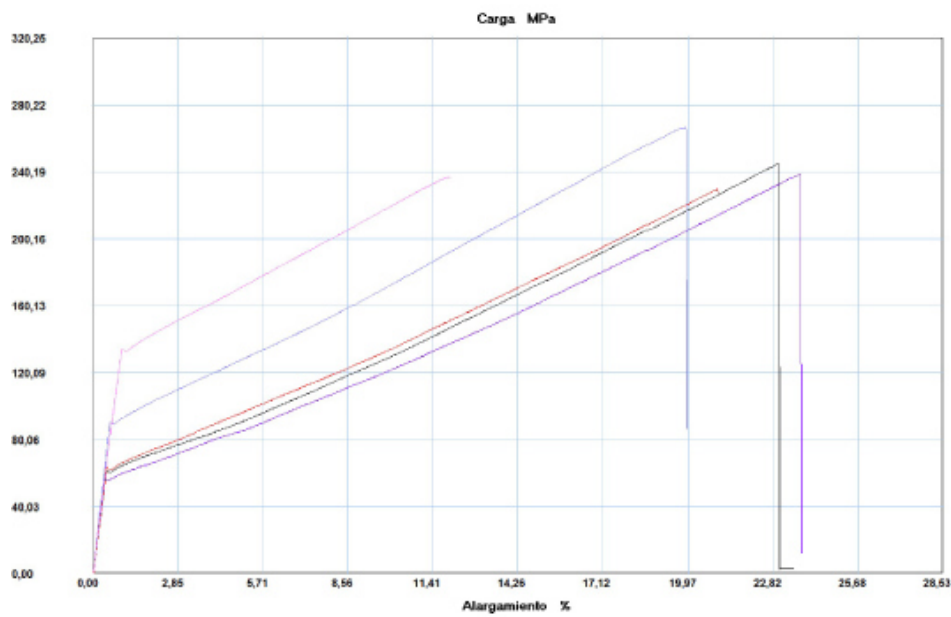
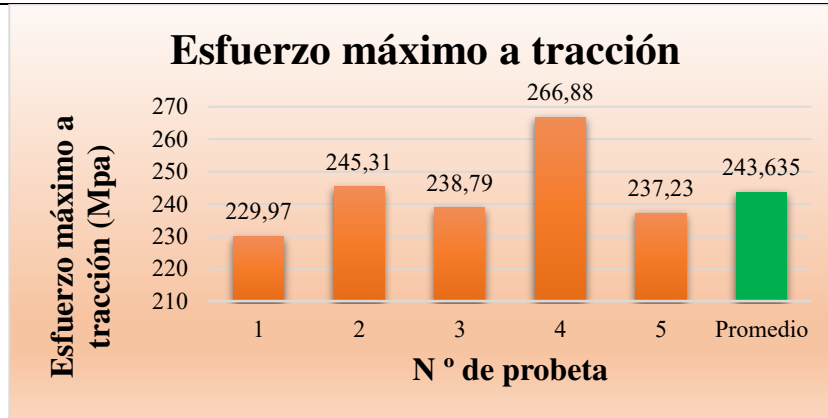
Esfuerzo máximo a tracción promedio:	241.643 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	21505.018 Mpa
Espesor real promedio:	0.452 mm

Fuente: Autor.

**Tabla 24.-** Ficha técnica de ensayo de tracción del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Tracción</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 25 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina Universal de Ensayos Modelo MTE-50 Serie 8210M002.				
<b>Norma:</b>	ASTM-D3039				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Sr. Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	50%		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de Vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	50%		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(250x25*e)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	10 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	51.8 %		
<b>Espesor promedio:</b>	0.898 mm	<b>Temperatura:</b>	23.5 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)	Tipo de Falla
1	5306.16	229.97	21564.12	20.962	LMG
2	5590.17	245.31	17505.73	23.507	LMG
3	5408.72	238.79	17178.18	23.774	LMG
4	5315.63	266.88	23475.40	19.922	LMG
5	5340.88	237.23	14058.57	12.049	LMG
Promedio	5392.312	243.635	18756.401	20.043	-
Desviación estándar	117.648	14.091	3750.895	4.761	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N	FYield N	CMax MPa	C.Yield MPa	MYoung MPa
1	5306,16	39,44	229,97	1,71	21564,12
2	5590,17	94,67	245,31	4,15	17505,73
3	5408,72	88,36	238,79	3,90	17178,18
4	5315,63	53,64	266,88	2,69	23475,40
5	5340,88	85,20	237,23	3,78	14058,57
Media	5392,312	72,262	243,635	3,248	18756,401
Desv. Std	117,648	24,252	14,091	1,026	3750,895
Coef. V.	0,022	0,336	0,058	0,316	0,200
+3 Sigma	5745,257	145,019	285,908	6,327	30009,086

**Observaciones:**

- La matriz y el refuerzo presentan aceptable adherencia.
- Las sobremontas de las probetas resisten la ejecución del ensayo.

**Evaluación:**


Esfuerzo máximo a tracción promedio:	243.635 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	18756.401 Mpa
Espesor real promedio:	0.898 mm

Fuente: Autor.

### 3.1.1.2 Datos de ensayos de Flexión

La tabulación de resultados de los ensayos de flexión a las cuales fueron sometidas las probetas, mediante la norma ASTM D7264-07, se presenta a continuación en las siguientes tablas los resultados del comportamiento del material compuesto.

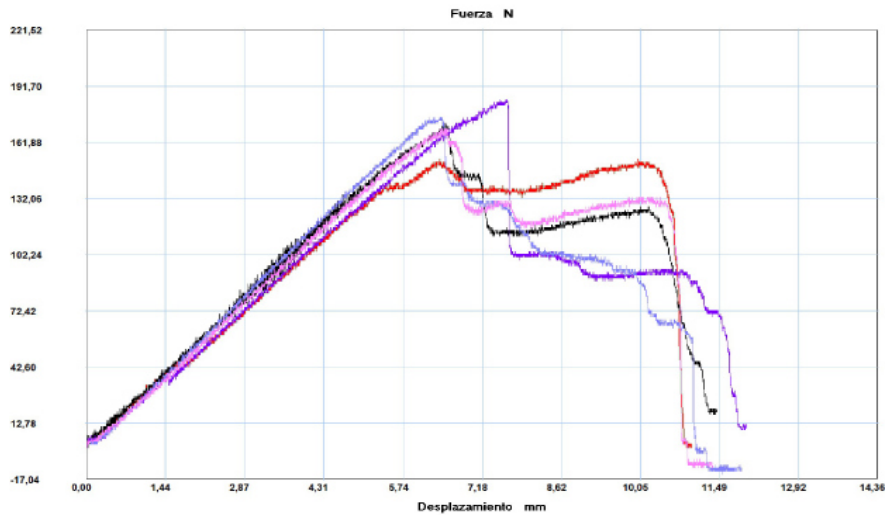
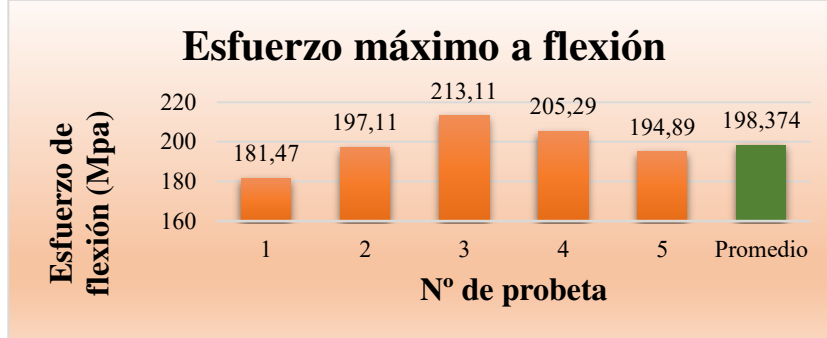
**Tabla 25.-** Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de vidrio.

	<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>				
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Flexión</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 7 de noviembre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.				
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	35 %		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	65 %		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(160x13xe)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	5 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	50.8 %		
<b>Espesor promedio:</b>	3.09 mm	<b>Temperatura:</b>	22.5 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
<b>N° Probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de flexión (Mpa)</b>	<b>Módulo de flexión (Mpa)</b>	<b>Deflexión (mm)</b>	<b>Tipo de Falla</b>
1	153.05	181.47	14233.21	6.400	OAB
2	171.98	197.11	14963.30	6.506	OAB
3	184.60	213.11	14080.64	7.499	OAB
4	175.14	205.29	16499.67	6.205	OAB
5	168.82	194.89	15104.74	6.393	OAB
Promedio	170.718	198.37	14976.31	6.60	-
Desviación estándar	11.507	11.88	960.69	0.51	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					





**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N
1	153,05
2	171,98
3	184,60
4	175,14
5	168,82
Media	170,718
Desv. Std	11,507
Coef. V.	0,067
+3 Sigma	205,238

**Observaciones:**




La matriz y el refuerzo presentan una aceptable adherencia.

**Evaluación:**

Esfuerzo máximo a flexión promedio:	198.37 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	14976.31 Mpa
Espesor real promedio:	3.09 mm
Deflexión promedio:	6.6 mm

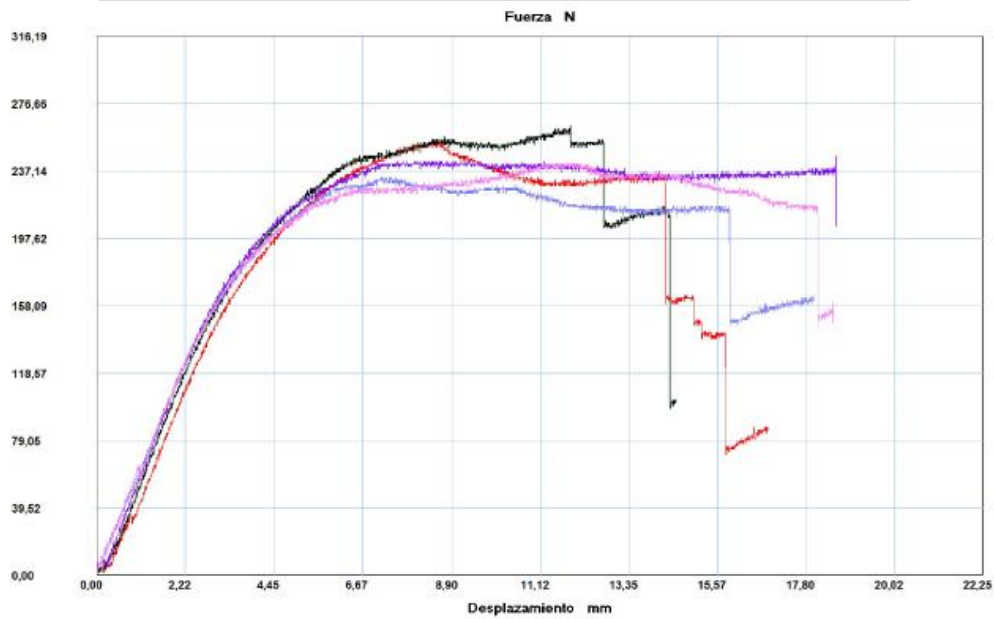
Fuente: Autor.

**Tabla 26.-** Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de aramida.

	<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>				
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Flexión</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 7 de noviembre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.				
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>			
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.			
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	35 %		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>	65 %		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(160x13xe)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	5 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	51.3 %		
<b>Espesor promedio:</b>	3.806 mm	<b>Temperatura:</b>	21.8 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (Mpa)	Módulo de flexión (Mpa)	Deflexión (mm)	Tipo de Falla
1	254.03	205.86	10297.17	8.277	OAB
2	263.49	209.97	7350.06	11.859	OAB
3	246.14	175.77	5506.34	12.54	OAB
4	233.51	166.60	9188.31	7.141	OAB
5	242.98	181.91	6222.00	11.787	OAB
Promedio	248.03	188.02	7712.77	10.32	-
Desviación estándar	11.346	19.01	2004.91	2.44	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					



**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N
1	254,03
2	263,49
3	246,14
4	233,51
5	242,98
Media	248,030
Desv. Std	11,346
Coef. V.	0,046
+3 Sigma	282,068

**Observaciones:**




La matriz y el refuerzo presentan una aceptable adherencia.

**Evaluación:**

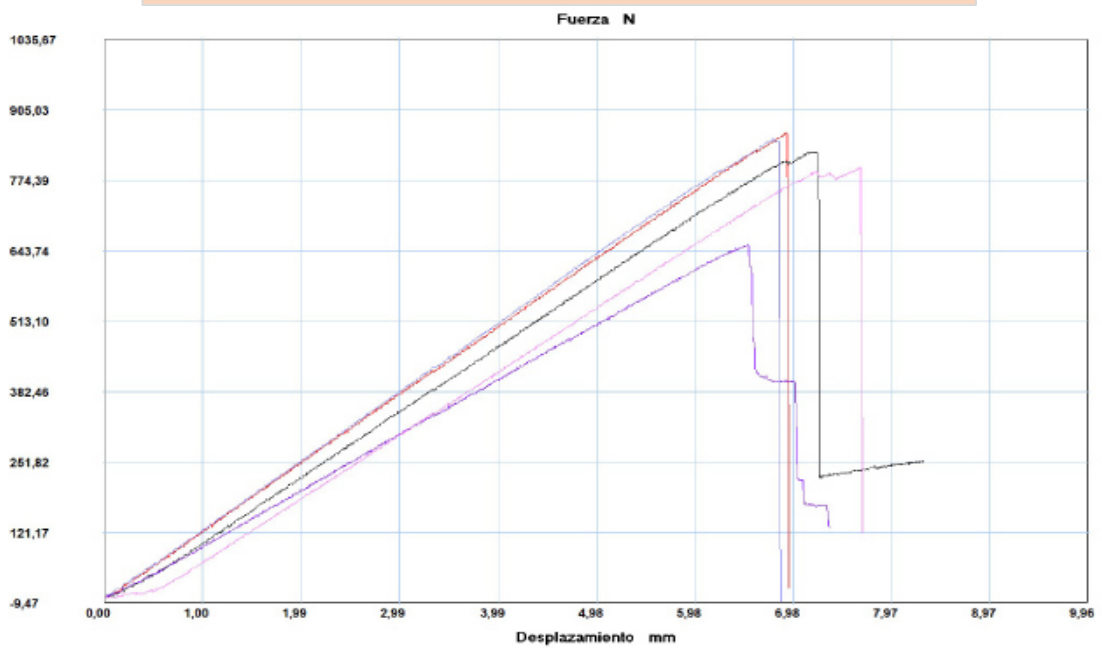
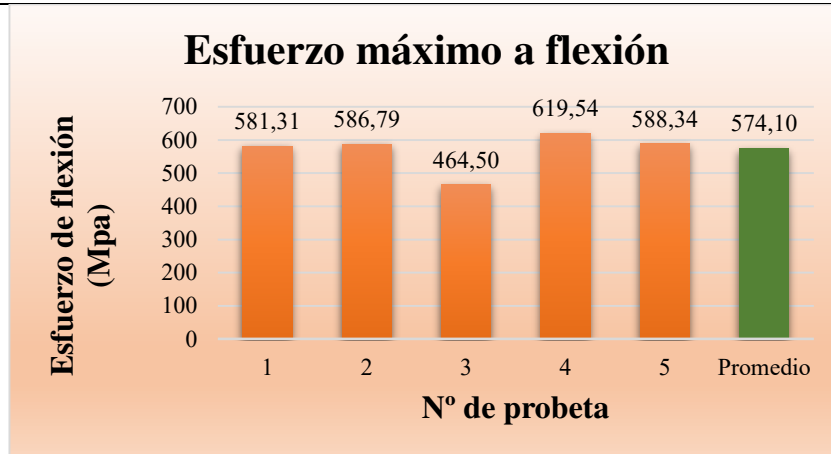
Esfuerzo máximo a flexión promedio:	188.02 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	7712.77 Mpa
Espesor real promedio:	3.806 mm
Deflexión promedio:	10.32 mm

**Fuente:** Autor.

**Tabla 27.-** Ficha técnica de ensayo de flexión del material compuesto de fibra de carbono.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Flexión</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Centro de Fomento Productivo Metalmecánico Carrocero.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 7 de noviembre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.				
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>		
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.		
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	35 %		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>	65 %		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Curado:</b>	Ambiente		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	(160x13xe)mm	<b>Velocidad de ensayo:</b>	5 mm/min		
<b>Número de probetas</b>	5	<b>Humedad relativa:</b>	51.2 %		
<b>Espesor promedio:</b>	3.922 mm	<b>Temperatura:</b>	21.4 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (Mpa)	Módulo de flexión (Mpa)	Deflexión (mm)	Tipo de Falla
1	863.03	581.31	31854.87	6.904	OAB
2	826.77	586.79	32106.23	7.125	OAB
3	656.37	464.50	30458.88	6.511	OAB
4	852.01	619.54	36068.31	6.765	OAB
5	798.37	588.34	30521.55	7.631	OAB
Promedio	799.316	574.10	32201.97	6.99	-
Desviación estándar	83.708	46.95	2288.03	0.42	-
<b>Fotografías del ensayo:</b>					
					

**Gráficas de resultados:**



Probeta	FMax N
1	863,06
2	826,77
3	656,37
4	852,01
5	798,37
Media	799,316
Desv. Std	83,708
Coef. V.	0,105
+3 Sigma	1050,440

**Observaciones:**

**Evaluación:**



Esfuerzo máximo a flexión promedio:	574.10 Mpa
Módulo de elasticidad promedio:	32201.97 Mpa
Espesor real promedio:	3.922 mm
Deflexión promedio:	6.99 mm

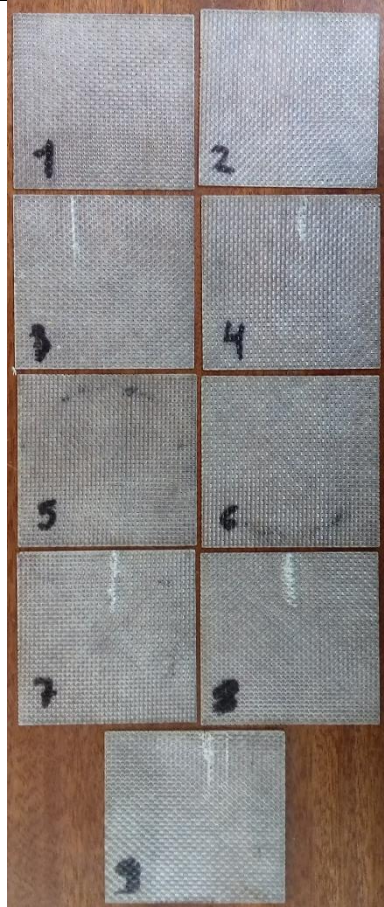
**Fuente:** Autor.

### 3.1.1.3 Datos de ensayo a Impacto

La tabulación de resultados de los ensayos a impacto a las cuales fueron sometidas las probetas, mediante la norma ASTM D5628-10, se presenta a continuación las siguientes fichas técnicas con los resultados del comportamiento del material compuesto.

**Tabla 28.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 0°-90°.

	<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>				
<b>Ensayo de Impacto</b>				
<b>Datos Informativos:</b>				
<b>Lugar:</b>	Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>	Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>		
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.		
<b>Parámetros de ensayo:</b>				
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	44%	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	56%	
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	
<b>Orientación:</b>	0-90°	<b>Diámetro del dardo:</b>	20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>	0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>	9	<b>Geometría del dardo:</b>	FE	
<b>Espesor promedio:</b>	0.48	<b>Temperatura:</b>	20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>				
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)
1	0.5	100	0.00980665	0.23
2	0.45	200	0.00980665	0.45
3	0.5	250	0.00980665	0.57
4	0.45	300	0.00980665	0.68
5	0.5	300	0.00980665	0.68
6	0.5	350	0.00980665	0.80
7	0.5	350	0.00980665	0.80
8	0.5	400	0.00980665	0.91
9	0.45	450	0.00980665	1.02
Promedio	0.48	300	-	0.68

**Fotografías del ensayo:****Observaciones:**



La falla inicia en la matriz sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

**Evaluación:**

Altura de falla:	350 mm
Energía máxima al impacto:	0.80 J
Energía promedio absorbido:	0.68 J

Fuente: Autor.

**Tabla 29.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 2 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi		<b>Fracción volumétrica:</b> 67 %	
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de vidrio		<b>Fracción volumétrica:</b> 33 %	
<b>Configuración:</b>		Tejido		<b>Estratificación:</b> Al vacío	
<b>Orientación:</b>		45°-135°		<b>Diámetro del dardo:</b> 20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe		<b>Masa del dardo:</b> 0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>		9		<b>Geometría del dardo:</b> FE	
<b>Espesor promedio:</b>		0.41		<b>Temperatura:</b> 20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>					
Nº Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.4	100	0.00980665	0.23	
2	0.4	200	0.00980665	0.45	
3	0.4	250	0.00980665	0.57	
4	0.45	250	0.00980665	0.57	
5	0.4	300	0.00980665	0.68	
6	0.4	300	0.00980665	0.68	
7	0.4	350	0.00980665	0.80	
8	0.4	350	0.00980665	0.80	
9	0.45	400	0.00980665	0.91	
Promedio	0.41	277.78	-	0.63	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					





**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo A.

**Evaluación:**

Altura de falla:	300 mm
Energía máxima al impacto:	0.68 J
Energía promedio absorbido:	0.63 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 30.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 0°-90°.

 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>				
<b>Ficha de recolección de datos</b>				
<b>Ensayo de Impacto</b>				
<b>Datos Informativos:</b>				
<b>Lugar:</b>	Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>	Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>	<b>Aprobó:</b>		
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.		
<b>Parámetros de ensayo:</b>				
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	50 %	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	50 %	
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	
<b>Orientación:</b>	0-90°	<b>Diámetro del dardo:</b>	20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>	0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>	9	<b>Geometría del dardo:</b>	FE	
<b>Espesor promedio:</b>	0.85	<b>Temperatura:</b>	20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>				
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)
1	0.85	200	0.00980665	0.45
2	0.75	300	0.00980665	0.68
3	0.85	300	0.00980665	0.68
4	0.85	350	0.00980665	0.80
5	0.85	350	0.00980665	0.80
6	0.95	400	0.00980665	0.91
7	0.85	450	0.00980665	1.02
8	0.9	500	0.00980665	1.14
9	0.8	550	0.00980665	1.14
Promedio	0.85	372.22	-	0.85
<b>Fotografías del ensayo:</b>				





**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta y no puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo A.

**Evaluación:**

Altura de falla:	450 mm
Energía máxima al impacto:	1.02 J
Energía promedio absorbido:	0.85 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 31.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de vidrio, 4 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 23 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.				
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.				
<b>Realizó:</b>	<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>		
Manuel Telenchana	Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.		
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	60 %		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	40 %		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	45°-135°	<b>Diámetro del dardo:</b>	20 mm		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>	0.2319 kg		
<b>Número de probetas</b>	9	<b>Geometría del dardo:</b>	FE		
<b>Espesor promedio:</b>	0.83	<b>Temperatura:</b>	20 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.85	200	0.00980665	0.45	
2	0.85	300	0.00980665	0.68	
3	0.85	350	0.00980665	0.80	
4	0.9	400	0.00980665	0.91	
5	0.85	400	0.00980665	0.91	
6	0.85	500	0.00980665	1.14	
7	0.8	550	0.00980665	1.25	
8	0.75	550	0.00980665	1.25	
9	0.8	600	0.00980665	1.36	
Promedio	0.83	427.78	-	0.97	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

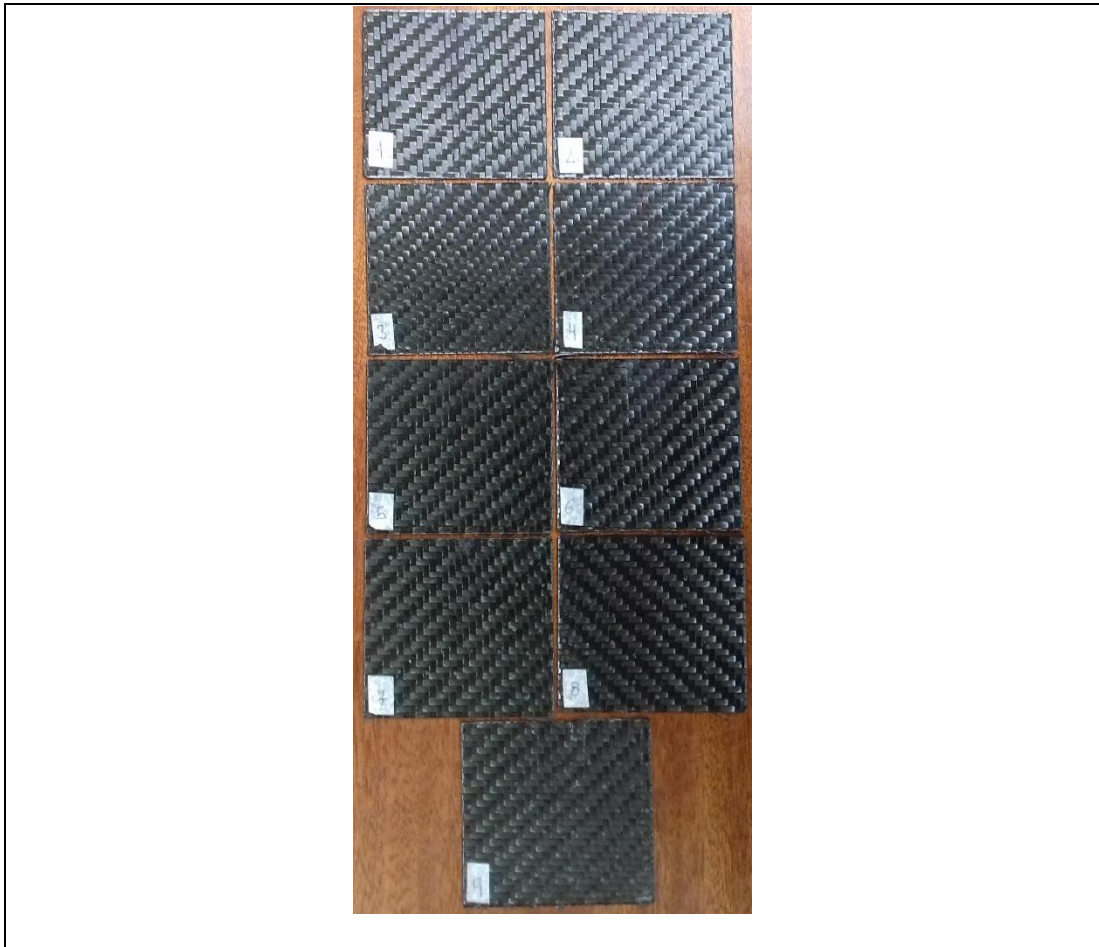
**Evaluación:**

Altura de falla:	400 mm
Energía máxima al impacto:	0.91 J
Energía promedio absorbido:	0.97 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 32.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 0°-90°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>	Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.				
<b>Fecha:</b>	Ambato, 23 de octubre de 2019.				
<b>Tipo de máquina:</b>	Máquina de Impacto de Dardo.				
<b>Norma:</b>	ASTM D5628-10.				
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>	Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>	53 %		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de vidrio	<b>Fracción volumétrica:</b>	47 %		
<b>Configuración:</b>	Tejido	<b>Estratificación:</b>	Al vacío		
<b>Orientación:</b>	0°-90°	<b>Diámetro del dardo:</b>	20 mm		
<b>Dimensiones de la probeta:</b>	58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>	0.2319 kg		
<b>Número de probetas</b>	9	<b>Geometría del dardo:</b>	FE		
<b>Espesor promedio:</b>	0.56	<b>Temperatura:</b>	20 °C		
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.6	200	0.00980665	0.68	
2	0.55	300	0.00980665	0.80	
3	0.6	350	0.00980665	0.91	
4	0.55	350	0.00980665	0.91	
5	0.5	400	0.00980665	1.02	
6	0.55	450	0.00980665	1.14	
7	0.55	500	0.00980665	1.36	
8	0.55	600	0.00980665	1.48	
9	0.55	700	0.00980665	1.59	
Promedio	0.56	427.78	-	0.97	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

**Evaluación:**

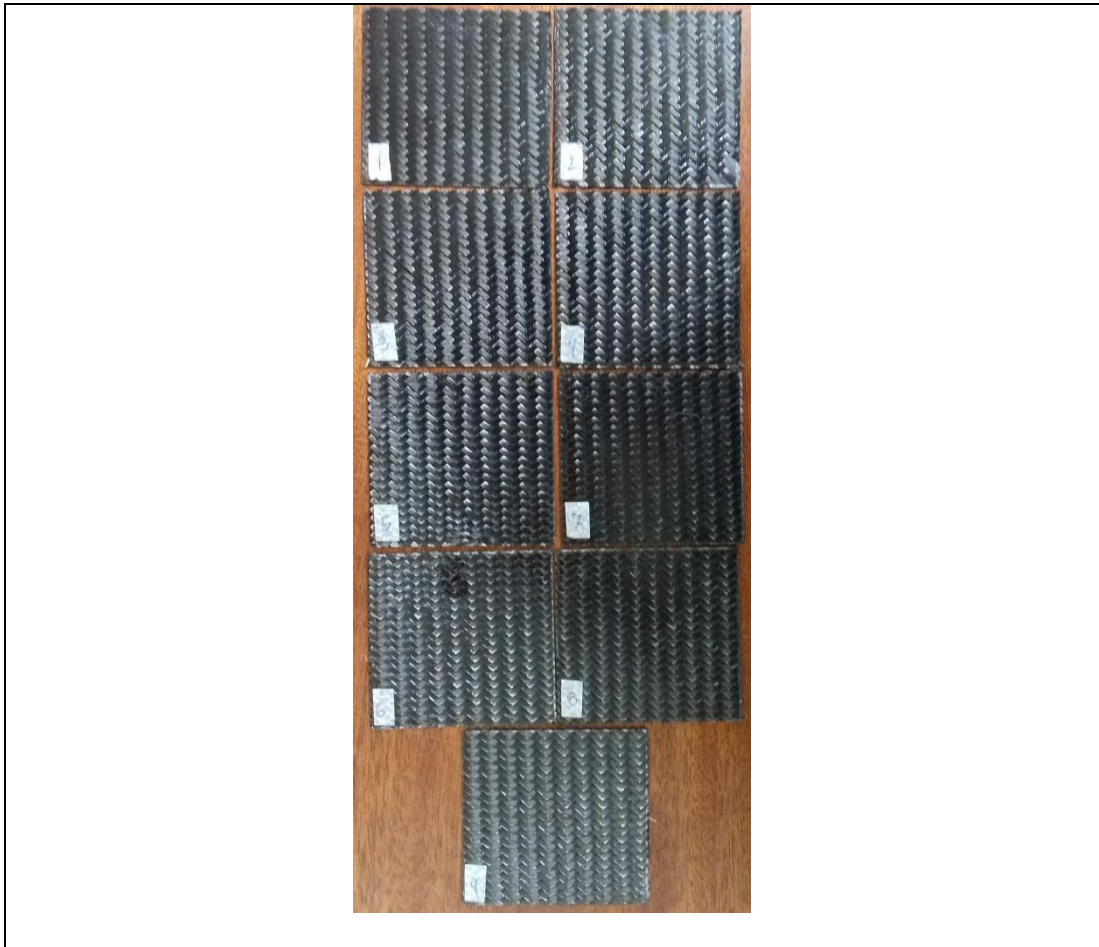
Altura de falla:	350 mm
Energía máxima al impacto:	0.8 J
Energía promedio absorbido:	0.97 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 33.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 2 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi		<b>Fracción volumétrica:</b> 50 %	
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de carbono		<b>Fracción volumétrica:</b> 50 %	
<b>Configuración:</b>		Tejido		<b>Estratificación:</b> Al vacío	
<b>Orientación:</b>		45°-135°		<b>Diámetro del dardo:</b> 20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe		<b>Masa del dardo:</b> 0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>		9		<b>Geometría del dardo:</b> FE	
<b>Espesor promedio:</b>		0.56		<b>Temperatura:</b> 20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.55	400	0.00980665	0.91	
2	0.5	450	0.00980665	1.02	
3	0.55	450	0.00980665	1.02	
4	0.6	500	0.00980665	1.14	
5	0.55	500	0.00980665	1.14	
6	0.6	550	0.00980665	1.25	
7	0.55	600	0.00980665	1.36	
8	0.55	650	0.00980665	1.48	
9	0.55	700	0.00980665	1.59	
Promedio	0.56	533.33	-	1.21	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					





**Observaciones:**


La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

**Evaluación:**

Altura de falla:	450 mm
Energía máxima al impacto:	1.02 J
Energía promedio absorbido:	1.21 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 34.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 0°-90°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi		<b>Fracción volumétrica:</b> 40 %	
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de carbono		<b>Fracción volumétrica:</b> 60 %	
<b>Configuración:</b>		Tejido		<b>Estratificación:</b> Al vacío	
<b>Orientación:</b>		0°-90°		<b>Diámetro del dardo:</b> 20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe		<b>Masa del dardo:</b> 0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>		9		<b>Geometría del dardo:</b> FE	
<b>Espesor promedio:</b>		1.14		<b>Temperatura:</b> 20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	1.1	300	0.00980665	0.68	
2	1.2	400	0.00980665	0.91	
3	1.1	450	0.00980665	1.02	
4	1.15	500	0.00980665	1.14	
5	1.1	500	0.00980665	1.14	
6	1.1	550	0.00980665	1.25	
7	1.15	600	0.00980665	1.36	
8	1.15	650	0.00980665	1.48	
9	1.2	700	0.00980665	1.59	
Promedio	1.14	516.67	-	1.17	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					





**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

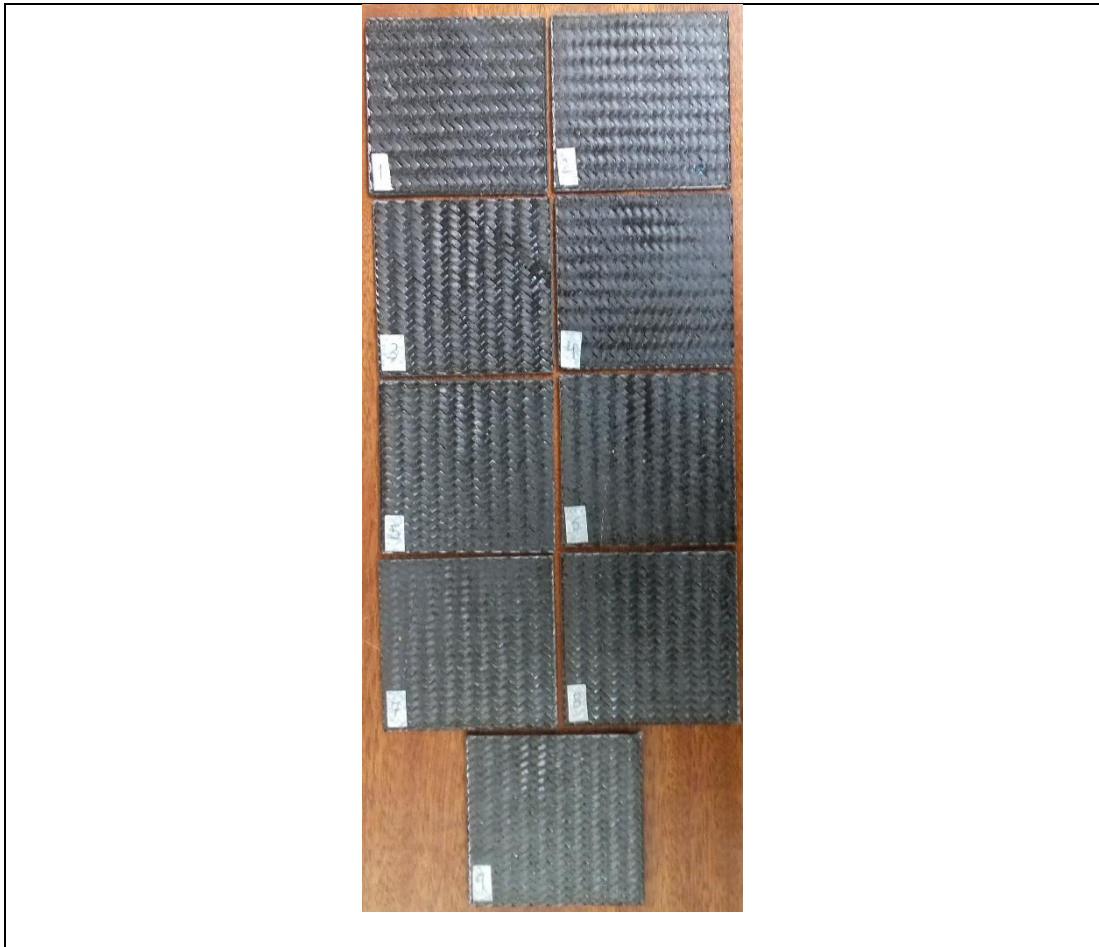
**Evaluación:**

Altura de falla:	500 mm
Energía máxima al impacto:	1.14 J
Energía promedio absorbido:	1.17 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 35.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de carbono, 4 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>		35 %
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de carbono	<b>Fracción volumétrica:</b>		65 %
<b>Configuración:</b>		Tejido	<b>Estratificación:</b>		Al vacío
<b>Orientación:</b>		45°-135°	<b>Diámetro del dardo:</b>		20 mm
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>		0.2319 kg
<b>Número de probetas</b>		9	<b>Geometría del dardo:</b>		FE
<b>Espesor promedio:</b>		0.56	<b>Temperatura:</b>		20 °C
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	1.1	300	0.00980665	0.68	
2	1.2	400	0.00980665	0.91	
3	1.1	500	0.00980665	1.14	
4	1.15	550	0.00980665	1.25	
5	1.1	600	0.00980665	1.36	
6	1.15	600	0.00980665	1.36	
7	1.1	700	0.00980665	1.59	
8	1.1	750	0.00980665	1.71	
9	1.1	800	0.00980665	1.93	
Promedio	1.12	533.33	-	1.33	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

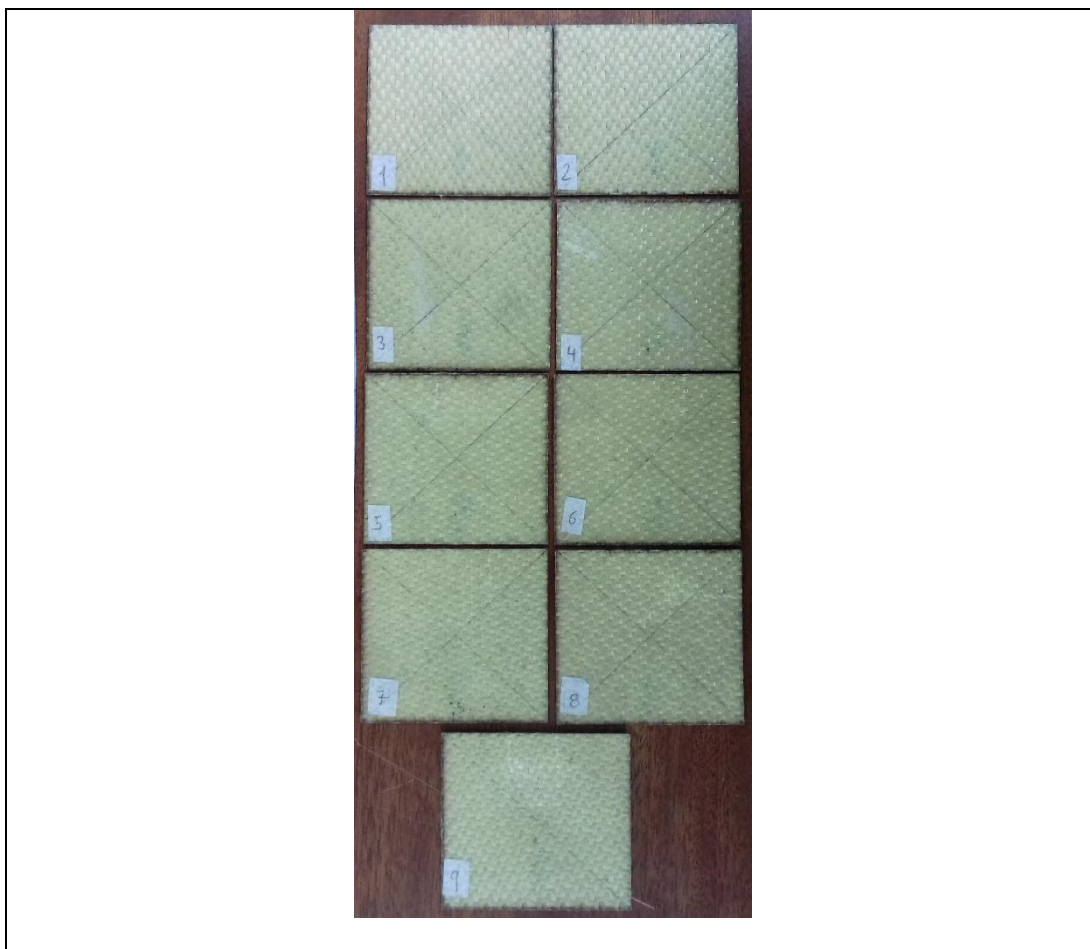
**Evaluación:**

Altura de falla:	600 mm
Energía máxima al impacto:	1.36 J
Energía promedio absorbido:	1.33 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 36.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 0°-90°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>		59 %
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>		41 %
<b>Configuración:</b>		Tejido	<b>Estratificación:</b>		Al vacío
<b>Orientación:</b>		0°-90°	<b>Diámetro del dardo:</b>		20 mm
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>		0.2319 kg
<b>Número de probetas</b>		9	<b>Geometría del dardo:</b>		FE
<b>Espesor promedio:</b>		0.75	<b>Temperatura:</b>		20 °C
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.75	300	0.00980665	0.68	
2	0.75	400	0.00980665	0.91	
3	0.75	400	0.00980665	0.91	
4	0.75	450	0.00980665	1.02	
5	0.75	450	0.00980665	1.02	
6	0.75	500	0.00980665	1.14	
7	0.75	500	0.00980665	1.14	
8	0.75	550	0.00980665	1.25	
9	0.75	600	0.00980665	1.36	
Promedio	0.75	461.11	-	1.05	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, causa una rotura total en las dos caras de la probeta y puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

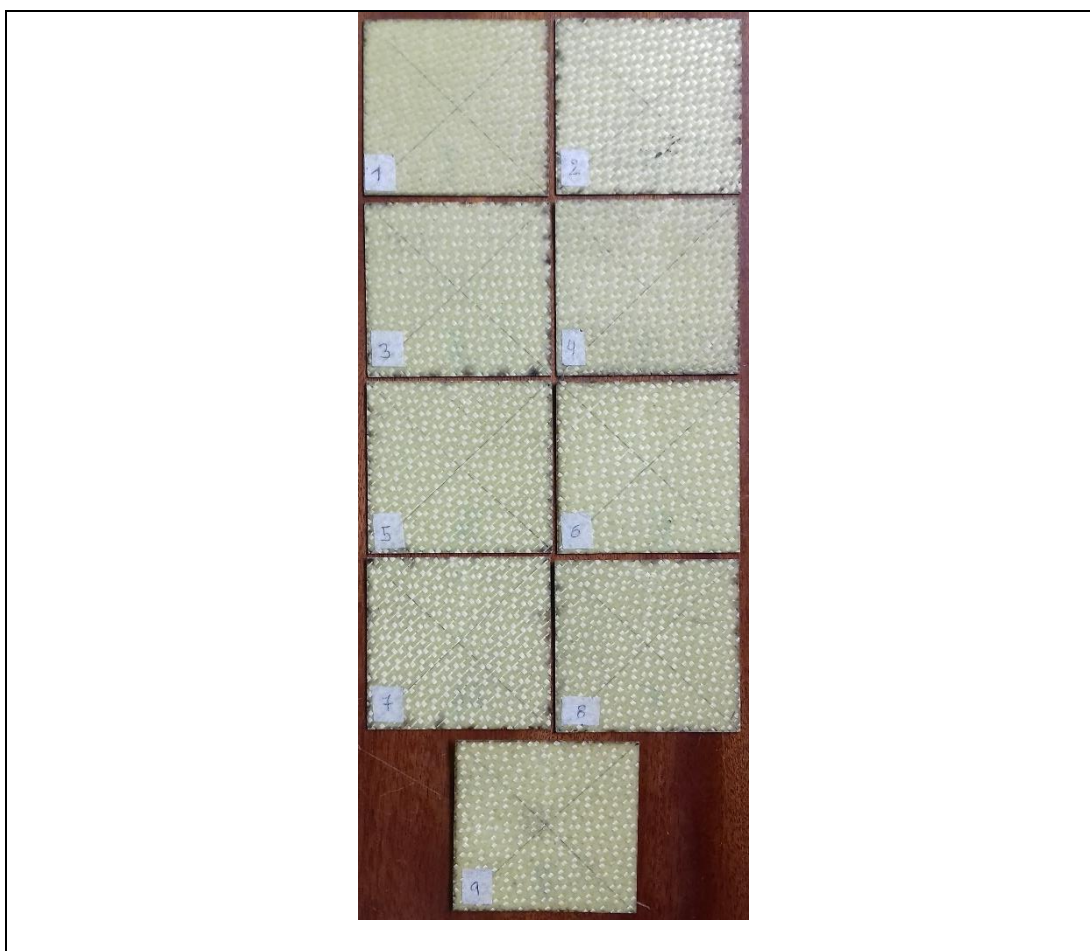
**Evaluación:**

Altura de falla:	450 mm
Energía máxima al impacto:	1.02 J
Energía promedio absorbido:	1.05 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 37.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 2 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>		70 %
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>		30 %
<b>Configuración:</b>		Tejido	<b>Estratificación:</b>		Al vacío
<b>Orientación:</b>		45°-135°	<b>Diámetro del dardo:</b>		20 mm
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>		0.2319 kg
<b>Número de probetas</b>		9	<b>Geometría del dardo:</b>		FE
<b>Espesor promedio:</b>		0.68	<b>Temperatura:</b>		20 °C
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	0.68	200	0.00980665	0.45	
2	0.65	300	0.00980665	0.68	
3	0.7	300	0.00980665	0.68	
4	0.7	350	0.00980665	0.80	
5	0.7	350	0.00980665	0.80	
6	0.7	400	0.00980665	0.91	
7	0.65	400	0.00980665	0.91	
8	0.65	450	0.00980665	1.02	
9	0.7	500	0.00980665	1.14	
Promedio	0.68	361.11	-	0.82	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**

La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta, pero puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

**Evaluación:**

Altura de falla:	350 mm
Energía máxima al impacto:	0.80 J
Energía promedio absorbido:	0.82 J

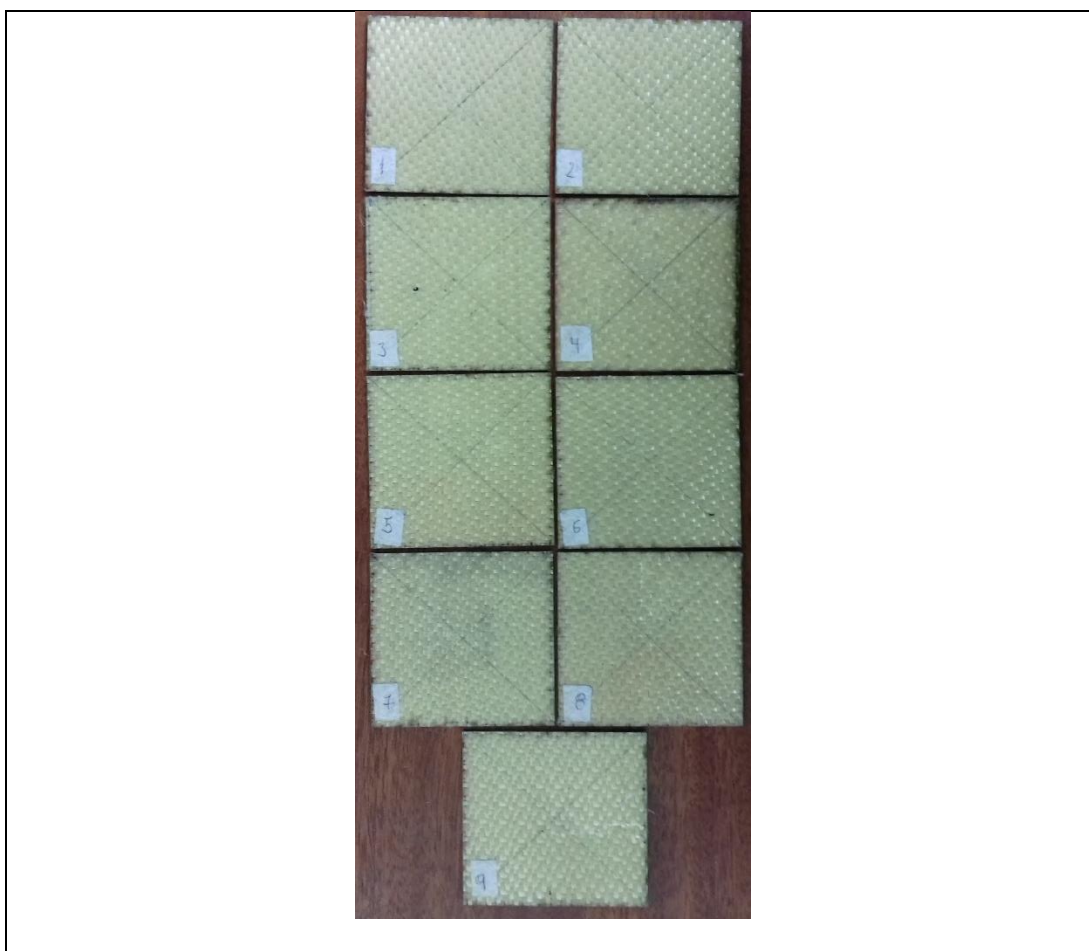
**Fuente:** Autor.



**Tabla 38.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 0°-90°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi		<b>Fracción volumétrica:</b> 54 %	
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de aramida		<b>Fracción volumétrica:</b> 46 %	
<b>Configuración:</b>		Tejido		<b>Estratificación:</b> Al vacío	
<b>Orientación:</b>		0°-90°		<b>Diámetro del dardo:</b> 20 mm	
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe		<b>Masa del dardo:</b> 0.2319 kg	
<b>Número de probetas</b>		9		<b>Geometría del dardo:</b> FE	
<b>Espesor promedio:</b>		1.32		<b>Temperatura:</b> 20 °C	
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	1.25	400	0.00980665	0.91	
2	1.35	500	0.00980665	1.14	
3	1.35	600	0.00980665	1.36	
4	1.3	700	0.00980665	1.59	
5	1.35	800	0.00980665	1.82	
6	1.35	900	0.00980665	2.05	
7	1.35	1000	0.00980665	2.27	
8	1.3	1100	0.00980665	2.50	
9	1.3	1200	0.00980665	2.73	
Promedio	1.32	461.11	-	1.82	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					





**Observaciones:**



La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta, pero puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

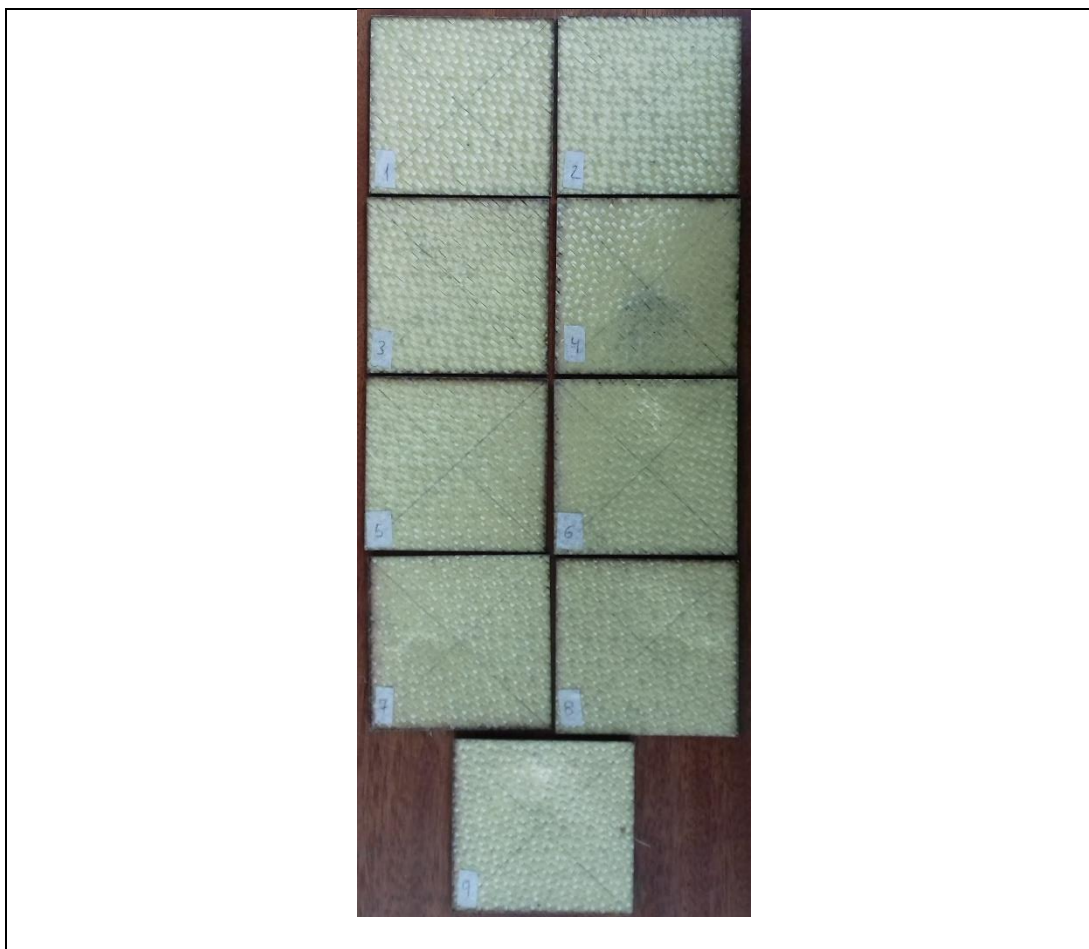
**Evaluación:**

Altura de falla:	800 mm
Energía máxima al impacto:	1.82 J
Energía promedio absorbido:	1.82 J

**Fuente:** Autor.

**Tabla 39.-** Ficha técnica de ensayo a impacto del material compuesto de fibra de aramida, 4 capas y orientado 45°-135°.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</b>			
<b>Ficha de recolección de datos</b>					
<b>Ensayo de Impacto</b>					
<b>Datos Informativos:</b>					
<b>Lugar:</b>		Laboratorio de Materiales Universidad Técnica de Ambato FICM.			
<b>Fecha:</b>		Ambato, 23 de octubre de 2019.			
<b>Tipo de máquina:</b>		Máquina de Impacto de Dardo.			
<b>Norma:</b>		ASTM D5628-10.			
<b>Realizó:</b>		<b>Revisó:</b>		<b>Aprobó:</b>	
Manuel Telenchana		Ing. César Arroba. Mg.		Ing. César Arroba. Mg.	
<b>Parámetros de ensayo:</b>					
<b>Matriz:</b>		Resina epoxi	<b>Fracción volumétrica:</b>		68 %
<b>Refuerzo:</b>		Fibra de aramida	<b>Fracción volumétrica:</b>		32 %
<b>Configuración:</b>		Tejido	<b>Estratificación:</b>		Al vacío
<b>Orientación:</b>		45°-135°	<b>Diámetro del dardo:</b>		20 mm
<b>Dimensiones de la probeta:</b>		58x58xe	<b>Masa del dardo:</b>		0.2319 kg
<b>Número de probetas</b>		9	<b>Geometría del dardo:</b>		FE
<b>Espesor promedio:</b>		1.32	<b>Temperatura:</b>		20 °C
<b>Tabulación de resultados:</b>					
N° Probeta	Espesor (mm)	Altura de Lanzamiento (mm)	Coefficiente	Energía máxima al Impacto (J)	
1	1.35	500	0.00980665	1.14	
2	1.3	600	0.00980665	1.36	
3	1.35	700	0.00980665	1.59	
4	1.25	700	0.00980665	1.59	
5	1.35	750	0.00980665	1.71	
6	1.25	800	0.00980665	1.82	
7	1.35	900	0.00980665	2.05	
8	1.35	1000	0.00980665	2.27	
9	1.3	1100	0.00980665	2.50	
Promedio	1.32	788.89	-	1.79	
<b>Fotografías del ensayo:</b>					



**Observaciones:**

La falla inicia en la matriz, sigue la orientación de las fibras, no causa una rotura total en las dos caras de la probeta, pero puede penetrar agua a través de la placa. Falla Tipo B.

**Evaluación:**

Altura de falla:	700 mm
Energía máxima al impacto:	1.59 J
Energía promedio absorbido:	1.78 J

**Fuente:** Autor.

**3.1.2 Nomenclatura del tipo de fallas utilizadas en las fichas técnicas.**

Es importante que se registre el modo y la ubicación de la falla de la muestra. Para ello se emplea una descripción estándar establecida en la norma ASTM-3039 la misma que utiliza un código de tres partes que se muestra en la Figura 41 y en la Tabla 40.

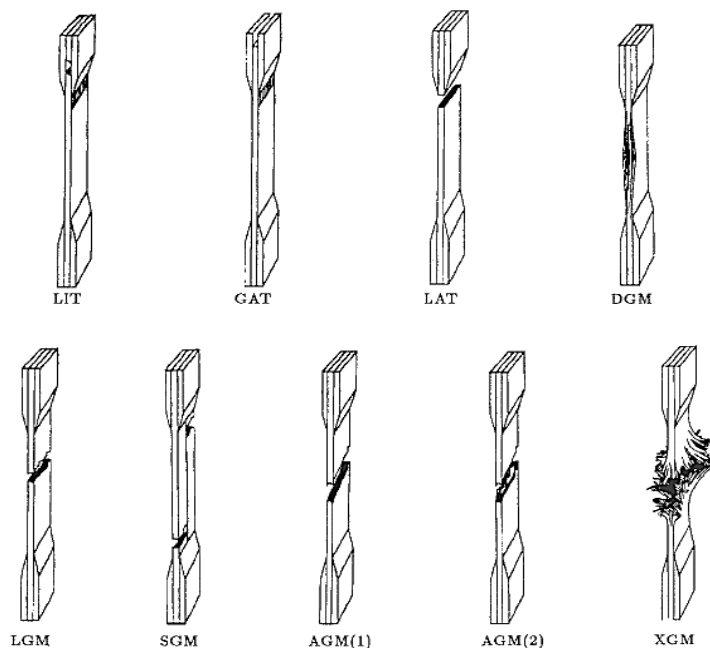


Figura 41.- Modos típicos de falla. [ASTM D3039-00]

Tabla 40.- Códigos de falla de prueba de tracción

Primer código		Segundo código		Tercer código	
Tipo de falla	Código	Área de falla	Código	Localización de falla	Código
Angular	A	Dentro de agarre/lengüeta	I	Parte inferior	B
Borde delaminación	D	Agarre/pestaña	A	Arriba	T
Agarre/pestaña	G	> IW Desde agarre/pestaña	W	Izquierda	L
Lateral	L	Gage	G	Derecha	R
Multi-modo largo	M(xyz)	Múltiples áreas	M	Media	M
División larga	S	Varios	V	Varios	V
Explosiva	X	Desconocido	U	Desconocido	U
Otros	O				

Fuente: Normativa ASTM D3039.

Del mismo modo la norma ASTM-7264 emplea una descripción estándar, la misma que utiliza un código de tres partes que se muestra en la Tabla 41.

Tabla 41.- Tipo de fallas en ensayos de flexión.

Primer código		Segundo código		Tercer código	
Tipo de falla	Código	Área de falla	Código	Localización de falla	Código
Tensión	T	En la punta de carga	A	Parte posterior	T

Compresión	C	Entre las puntas de carga	B	Fondo	B
Pandeo	B	En la punta de soporte	S	Izquierda	L
Corte interlaminar	S	Entre carga y punta de soporte	L	Derecha	R
Modo múltiple	M(xyz)	Desconocido	U	En el medio	M
Otros	O			Varios	V
				Desconocido	U

**Fuente:** Normativa ASTM D7264.

La norma ASTM-7264 también es específica una descripción estándar de los modos de falla como se presenta en la Tabla 42.

**Tabla 42.-** Tipo de fallas en ensayos de flexión.

Tipo de falla	Carácter de falla
A	Fisura o grieta producida en la parte frontal de la probeta, puede contener agua.
B	Grietas que penetran la parte frontal y todo el espesor, es decir el agua penetra a través de la probeta.
C	Fracturado en varias partes.
D	Atraviesa el espesor de la probeta, ruptura total.

**Fuente:** ASTM D5628.

### 3.1.3 Cálculo analítico de las propiedades mecánicas de láminas

Para el cálculo de las constantes elásticas se utilizarán las propiedades de la Tabla 43. Los valores de las fibra de carbono y aramida se tomaron de [38], mientras que para la fibra de vidrio los valores fueron tomados de [39] y finalmente para la matriz se tomaron los datos de la ficha técnica de la resina (Anexo 1).

**Tabla 43.-** Propiedades elásticas de los constituyentes del material compuesto.

Constantes	Fibra de carbono	Fibra de Aramida	Fibra de Vidrio	Resina Epoxi
E <sub>1</sub> (Gpa)	230	133	72	2,89
E <sub>2</sub> (Gpa)	24	7	72	2,89
G <sub>12</sub> (Gpa)	50	12	27,7	1,07
v <sub>12</sub>	0,28	0,38	0,3	0,35

**Fuente:** Autor.

A continuación, se detalla un ejemplo de la realización de los cálculos para la fibra de carbono de dos capas y orientado a 0°-90°. La fracción volumétrica de la fibra es

$V_f=0.47$ .

Es importante mencionar que el valor de  $G_{12}$  de la matriz se calculó mediante la siguiente ecuación [28]:

$$G_m = \frac{E_m}{2 * (1 + \nu_m)}$$

Utilizando las ecuaciones Ec. (9), Ec. (10), Ec. (11), Ec. (12) y Ec. (39) se obtiene:

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

$$E_1 = 230 * 0.47 + 2.89 * (1 - 0.47)$$

$$E_1 = 109.632 \text{ Gpa}$$

$$E_2 = \frac{E_f * E_m}{E_f * (1 - V_f) + E_m * V_f}$$

$$E_2 = \frac{230 * 2.89}{230 * (1 - 0.47) + 2.89 * 0.47}$$

$$E_2 = 5.393 \text{ Gpa}$$

$$G_{12} = \frac{G_f * G_m}{G_f * (1 - V_f) + G_m V_f}$$

$$G_{12} = \frac{50 * 1.07}{50 * (1 - 0.47) + 1.07 * 0.47}$$

$$G_{12} = 1.982 \text{ Gpa}$$

$$\nu_{12} = \nu_f * V_f + \nu_m * (1 - V_f)$$

$$\nu_{12} = 0.28 * 0.47 + 0.35 * (1 - 0.47)$$

$$\nu_{12} = 0.317$$

$$\nu_{21} = \left(\frac{E_2}{E_1}\right) * \nu_{12}$$

$$v_{21} = (5.393/109.632) * 0.317$$

$$v_{21} = 0.015$$

A continuación, se calculan los términos de la matriz reducida [Q] en base de la ecuación Ec. (37).

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} 110.1766 & 1.7181 & 0 \\ 1.7181 & 5.4198 & 0 \\ 0 & 0 & 1.982 \end{bmatrix}$$

A continuación, se calcula los elementos de la matriz reducida transformada  $[\bar{Q}]$  en función de un ángulo  $\theta$  en base de las ecuaciones Ec. (30), Ec. (31), Ec. (32), Ec. (33), Ec. (34) y Ec. (35).

Si el refuerzo de un compuesto es un tejido en el cual se tiene el mismo número de fibras en la dirección de la urdimbre y de la trama es ortotrópico, la rigidez se reduce drásticamente con respecto a la fibra unidireccional, esto es debido a la flexión de la fibra alrededor de otras fibras para producir el tejido. La pérdida de rigidez es de aproximadamente un 37%. [28]

Para dicha capa, los elementos de la matriz de rigidez se calculan a partir de [29]:

$$Q_{ij}^{tejido} = \frac{1}{2} [(\bar{Q}_{ij})_{\theta} + (\bar{Q}_{ij})_{-\theta}], \quad i, j = 1, 2, 6,$$

Por lo tanto:

$$\bar{Q}_{0^\circ} = \begin{bmatrix} 110.1766 & 1.7181 & 0 \\ 1.7181 & 5.4198 & 0 \\ 0 & 0 & 1.982 \end{bmatrix}$$

$$\bar{Q}_{90^\circ} = \begin{bmatrix} 5.4198 & 1.7181 & 0 \\ 1.7181 & 110.1766 & 0 \\ 0 & 0 & 1.982 \end{bmatrix}$$

$$\bar{Q}_{tejido} = \frac{1}{2} [(\bar{Q})_{0^\circ} + (\bar{Q})_{90^\circ}]$$

$$\bar{Q}_{tejido} = \begin{bmatrix} 57.7982 & 1.7181 & 0 \\ 1.7181 & 57.7982 & 0 \\ 0 & 0 & 1.982 \end{bmatrix}$$

La matriz de flexibilidad transformada es la inversa de  $\bar{Q}_{tejido}$ :

$$\bar{S} = \begin{bmatrix} 0.0173 & -0.0005 & 0 \\ -0.0005 & 0.0173 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5045 \end{bmatrix}$$

Y finalmente las constantes elásticas de la lámina se las obtiene a partir de la ecuación Ec. (36):

$$E_1 = \frac{1}{S_{11}} = 57.7471 \text{ Gpa}$$

$$E_2 = \frac{1}{S_{22}} = 57.7471 \text{ Gpa}$$

$$G_{12} = \frac{1}{S_{66}} = 1.982 \text{ Gpa}$$

$$\nu_{12} = -S_{12} * E_1 = 0.029$$

En la Tabla 44 se presenta los resultados del módulo de elasticidad obtenido experimentalmente y el resultado obtenido a través del modelo matemático.

**Tabla 44.-** Módulo de elasticidad experimental y calculado.

Refuerzo	Configuración	Módulo de elasticidad experimental(Mpa)	Módulo de elasticidad calculado (Mpa)	Porcentaje de error (%)
Fibra de Carbono	4 capas y 0°-90°	80157,452	73413,1	8,41
	2 capas y 0°-90°	58331,142	57747,1	1,00
Fibra de Aramida	4 capas y 0°-90°	26088,566	29390,4	12,66
	2 capas y 0°-90°	23142,842	25257,6	9,14
Fibra de Vidrio	4 capas y 0°-90°	18756,4	17006,7	9,33
	2 capas y 0°-90°	21505,02	17390,2	19,13

Fuente: Autor

### 3.1.4 Análisis mediante el método de elementos finitos (MEF).

Se presenta un estudio, mediante simulación numérica mediante el software ANSYS,



con el fin de hacer una comparación de los resultados obtenidos en el ensayo de tracción real con el simulado. Los parámetros de análisis están dentro del rango de la zona elástica de las probetas ensayadas bajo cargas de tracción. Se elaboró una geometría de probeta de 110x25x3mm en el mismo software, el valor de espesor es el promedio de cada combinación analizada.

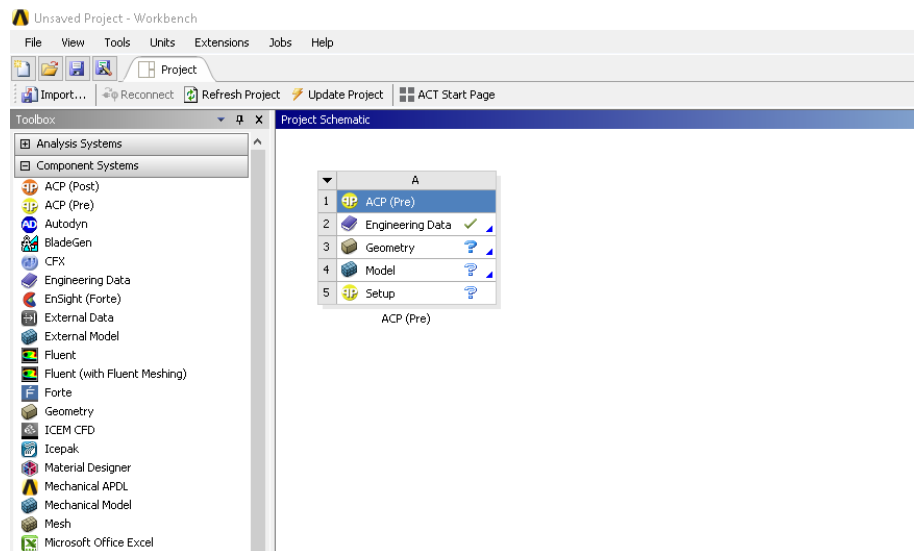
Los parámetros de para la simulación por el MEF para este caso en particular se presentan en la Tabla 45 teniendo en cuenta que es un material ortotrópico elástico lineal.

**Tabla 45.-** Parámetros de ingreso para la simulación por MEF del material compuesto.

Descripción	Valor
Módulo de elasticidad EX, EY, EZ	80157 Mpa
Coefficiente de Poisson XY, XZ	0,03
Coefficiente de Poisson YZ	0,35
Módulo de corte GXY, GXZ	2416 Mpa
Módulo de corte GYZ	1070 Mpa

**Fuente:** Autor.

El trabajo empieza en “ANSYS Workbench” e iniciando el módulo ACP (ANSYS Composite PrepPost).



**Figura 42.-** Entorno principal de Workbench. [Autor]

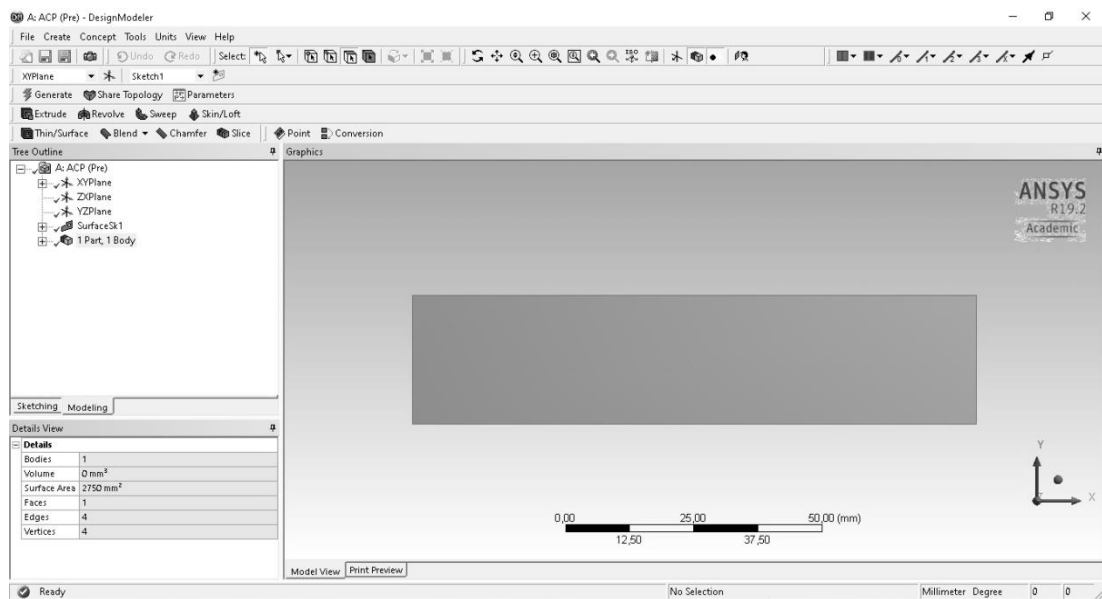
Luego se procede con la creación de un material ingresando en “Engineering Data”, el material compuesto tiene como refuerzo un tejido (woven) y tiene características

ortotrópicas muy importantes al momento de establecer las propiedades del nuevo material.

Properties of Outline Row 3: Fibra de carbono 4-0				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	
2	Material Field Variables	Table		
3	Orthotropic Elasticity			
4	Young's Modulus X direction		Pa	
5	Young's Modulus Y direction		Pa	
6	Young's Modulus Z direction		Pa	
7	Poisson's Ratio XY			
8	Poisson's Ratio YZ			
9	Poisson's Ratio XZ			
10	Shear Modulus XY		Pa	
11	Shear Modulus YZ		Pa	
12	Shear Modulus XZ		Pa	
13	Ply Type			
14	Type	Woven		

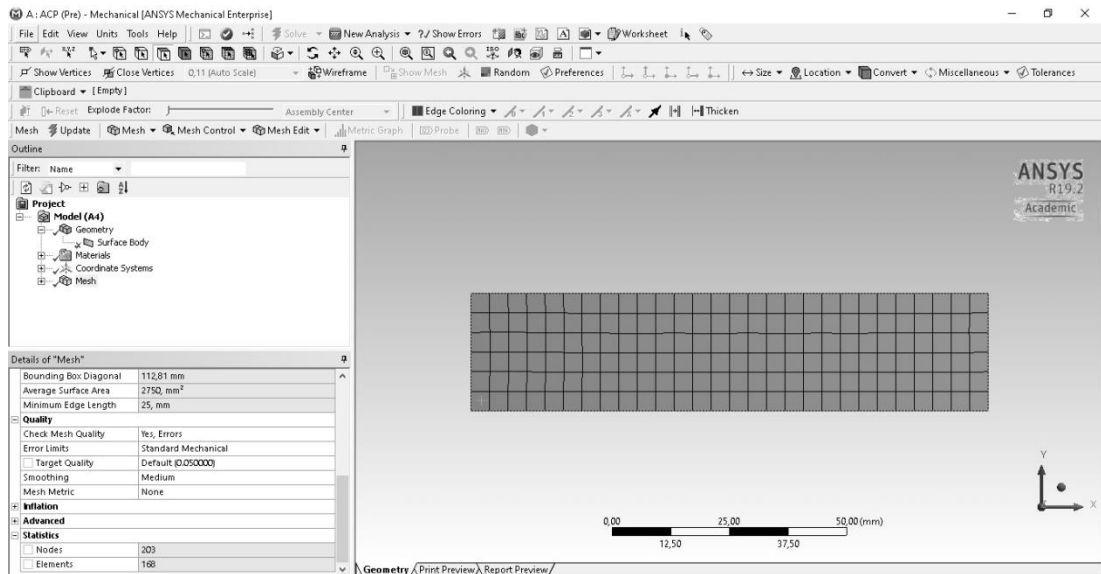
**Figura 43.-** Ingreso de propiedades edel material compuesto. [Autor]

Luego se modela la probeta, la geometría tiene dimensiones de 110 mm de largo y 25 mm de ancho la cual se generó en “ANSYS Desing Modeler” como una superficie.



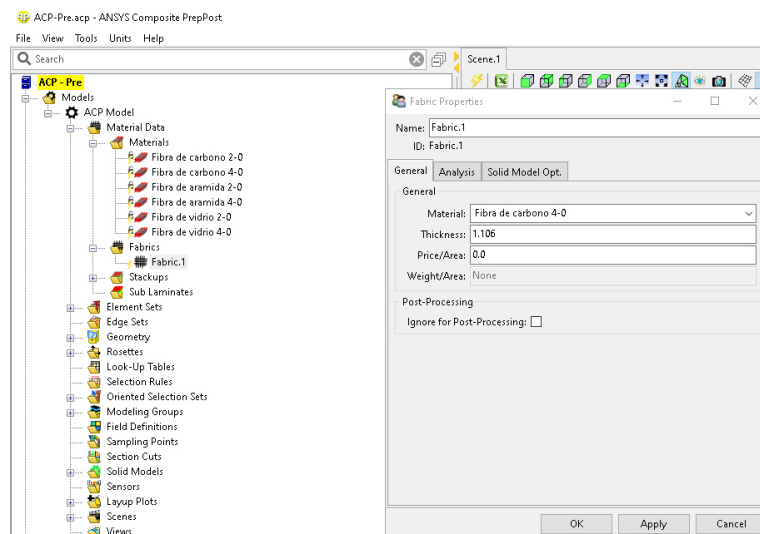
**Figura 44.-** Modelación de la geometría. [Autor]

Una vez definida la geometría, se procede con el mallado. En este caso la malla final consta de 203 nodos y 168 elementos.



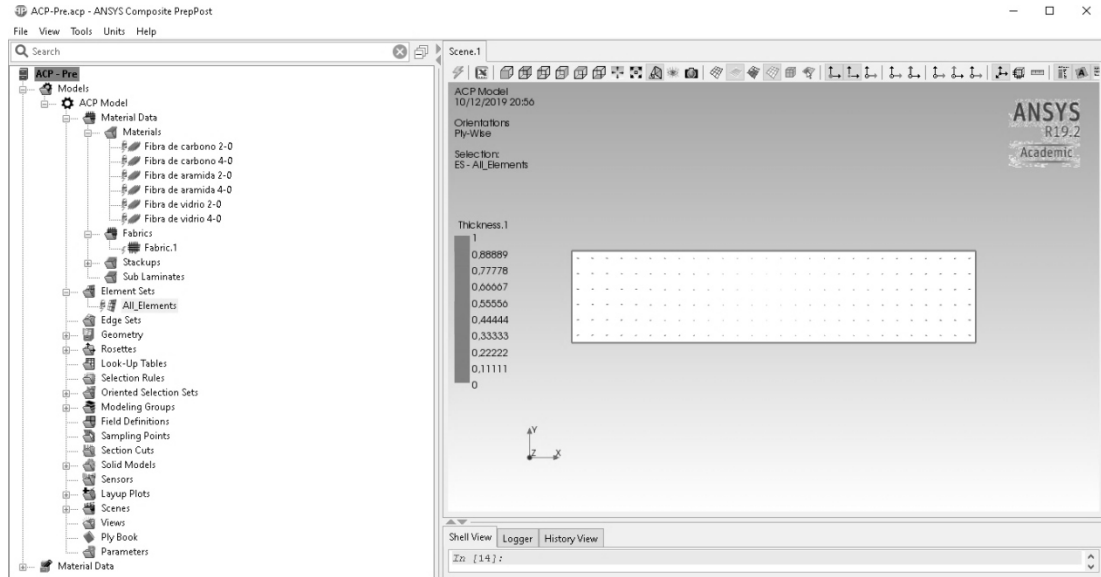
**Figura 45.-** Generación de la del mallado. [Autor]

A continuación, se inicia el “Setup” del ACP y en la pestaña “Fabrics” se procede con la creación de las telas de fibra. Esta opción sirve principalmente para establecer el espesor de la lámina.



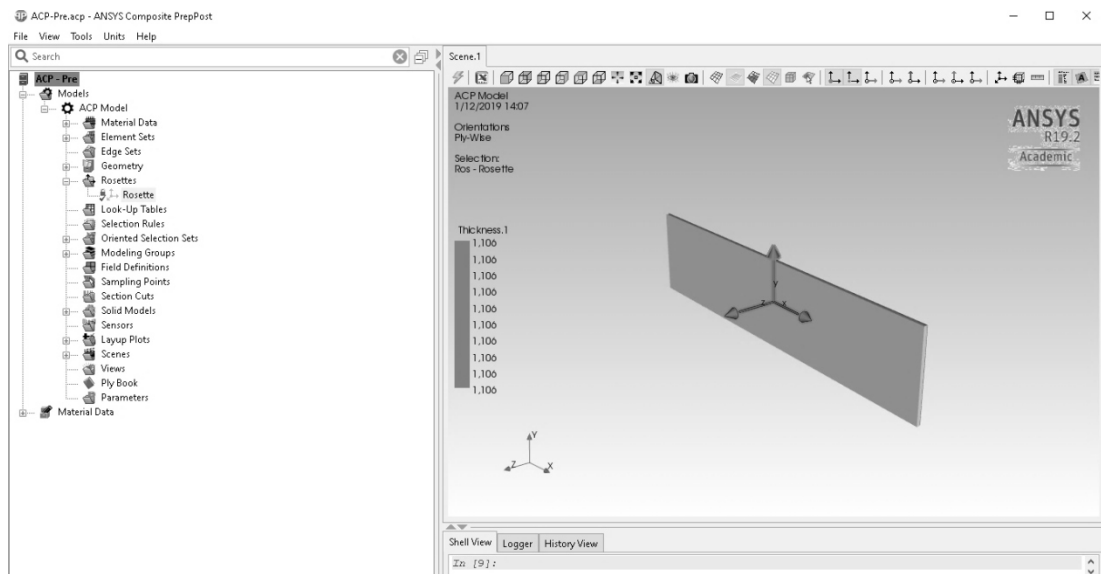
**Figura 46.-** Propiedades de la lámina. [Autor]

El siguiente paso es la creación de grupos de elementos, para este caso solo usaremos el grupo “All\_Elements”.



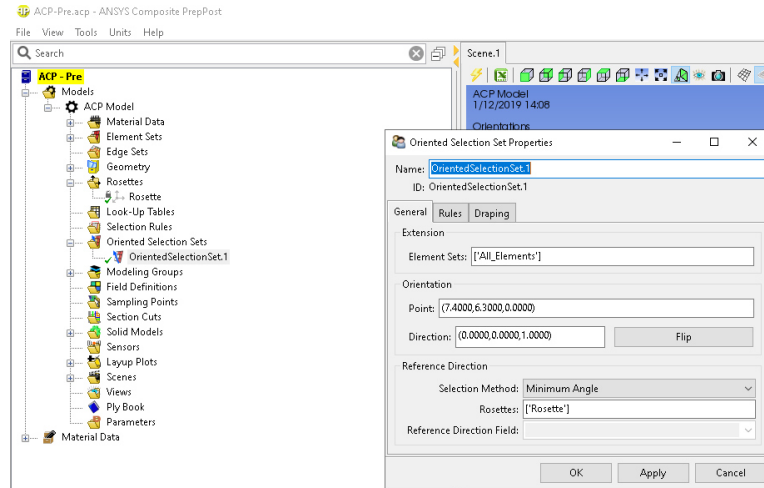
**Figura 47.-** Elementos Agrupados. [Autor]

Posteriormente se procede con el establecimiento de sistemas de referencia necesarios para dar las orientaciones a las fibras, en este caso se utiliza el sistema de referencia de la probeta utilizado en la creación de la geometría.



**Figura 48.-** Creación de sistemas de referencia. [Autor]

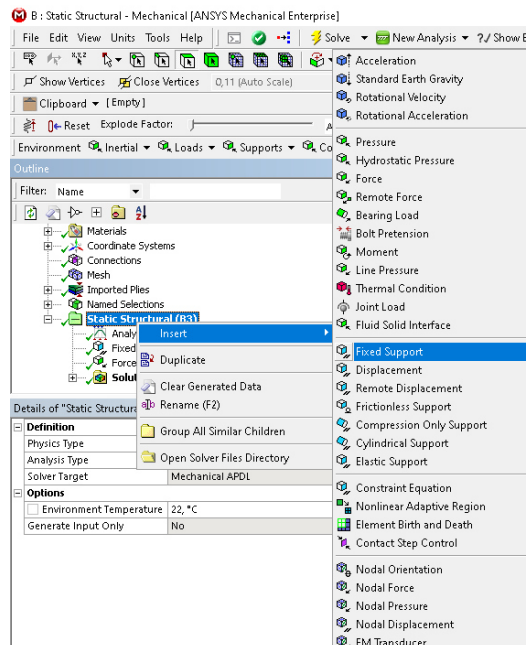
A continuación, se define, para el grupo de elementos (All\_Elements), una dirección normal a la superficie que sirve de referencia en el apilamiento.



**Figura 49.-** Referencia del apilado. [Autor]

Se especifica el laminado creando un “PlyGroup” en donde se define la orientación de las fibras, el material y el espesor, sin embargo, el material y el espesor se crearon en paso anteriores.

Una vez concluido los pasos anteriores se define un análisis estructural (Static Structural) e iniciamos el setup donde se define las condiciones de frontera. En primer lugar, se fija una de las aristas insertando un “Fixed Support”



**Figura 50.-** Fijación de la arista. [Autor]

En la arista contraria se coloca una carga de 2488 N que simula la carga aplicada en un momento dado.

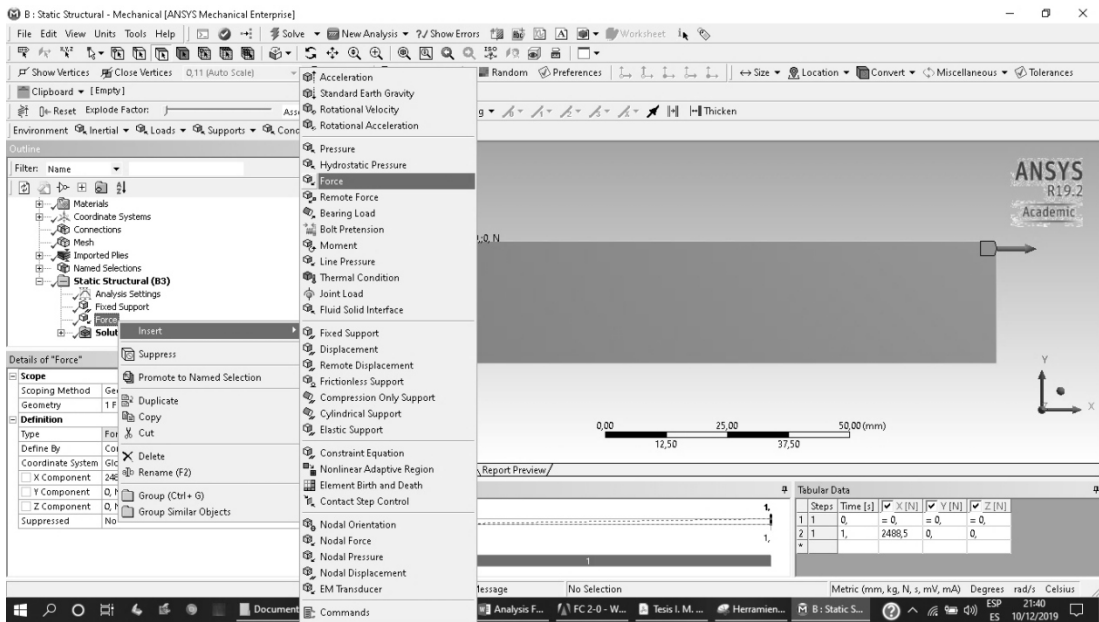


Figura 51.- Aplicación de fuerza. [Autor]

Luego se determina el tipo de resultado que se desea obtener, en este caso analizaremos las deformaciones totales en el material. Y se procede a resolver el análisis definido.

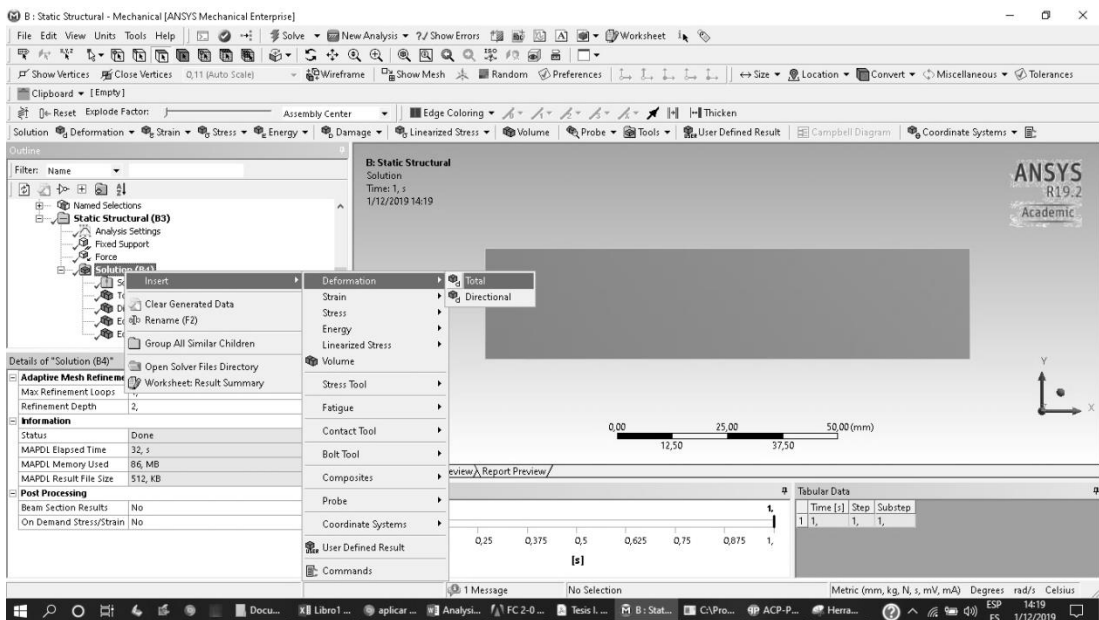
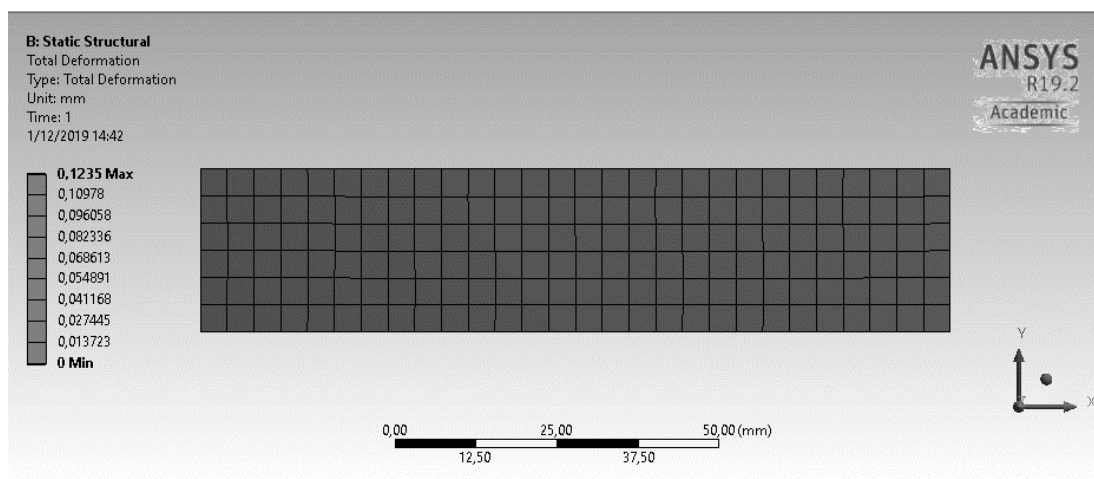


Figura 52.- Definición del tipo de solución. [Autor]

Una vez resuelto, el software presenta en una amplia gama de colores las deformaciones desde las mínimas (azul) hasta las máximas (rojo).



**Figura 53.-** Analisis de deformaciones del material. [Autor]

En la Tabla 46 se presentan los resultados obtenidos experimentalmente junto con el análisis mediante software y su respectivo porcentaje de error.

**Tabla 46.-** Resultados del análisis computacional.

Refuerzo	Configuración	Desplazamiento experimental (mm)	MEF	Porcentaje de error %
Fibra de Carbono	4 capas y 0°-90°	0,12350	0,1235	0,000
	2 capas y 0°-90°	0,18850	0,1883	0,106
Fibra de Aramida	4 capas y 0°-90°	0,25298	0,25276	0,089
	2 capas y 0°-90°	0,47530	0,47474	0,118
Fibra de Vidrio	4 capas y 0°-90°	0,35188	0,35133	0,156
	2 capas y 0°-90°	0,46036	0,45994	0,091

Fuente: Autor

### 3.1.5 Análisis de resultados

Los resultados obtenidos en los ensayos experimentales de tracción, flexión e impacto se presentan en las Tabla 47, Tabla 48 y Tabla 49, donde se presentan los valores promedios para facilitar su respectiva la evaluación.

**Tabla 47.-** Resultados de los ensayos de Tracción.

Refuerzo	Configuración	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Deformación a ruptura (%)
Fibra de Carbono (FC)	4 capas y 0°-90°	16958,58	623,305	80157,452	33,203
	2 capas y 0°-90°	8212,8	590,523	58331,142	22,161
	4 capas y 45°-135°	1995,928	74,996	21272,696	59,13
	2 capas y 45°-135°	723,58	50,908	9010,256	40,724

Fibra de Aramida (FA)	4 capas y 0°-90°	11759,08	340,214	26088,566	33,817
	2 capas y 0°-90°	5923,086	365,173	23142,842	24,402
	4 capas y 45°-135°	1122,45	38,675	4416,582	60,170
	2 capas y 45°-135°	518	31,018	4981,624	44,937
Fibra de Vidrio (FV)	4 capas y 0°-90°	5392,312	243,635	18756,4	20,043
	2 capas y 0°-90°	2692,686	241,643	21505,02	17,503
	4 capas y 45°-135°	1288,752	59,869	10164,814	90,452
	2 capas y 45°-135°	501,74	46,749	6728,788	51,648

Fuente: Autor.

**Tabla 48.-** Resultados de los ensayos de Flexión.

Refuerzo	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (Mpa)	Módulo de flexión (Mpa)	Deflexión (mm)
FC	799,316	574,1	32201,97	6,99
FA	248,03	188,022	7712,776	10,3208
FV	170,718	198,374	14976,312	6,6006

Fuente: Autor.

**Tabla 49.-** Resultados de los ensayos de Impacto.

Refuerzo	Configuración	Altura media de falla (mm)	Energía de falla (J)
FC	4 capas y 0°-90°	500	1,14
	2 capas y 0°-90°	350	0,8
	4 capas y 45°-135°	600	1,36
	2 capas y 45°-135°	450	1,02
FA	4 capas y 0°-90°	800	1,82
	2 capas y 0°-90°	450	1,02
	4 capas y 45°-135°	700	1,59
	2 capas y 45°-135°	350	0,8
FV	4 capas y 0°-90°	450	1,02
	2 capas y 0°-90°	350	0,8
	4 capas y 45°-135°	400	0,91
	2 capas y 45°-135°	300	0,68

Fuente: Autor.

### 3.1.6 Interpretación de resultados

El análisis de las propiedades mecánicas de los componentes del material alternativo se ejecutó mediante la evaluación de los datos adquirido en los ensayos de tracción, flexión e impacto. Para la interpretación de resultados se toma en cuenta el número



de capas, la orientación del tejido y el tipo de fibra sintética. Las propiedades que se asumió en este análisis se describen en la Tabla 50.

**Tabla 50.-** Resultados del ensayo de tracción e impacto.

Refuerzo	Esfuerzo máximo de tracción (Mpa)	Módulo de elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Energía de falla (J)
FC 2C 0-90	590,524	58331,142	22,161	0,8
FC 4C 0-90	623,304	80157,452	33,2034	1,14
FC 2C 45-135	50,91	9010,256	40,7236	1,02
FC 4C 45-135	74,996	21272,696	59,1298	1,36
FA 2C 0-90	365,174	23142,842	24,4022	1,02
FA 4C 0-90	340,214	26088,566	33,8168	1,82
FA 2C 45-135	31,018	4981,624	44,3956	0,8
FA 4C 45-135	38,676	4416,582	60,1702	1,59
FV 2C 0-90	241,642	21505,02	17,503	0,8
FV 4C 0-90	243,636	18756,4	20,0428	1,02
FV 2C 45-135	46,752	6728,788	51,648	0,68
FV 4C 45-135	59,87	10164,814	90,452	0,91

**Fuente:** Autor.

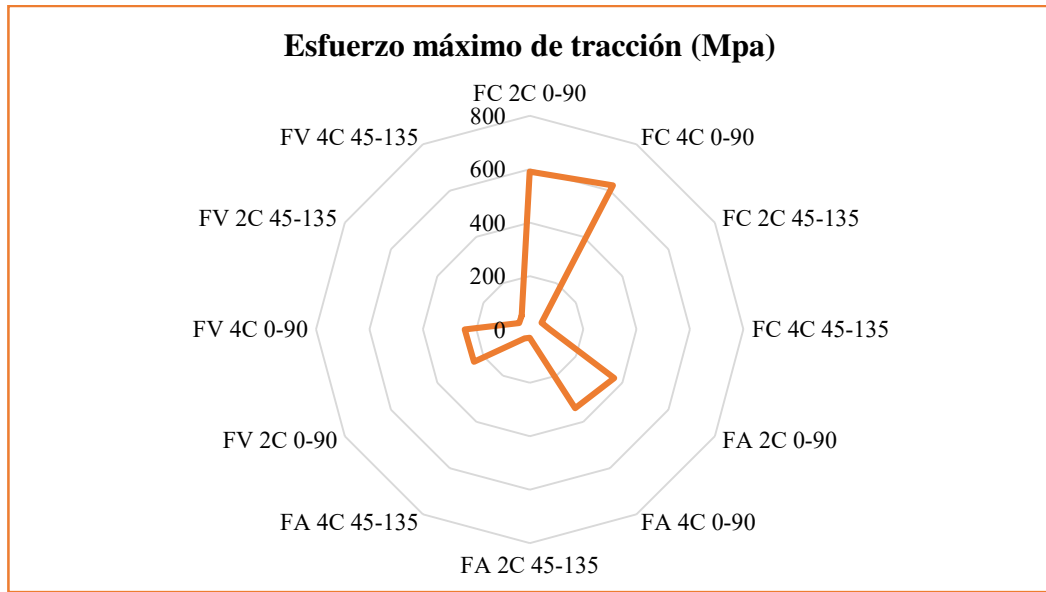
Es importante mencionar que los datos adquiridos en el ensayo de flexión, debido a que la conformación de las probetas es diferente a la de los ensayos de tracción e impacto, se analiza de manera individual. Los promedios de las propiedades obtenidas bajo este ensayo se presentan en la Tabla 51.

**Tabla 51.-** Resultados del ensayo de flexión.

Refuerzo	Esfuerzo de Flexión (Mpa)	Módulo de Flexión (Mpa)	Deflexión (mm)
FC	574,10	32201,968	6,99
FA	188,022	7712,776	10,32
FV	198,374	14976,312	6,60

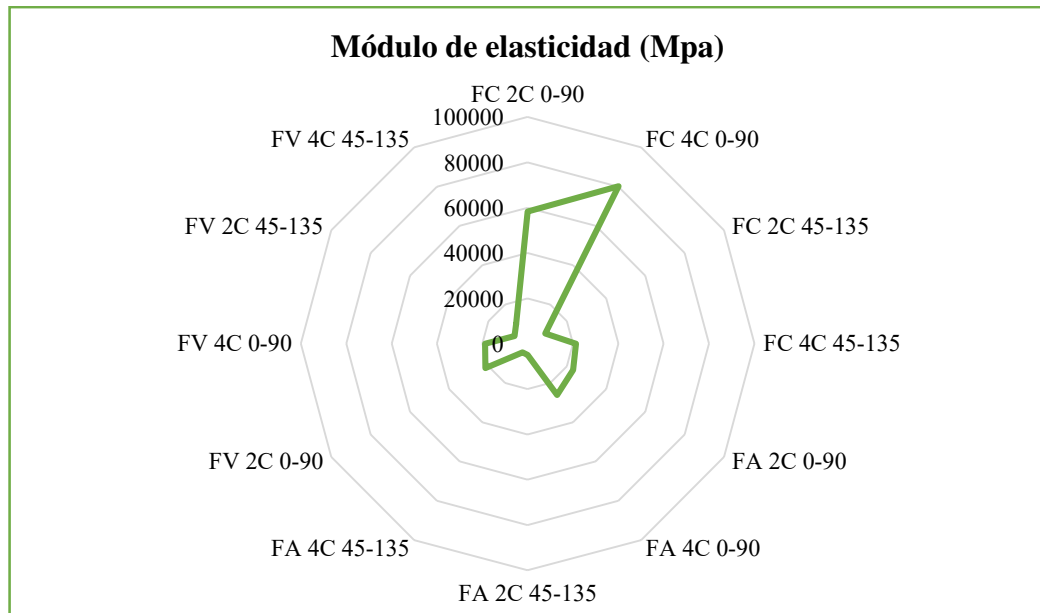
**Fuente:** Autor

A continuación, se presentan las gráficas radiales para cada propiedad analizada de los ensayos de tracción flexión e impacto mediante las cuales se evalúan los resultados relativos al punto central.



**Figura 54.-** Esfuerzo maximo de traccion. [Autor]

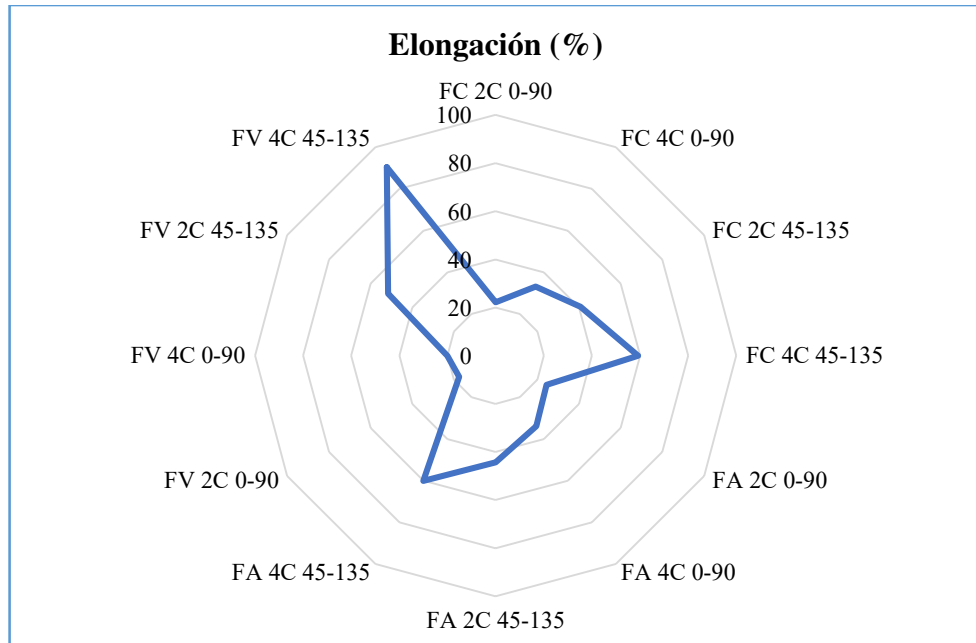
En la Figura 54 se identifica claramente que el resultado más alto en lo que se refiere al esfuerzo de tracción, se presentan en el compuesto de fibra de carbono con cuatro capas a una orientación de 0°-90°, sin embargo no presenta una diferencia elevada respecto a la combinación fibra de carbono de dos capas orientado a 0°90°.



**Figura 55.-** Módulo de elasticidad a tracción. [Autor]

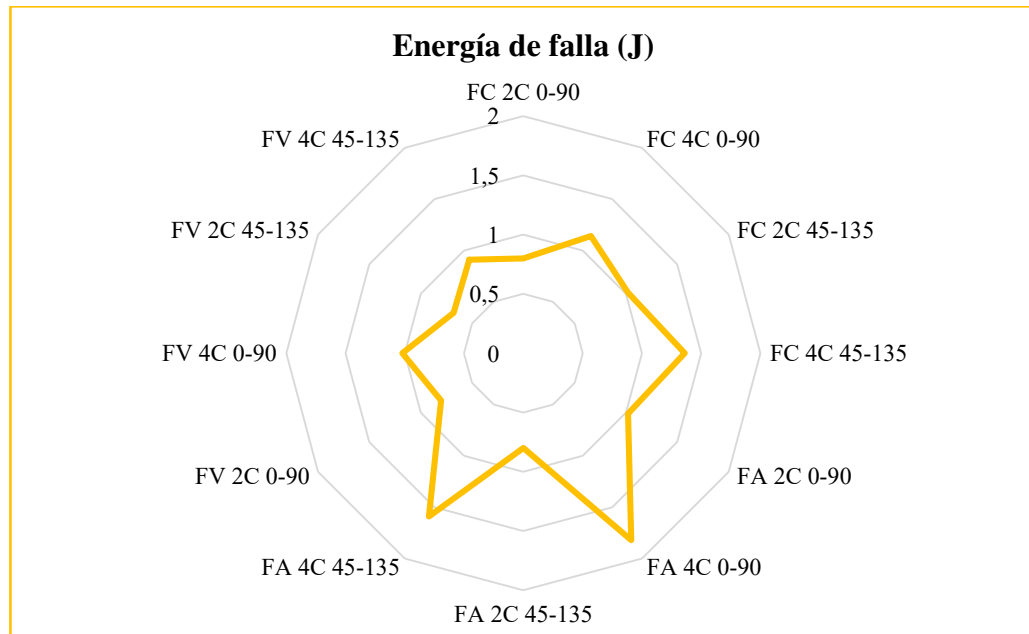
Se puede observar en la Figura 55 que el compuesto de fibra de carbono de cuatro capas y orientado a 0°-90°, presenta el módulo de elasticidad más alto con respecto al resto de combinaciones evaluadas, seguido así mismo del compuesto de fibra de

carbono de dos capas a una orientación de 0°-90°.



**Figura 56.-** Porcentaje de elongacion. [Autor]

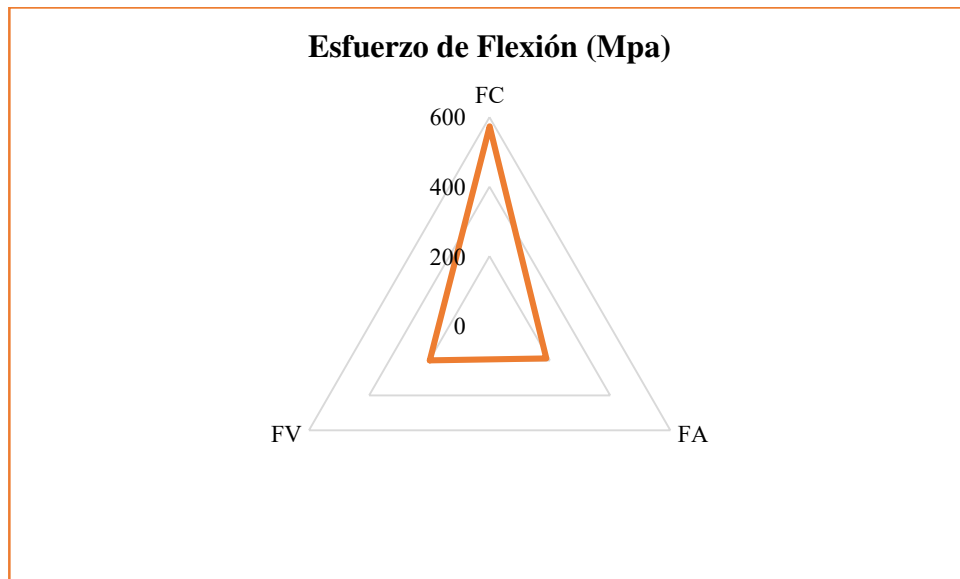
De la Figura 56 se puede concluir que los compuestos con una orientación de 45°-135° presentan un mayor porcentaje de elongación, siendo el valor más elevado el del compuesto de fibra de vidrio con cuatro capas y orientado a 45°-135°.



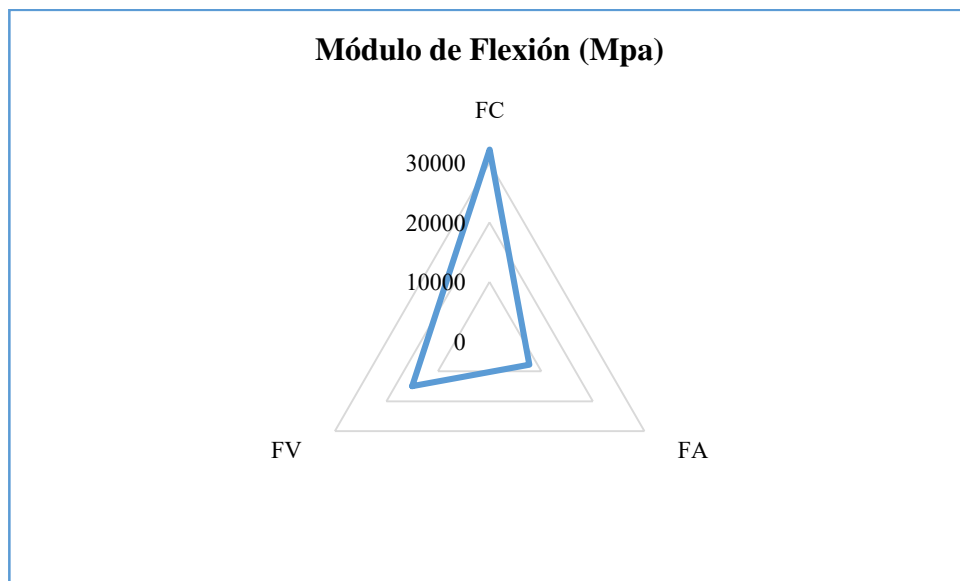
**Figura 57.-** Resistencia al impacto. [Autor]

En la Figura 57 se observa que el compuesto de fibra de aramida de cuatro capas y

orientado a 0°-90° obtiene los mejores resultados de resistencia al impacto, a partir de la gráfica, se puede concluir que esta propiedad depende del número de capas.



**Figura 58.-** Esfuerzo de flexión.[Autor]



**Figura 59.-** Módulo de flexion. [Autor]

En las Figura 58 y Figura 59 se observan las gráficas radiales de las propiedades de flexión para cada material. Determinado que los resultados más alto para el esfuerzo y módulo de flexión son de los compuestos fabricados a partir de fibra de carbono.

**Tabla 52.-** Interpretación de resultados de las propiedades mecánicas a tracción e impacto de los componentes del material alternativo.

Configuración	Tracción					Impacto			Aceptación o rechazo
	Esfuerzo máximo de tracción (Mpa)	Dif.	Módulo de elasticidad (Mpa)	Dif.	% de elongación	Dif.	Energía de falla (J)	Dif.	
FC 2C 0-90	590,524	364,964	58331,142	34618,127	22,161	19,310	0,80	0,28	6,50
FC 4C 0-90	623,304	397,744	80157,452	56444,437	33,203	8,267	1,14	0,06	8,25
FC 2C 45-135	50,910	174,650	9010,256	14702,759	40,724	0,747	1,02	0,06	4,25
FC 4C 45-135	74,996	150,564	21272,696	2440,319	59,130	17,659	1,36	0,28	6,50
FA 2C 0-90	365,174	139,614	23142,842	570,173	24,402	17,069	1,02	0,06	5,25
FA 4C 0-90	340,214	114,654	26088,566	2375,551	33,817	7,654	1,82	0,74	6,25
FA 2C 45-135	31,018	194,542	4981,624	18731,391	44,396	2,925	0,80	0,28	4,75
FA 4C 45-135	38,676	186,884	4416,582	19296,433	60,170	18,700	1,59	0,51	6,50
FV 2C 0-90	241,642	16,082	21505,020	2207,995	17,503	23,968	0,80	0,28	4,50
FV 4C 0-90	243,636	18,076	18756,400	4956,615	20,043	21,428	1,02	0,06	5,25
FV 2C 45-135	46,752	178,808	6728,788	16984,227	51,648	10,177	0,68	0,40	4,75
FV 4C 45-135	59,870	165,690	10164,814	13548,201	90,452	48,981	0,91	0,17	5,50
PROMEDIO	225,559		23713,015		41,471		1,08		
DESV. ESTANDAR	215,320		23035,866		21,316		0,35		
<b>Relleno Rojo (valorado a 3)</b>	Resultado No Aceptable, bajo la desviación estándar (95% de confianza).								
<b>Relleno amarillo (valorado a 6)</b>	Resultado Medianamente Aceptable, bajo la desviación estándar								
<b>Relleno Verde (valorado a 10)</b>	Resultado Aceptable, igual o por encima de la desviación estándar.								

**Fuente:** Autor

El análisis se realizó con los datos obtenidos en los diferentes ensayos de tracción e impacto, en el procedimiento para el desarrollo e interpretación de los resultados se utilizan dos parámetros estadísticos los cuales son la media aritmética y la desviación estándar. Los resultados obtenidos en la Tabla 52 determinan que la combinación que presenta mejores propiedades mecánicas es el compuesto fibra de carbono con cuatro capas y con una orientación de 0°-90°. Además, mediante la evaluación de las gráficas radiales de las propiedades mecánicas obtenidas en el ensayo de flexión se determina que el compuesto elaborado a partir de fibra de carbono presenta mejores propiedades mecánicas.

### **3.2 Verificación de la hipótesis**

Una vez finalizado el proceso de investigación donde se realiza una revisión, tabulación, evaluación e interpretación de resultados se procede con la sustentación de hipótesis planteada en forma comparativa y estadística como se demostró en la sección 3.1.6, en la cual se analizó las propiedades mecánicas de cada una de las combinaciones efectuadas a través del método de ponderación de datos y la evaluación de las gráficas radiales elaboradas para cada propiedad para así determinar la combinación que presenta las mejores características mecánicas.

El compuesto que obtuvo las mejores propiedades es la fibra de carbono con cuatro capas a una orientación de 0°-90° como se muestra en la Tabla 52. La fabricación de todos los compuestos fue por estratificación al vacío. Además, los resultados obtenidos experimentalmente se aprueban con el análisis numérico en el cual se comparó los desplazamientos que tolera el material y arrojando valores de error relativamente bajos como se expuso en la Tabla 46.

Es así que el análisis numérico/experimental de los componentes del material alternativo de matriz epoxi reforzado con fibras sintéticas utilizado para la fabricación y reparación de superficies de vuelo en el CIDFAE permitió determinar las propiedades mecánicas del compuesto

## 4 CAPITULO IV.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 4.1 Conclusiones

- Aplicando las especificaciones de la norma ASTM D3039 y con probetas de dimensiones 250 mm de largo, 25 mm de ancho y con un espesor que varía según el número de capas, se determinó que la variación del tipo de fibra sintética y el número de capas empleado influye directamente en la resistencia del material obteniendo mejores resultados utilizando fibra sintética de carbono con una orientación de 0°-90° y cuatro capas.
- Aplicando las especificaciones de la norma ASTM D5628 y con probetas de dimensiones 58 mm de largo, 58 mm de ancho y con un espesor que varía según el número de capas, se determinó que la que la variación del tipo de fibra sintética y el número de capas empleado influye directamente en la energía de falla del material obteniendo mejores resultados utilizando fibra sintética de aramida con cuatro capas y a una orientación de 0°-90°.
- Se desarrolló un modelo matemático para materiales compuestos partiendo de la idealización simple del comportamiento micro y macro mecánico el cual permite obtener las constantes elásticas de un material compuesto a partir de los modelos constitutivos de las componentes del material referido a su disposición y proporción en el material compuesto. El porcentaje de error entre los valores obtenidos experimentalmente y los valores obtenidos mediante el modelo matemático se están dentro de un rango del 1% a 20%.
- En la simulación de elementos finitos mediante el software Ansys ACP del ensayo de tracción se realizó la comparación de los desplazamientos dentro de la zona elástica obtenidos experimentalmente, obteniendo un error que no supera el 0.2 %.
- Los cálculos tanto analíticos como numéricos ofrecen valores muy acertados en el estudio ingenieril experimental al momento de pretender predecir, demostrar o indicar resultados del comportamiento mecánico del material, debido a que consideran datos que son conocidos frente a una aseveración o hipótesis que se quiera demostrar.

## 4.2 Recomendaciones

- El proceso de fabricación se lo debe realizar de la mejor manera y si es posible con ayuda o bajo supervisión de personal especializado, debido a que las propiedades mecánicas dependerán considerable del proceso de manufactura del material.
- Optimizar el corte de las fibras sintéticas para evitar desperdicios.
- Utilizar los elementos de protección personal al momento de manipular los materiales para la fabricación de los materiales compuestos especialmente en los cortes de las fibras sintéticas ya que al instante del corte desprenden partículas volátiles que pueden ingresar a nuestro sistema respiratorio.
- Tener en consideración las medidas del modelo CAD ya que para obtener datos precisos con el MEF.



## Referencias Bibliográficas

- [1] M. Mrazova, “Advanced composite materials of the future in aerospace industry,” *Incas Bull.*, vol. 5, no. 3, pp. 139–150, 2013.
- [2] L. Vooturi and S. Uddin, “Advanced Composite Materials in Typical Aerospace Applications,” vol. 14, no. 1, 2014.
- [3] P. Donoso and C. Rodríguez, “Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados,” Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2005.
- [4] M. Shokrieh and M. Omid, “Tension behavior of unidirectional glass / epoxy composites under different strain rates,” *Compos. Struct.*, vol. 88, no. 4, pp. 595–601, 2008.
- [5] J. Faulstich, S. Mayer, and M. Cerqueira, “Comparison of Tensile Strength of Different Carbon Fabric Reinforced Epoxy Composites,” *Mater. Res.*, vol. 9, no. 1, pp. 83–89, 2006.
- [6] A. Kelkar, J. Tate, and R. Bolick, *Structural integrity of aerospace textile composites under fatigue loading*, vol. 132. Elsevier, 2006.
- [7] B. Okutan and R. Karakuzu, “Failure Strength of Woven Glass,” *J. Compos. Mater.*, vol. 37, no. 15, 2003.
- [8] R. Sikarwar, V. Ramachandran, and M. Vemuri, “Experimental and analytical study of high velocity impact on Kevlar / Epoxy composite plates,” *Cent. Eur. J. Eng.*, no. December, 2012.
- [9] P. Panchaipetch, N. Souza, and W. Brostow, “Mechanical Properties of Glass Fiber Composites With an Epoxy Resin Modified by a Liquid Crystalline Epoxy,” *Polym. Compos.*, vol. 23, no. 4, 2002.
- [10] M. Salit, *Tropical Natural Fibre Composites*. Serdang: Springer, 2014.
- [11] A. Barbat *et al.*, *Aplicaciones avanzadas de los materiales compuestos en la obra civil y la edificación*, 1st ed. Barcelona: Omnia Publisher SL, 2014.

- [12] A. Besednjak, *Materiales compuestos. Procesos de fabricación de embarcaciones*. Barcelona: UPC, 2005.
- [13] K. Chawla, *Composite materials science and engineering*, 3rd ed., vol. 20, no. 3. Birmingham: Springer, 2003.
- [14] J. Trejos, “Propiedades mecánicas de una matriz de poliéster reforzada con fibra de coco comparadas con la misma matriz reforzada con fibra de vidrio,” Universidad Tecnológica de Pereira, Pereira, 2014.
- [15] C. Pérez, “Propuesta de un soporte basado en fibra de carbono y resinas termoestables. Análisis y comparación con soportes y técnicas pictóricas tradicionales,” Universidad Complutense de Madrid, Madrid, 1997.
- [16] J. Dávila *et al.*, *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales*, 1st ed. Quito: Imprefepp, 2011.
- [17] G. Espinoza and J. Hidalgo, “Caracterización de materiales compuestos para la aplicación en la carrocería del vehículo monoplaza tipo Formula SAE,” Universidad Politécnica Salesiana Sede Matriz Cuenca, Cuenca, 2016.
- [18] W. Smith and J. Hashemi, *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales*, 4th ed. México: McGraw-Hill, 2006.
- [19] F. Stupenengo, “Materiales compuestos,” in *Materiales y materias primas*, Buenos Aires, 2011.
- [20] J. Cañas, J. Marín, and F. París, *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*. Sevilla: Universidad de Sevilla, 2006.
- [21] V. Gómez, “Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave,” Posgrado Interinstitucional de Ciencia y Tecnología, Querétaro, 2017.
- [22] P. Mazón, “Caracterización mecánica del material híbrido de matriz epóxica reforzada con fibra de vidrio y tejido de fibras naturales de caña guadua y algodón para la determinación de propiedades mecánicas en aplicaciones

- industriales,” Universidad Técnica de Ambato, Ambato, 2018.
- [23] W. Grellmann, *Polymer Testing*, 2nd ed. Vienna: Hanser, 2013.
- [24] L. Nuñez, “Estudio de polímeros híbridos estratificados de matriz epóxica reforzada con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar y su incidencia en las propiedades mecánicas de partes externas de autos,” Universidad Técnica de Ambato, Ambato, 2014.
- [25] A. Miravete, *Materiales compuestos I*. Barcelona: Editorial Reverté, S.A, 2012.
- [26] G. Voyiadjis and P. Kattan, *Mechanics of Composite Materials with MATLAB*, vol. 53, no. 9. Baton Rouge: Springer, 2018.
- [27] A. Castro, “Modelización micromecánica de materiales compuestos: comparativa entre modelos analíticos y numéricos (MEF),” Universidad de Sevilla, Sevilla, 2018.
- [28] C. León and A. Vásquez, “Diseño y construcción de un soporte de ametralladora para el helicóptero del Ejército Ecuatoriano, MI-171, utilizando materiales compuestos laminados,” Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Latacunga, 2010.
- [29] L. Kollár and G. Springer, *Mechanics of Composite Structures*. New York: Cambridge University Press, 2003.
- [30] M. Villa, “Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono,” Universidad Politécnica Salesiana Sede Cuenca, Cuenca, 2018.
- [31] R. Pendleton and M. Tuttle, Eds., *Manual on experimental methods for mechanical testing of composites*, vol. 66. Estados Unidos: Society for Experimental Mechanics, 2012.
- [32] D. Ferrari and F. Rodríguez, “METODO DEL ELEMENTO FINITO Y AutoFEM®,” Universidad Nacional Autonoma de México, Cuautitlán Izcalli,

2018.

- [33] J. Peinado, “Estimación numérica de propiedades mecánicas del material compuesto reforzado por partículas mediante elementos finitos.,” Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, 2015.
- [34] J. Cubo, “Aplicación del análisis por elementos finitos en ingeniería naval,” Universidad de Cádiz, Cádiz, 2010.
- [35] C. Lagos, “Comportamiento a flexión de conexiones apernadas tipo Brida en estructuras de telecomunicaciones tipo monopolo, empleando el método de elementos finitos y validación con prototipo a escala,” Universidad Técnica de Ambato, Ambato, 2019.
- [36] J. Celigüeta, *Método de los Elementos Finitos para Análisis Estructural*, 3rd ed. Pamplona: Unicopia C.B., 2008.
- [37] R. Borja and P. Morocho, “Análisis estructural mediante el método de elementos finitos del chasis del vehículo formula SAE eléctrico de la Universidad Politécnica Salesiana,” Universidad Politécnica Salesiana, Cuenca, 2017.
- [38] U. Leichner and A. F. Jonson, “Micromechanics analysis of hybrid woven fabric composites under tensile and compression load,” *Trans. Eng. Sci.*, vol. 4, pp. 397–405, 1994.
- [39] J. Bull, *Numerical Analysis and Modelling of Composite Materials*. Dordrecht: Springer, 1996.

# **ANEXOS**

## ANEXO 1: Ficha técnica de la resina epoxi.



### DESCRIPTION

PR2032 is a medium viscosity, unfilled, light amber laminating resin that is designed for structural production applications. When used with the three hardeners listed here, the combinations provide excellent wet-out of fiberglass, carbon and aramid fibers. Special additives have been incorporated into these products to promote chemical adhesion to fabrics made with these fibers. Typical applications include aircraft and sail plane skins and structural components, auto bodies, radomes and prototype parts.

Hardeners PH3660, PH3663 and PH3665 are the standard production hardeners for fabricating composite parts. PH3660 has a one hour working time, PH3663 has 90 minutes, and PH3665 has been developed to provide a longer working time for larger and/or more complicated laminates when needed. All three of these hardeners will cure completely at room temperature without additional heat.

★ PH3663 is a newer addition to the AEROPoxy line that offers some unique characteristics for certain uses. The mixed viscosity of the system when using PH3663 is considerably lower than the other laminating hardeners. This allows easy penetration of thicker fabrics during hand lay-up, and provides a good system for the infusion process. Also, even though it has a working time 50% longer than PH3660, it cures in essentially the same time as PH3660. Cured properties with the PH3663 maintain the high standard set by the AEROPoxy line.

PH3630 is a faster setting hardener that can be used for patching and repairs, and smaller laminates. PH3630 has a similar viscosity to PH3660 and PH3665, so handling will be similar, except for the faster cure.

These products can be considered low toxicity materials that have minimum hazard potential when used properly and in a clean and responsible manner. PR2032 does not contain any hazardous diluents or extenders. Hardeners PH3660, PH3663, PH3665 and PH3630 do not contain methylene dianiline (MDA), or other potentially harmful aniline derivatives. Neither the resin nor the hardeners will crystallize in normal shipping and storage conditions, including refrigerated storage. Both components have excellent moisture resistance, for minimal problems in high humidity environments.

### PRODUCT SPECIFICATIONS

	PR2032	PH3630	PH3660	PH3663	PH3665	ASTM Method
Color	Lt. Amber	Amber	Amber	Lt. Amber	Amber	Visual
Viscosity, @77°F, centipoise	1,650 cps	150-175 cps	190-200 cps	35 cps	200-250 cps	D2392
Specific Gravity, gms./cc	1.15	0.96	0.96	0.97	0.95	D1475
Mix Ratio, By Wt.		30 minutes	1 hour	90 minutes	2 hours	PTM6W
Pot Life, 4 fl. Oz. Mass @ 77°F		100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume		100 : 25 By Weight	100 : 27 By Wt, or 3 to 1 By Vol.	D2471

### HANDLING and CURING

PH3660, PH3663 and PH3665 are the hardeners typically used to fabricate high performance composite parts. PH3660 has a one hour working time, and can be used for all sizes of parts using the contact layup method of fabrication. If the vacuum bagging technique is being used, PH3660 should only be used for smaller parts. Hardener PH3665 has a longer working time that is useful for vacuum bagging larger parts before the resin has gelled. PH3663 falls between these two hardeners, and can be used for parts somewhat larger than would be produced with PH3660, while maintaining a faster cure than with PH3665. In any case, with either of these three hardeners, plan to allow the laminate to cure at least 24 hours, at a minimum of 72°F, before moving the structure. This can be accelerated by applying heat after the resin has gelled. Be careful using heat guns and lamps, as they tend to concentrate heat, producing localized hot spots which can damage the epoxy. These systems can be cured at ambient temperatures, or given an elevated temperature cure. The higher the curing temperature, the higher the resulting service temperature. With a higher temperature cure, a safe service temperature over 200°F can be obtained.

Hardener PH3630 will cure completely at room temperature, and does not require a heat cure. It is intended for fast repairs or additions to a primary structure, and for parts that will be exposed to lower service temperatures. All primary structures should be fabricated with PH3660, PH3663 or PH3665 to take advantage of their longer work life and better service temperature capabilities.

Page 1

Inasmuch as PTM6W Industries, Inc. has no control over the use to which others may put material, it does not guarantee that the same results as those described herein will be obtained. The above data was obtained under laboratory conditions, and to the best of our knowledge is accurate. This information is presented in good faith to assist the user in determining whether our products are suitable for his application. No warranty or representation, however is intended or made, nor is protection from any law or patent to be inferred, and all patent rights are reserved. Before using, user shall determine the suitability of the product for his intended use, and user assumes all risk and liability whatsoever in connection therewith. In no event will PTM6W Industries, Inc. be liable for incidental or consequential damages. Buyer's sole and exclusive remedy in such instances shall be limited to replacement of the purchase price.

## PR2032 Laminating Resin For Composite Parts, Page 2

### TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES

	PR2032 PH3630	PR2032 with PH3660				PR2032 PH3663	PR2032 PH3665	ASTM Method
		Neat Resin (Unreinforced)	With Fiberglass	With Graphite	With Kevlar			
Mix Ratio	100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume					100 : 25 By Weight	100:27 By Wt. 3 to 1 By Vol.	PTM&W
Pot Life, @ 77°F	30 minutes	1 hour				1.5 Hour	2 hours	D2471
Color	Lt. Amber	Light Amber				Light Amber	Lt. Amber	Visual
Mixed Viscosity, @77°F, cps	800-875 cps	900 - 950 cps				440 cps	925-975 cps	D2393
Cured Hardness, Shore D	88 Shore D	88 Shore D				87 Shore D	87 Shore D	D2240
Specific Gravity, grams, cc	1.16	1.11				1.109	1.12	D1475
Density, lb./cu. Inch	.0420	.0401				.0401	.0410	D792
Specific Volume, cu. in./lb.	23.8	25.0				24.96	24.4	D792
Tensile Strength, psi <sup>(1)</sup>	45,350 psi	9828 psi	45,170 psi	75,640 psi	45,400 psi	40,010 psi	45,870 psi	D638
Elongation at Break, % <sup>(1)</sup>	1.91 %	1.90 %	1.96 %	0.91 %	1.31 %	1.67 %	1.98 %	D638
Tensile modulus, psi <sup>(1)</sup>	2,800,000 psi	418,525 psi	2,620,000 psi	8,170,000 psi	3,770,000 psi	2,647,520 psi	2,520,000 psi	D638
Flexural Strength, psi <sup>(1)</sup>	68,167 psi	16,827 psi	62,285 psi	96,541 psi	34,524 psi	65,461 psi	66,667 psi	D790
Flexural Modulus, psi <sup>(1)</sup>	2,770,000 psi	462,910 psi	2,560,000 psi	6,480,000 psi	2,500,000 psi	2,639,766 psi	3,050,000 psi	D790
Glass Transition Temp., T <sub>g</sub>	194°F	196°F				194°F	194°F	TMA
Thermal Coef. of Expansion Range:	3.7 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F	4.3 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F				4.14 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F	4.15 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F	D696

<sup>(1)</sup> Fiberglass Properties Derived with a 10 Ply Laminate, Hand Lay-up, Style 181 Glass Fabric, 55% Glass Content;  
Graphite Properties with a 10 Ply Laminate of 5.6 oz. 3K Fabric; and Kevlar Properties with a 10 Ply Laminate of 5 oz. Kevlar

### PACKAGING WEIGHTS

	Quart Kit	Gallon Kit	Pail Kit	Drum Kit				
PR2032	2.25 lb.	7.5 lb.	48 lb.	500 lb.				
PH3630, PH3660 or PH3665	.66 lb.	2 lb.	13 lb.	135 lb.				
PH3663	.6 lb.	1.9 lb.	12 lb.	126 lb.				
Kit	2.9 lb.	2.85 lb.	9.5 lb.	9.4 lb.	61 lb.	60 lb.	635 lb.	626 lb.

### SAFETY and HANDLING

PTM&W AEROPOXY epoxy products are made from raw materials carefully chosen to minimize or even eliminate toxic chemicals, and therefore offer the user high performance products with minimum hazard potential when properly used. Generally, the PTM&W AEROPOXY epoxy resins and hardeners will present no handling problems if users exercise care to protect the skin and eyes, and if good ventilation is provided in the work areas. However, all epoxy resins and hardeners can be irritating to the skin, and prolonged contact may result in sensitization; and breathing of mist or vapors may cause allergenic respiratory reaction, especially in highly sensitive individuals. As such, avoid contact with eyes and skin, and avoid breathing vapors. Wear protective rubber apron, clothing, gloves, face shield or other items as required to prevent contact with the skin. In case of skin contact, immediately wash with soap and water, followed by a rinse of the area with vinegar, and then a further wash with soap and water. The vinegar will neutralize the hardener and lessen the chances of long term effects. Use goggles, a face shield, safety glasses or other items as required to prevent contact with the eyes. If material gets into the eyes, immediately flush with water for at least 15 minutes and call a physician. Generally, keep the work area as uncluttered and clean as possible, and clean up any minor spills immediately to prevent accidental skin contact at a later time. Keep tools clean and properly stored. Dispose of trash and empty containers properly. Do not use any of these types of products until Material Safety Data Sheets have been read and understood.

AEROPOXY PR2032 w-4 Hardeners Bulletin / ZW-38 / 062408-C2



## PTM&W Industries, Inc.

10640 S. Painter Avenue Santa Fe Springs, CA 90670-4092  
 562-946-4511 800-421-1518 FAX: 562-941-4773  
 Visit Us At: [www.aeropoly.com](http://www.aeropoly.com) Send Questions To: [info@aeropoly.com](mailto:info@aeropoly.com)



# ANEXO 2: Norma para ensayo de tracción ASTM D 3039-00



Designation: D 3039/D 3039M – 00<sup>ε1</sup>

## Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D 3039/D 3039M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon ( $\epsilon$ ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

*This standard has been approved for use by agencies of the Department of Defense.*

<sup>ε1</sup> NOTE—Eq 5 was revised editorially in December 2002.

### 1. Scope

1.1 This test method determines the in-plane tensile properties of polymer matrix composite materials reinforced by high-modulus fibers. The composite material forms are limited to continuous fiber or discontinuous fiber-reinforced composites in which the laminate is balanced and symmetric with respect to the test direction.

1.2 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text, the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

### 2. Referenced Documents

#### 2.1 ASTM Standards:

- D 792 Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement<sup>2</sup>
- D 883 Terminology Relating to Plastics<sup>2</sup>
- D 2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins<sup>3</sup>
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics<sup>3</sup>
- D 3171 Test Methods for Constituent Content of Composites Materials<sup>4</sup>
- D 3878 Terminology for Composite Materials<sup>4</sup>
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

Current edition approved April 10, 2000. Published July 2000. Originally published as D 3039 – 71T. Last previous edition D 3039 – 95a.

<sup>2</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

<sup>3</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.02.

<sup>4</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.03.

Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials<sup>4</sup>

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines<sup>5</sup>

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing<sup>5</sup>

E 83 Practice for Verification and Classification of Extensometers<sup>5</sup>

E 111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus<sup>5</sup>

E 122 Practice for Choice of Sample Size to Estimate a Measure of Quality for a Lot or Process<sup>6</sup>

E 132 Test Method for Poisson's Ratio at Room Temperature<sup>5</sup>

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods<sup>6</sup>

E 251 Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages<sup>5</sup>

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics<sup>6</sup>

E 691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method<sup>6</sup>

E 1012 Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading<sup>5</sup>

E 1237 Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages<sup>5</sup>

### 3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D 883 defines terms relating to plastics. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other standards.

#### 3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

NOTE—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental

<sup>5</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

<sup>6</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.



dimensions, shown within square brackets:  $[M]$  for mass,  $[L]$  for length,  $[T]$  for time,  $[\Theta]$  for thermodynamic temperature, and  $[nd]$  for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

3.2.1 *nominal value,  $n$* —a value, existing in name only, assigned to a measurable property for the purpose of convenient designation. Tolerances may be applied to a nominal value to define an acceptable range for the property.

3.2.2 *transition region,  $n$* —a strain region of a stress-strain or strain-strain curve over which a significant change in the slope of the curve occurs within a small strain range.

3.2.3 *transition strain,  $e^{transition} [nd]$ ,  $n$* —the strain value at the mid range of the transition region between the two essentially linear portions of a bilinear stress-strain or strain-strain curve.

3.2.3.1 *Discussion*—Many filamentary composite materials show essentially bilinear behavior during loading, such as seen in plots of either longitudinal stress versus longitudinal strain or transverse strain versus long longitudinal strain. There are varying physical reasons for the existence of a transition region. Common examples include: matrix cracking under tensile loading and ply delamination.

3.3 *Symbols:*

3.3.1  $A$ —minimum cross-sectional area of a coupon.

3.3.2  $B_y$ —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about  $y$  axis of the specimen (about the narrow direction).

3.3.3  $B_z$ —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about  $z$  axis of the specimen (about the wide direction).

3.3.4  $CV$ —coefficient of variation statistic of a sample population for a given property (in percent).

3.3.5  $E$ —modulus of elasticity in the test direction.

3.3.6  $F^{tu}$ —ultimate tensile strength in the test direction.

3.3.7  $F^{su}$ —ultimate shear strength in the test direction.

3.3.8  $h$ —coupon thickness.

3.3.9  $L_g$ —extensometer gage length.

3.3.10  $L_{min}$ —minimum required bonded tab length.

3.3.11  $n$ —number of coupons per sample population.

3.3.12  $P$ —load carried by test coupon.

3.3.13  $P^f$ —load carried by test coupon at failure.

3.3.14  $P^{max}$ —maximum load carried by test coupon before failure.

3.3.15  $s_{n-1}$ —standard deviation statistic of a sample population for a given property.

3.3.16  $w$ —coupon width.

3.3.17  $x_i$ —test result for an individual coupon from the sample population for a given property.

3.3.18  $\bar{x}$ —mean or average (estimate of mean) of a sample population for a given property.

3.3.19  $\delta$ —extensional displacement.

3.3.20  $\epsilon$ —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.

3.3.21  $\epsilon$ —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

3.3.22  $\sigma$ —normal stress.

3.3.23  $\nu$ —Poisson's ratio.

#### 4. Summary of Test Method

4.1 A thin flat strip of material having a constant rectangular cross section is mounted in the grips of a mechanical testing machine and monotonically loaded in tension while recording load. The ultimate strength of the material can be determined from the maximum load carried before failure. If the coupon strain is monitored with strain or displacement transducers then the stress-strain response of the material can be determined, from which the ultimate tensile strain, tensile modulus of elasticity, Poisson's ratio, and transition strain can be derived.

#### 5. Significance and Use

5.1 This test method is designed to produce tensile property data for material specifications, research and development, quality assurance, and structural design and analysis. Factors that influence the tensile response and should therefore be reported include the following: material, methods of material preparation and lay-up, specimen stacking sequence, specimen preparation, specimen conditioning, environment of testing, specimen alignment and gripping, speed of testing, time at temperature, void content, and volume percent reinforcement. Properties, in the test direction, which may be obtained from this test method include the following:

5.1.1 Ultimate tensile strength,

5.1.2 Ultimate tensile strain,

5.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,

5.1.4 Poisson's ratio, and

5.1.5 Transition strain.

#### 6. Interferences

6.1 *Material and Specimen Preparation*—Poor material fabrication practices, lack of control of fiber alignment, and damage induced by improper coupon machining are known causes of high material data scatter in composites.

6.2 *Gripping*—A high percentage of grip-induced failures, especially when combined with high material data scatter, is an indicator of specimen gripping problems. Specimen gripping methods are discussed further in 7.2.4, 8.2, and 11.5.

6.3 *System Alignment*—Excessive bending will cause premature failure, as well as highly inaccurate modulus of elasticity determination. Every effort should be made to eliminate excess bending from the test system. Bending may occur as a result of misaligned grips or from specimens themselves if improperly installed in the grips or out-of-tolerance caused by poor specimen preparation. If there is any doubt as to the alignment inherent in a given test machine, then the alignment should be checked as discussed in 7.2.5.

6.4 *Edge Effects in Angle Ply Laminates*—Premature failure and lower stiffnesses are observed as a result of edge softening in laminates containing off-axis plies. Because of this, the strength and modulus for angle ply laminates can be drastically underestimated. For quasi-isotropic laminates containing significant  $0^\circ$  plies, the effect is not as significant.

#### 7. Apparatus

7.1 *Micrometers*—A micrometer with a 4- to 5-mm [0.16- to 0.20-in] nominal diameter double-ball interface shall be

used to measure the thickness of the specimen. A micrometer with a flat anvil interface shall be used to measure the width of the specimen. The accuracy of the instruments shall be suitable for reading to within 1% of the sample width and thickness. For typical specimen geometries, an instrument with an accuracy of  $\pm 2.5 \mu\text{m}$  [ $\pm 0.0001 \text{ in.}$ ] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of  $\pm 25 \mu\text{m}$  [ $\pm 0.001 \text{ in.}$ ] is adequate for width measurement.

7.2 *Testing Machine*—The testing machine shall be in conformance with Practices E 4 and shall satisfy the following requirements:

7.2.1 *Testing Machine Heads*—The testing machine shall have both an essentially stationary head and a movable head.

7.2.2 *Drive Mechanism*—The testing machine drive mechanism shall be capable of imparting to the movable head a controlled velocity with respect to the stationary head. The velocity of the movable head shall be capable of being regulated as specified in 11.3.

7.2.3 *Load Indicator*—The testing machine load-sensing device shall be capable of indicating the total load being carried by the test specimen. This device shall be essentially free from inertia lag at the specified rate of testing and shall indicate the load with an accuracy over the load range(s) of interest of within  $\pm 1\%$  of the indicated value. The load range(s) of interest may be fairly low for modulus evaluation, much higher for strength evaluation, or both, as required.

NOTE 1—Obtaining precision load data over a large range of interest in the same test, such as when both elastic modulus and ultimate load are being determined, place extreme requirements on the load cell and its calibration. For some equipment, a special calibration may be required. For some combinations of material and load cell, simultaneous precision measurement of both elastic modulus and ultimate strength may not be possible and measurement of modulus and strength may have to be performed in separate tests using a different load cell range for each test.

7.2.4 *Grips*—Each head of the testing machine shall carry one grip for holding the test specimen so that the direction of load applied to the specimen is coincident with the longitudinal axis of the specimen. The grips shall apply sufficient lateral pressure to prevent slippage between the grip face and the coupon. If tabs are used the grips should be long enough that they overhang the beveled portion of the tab by approximately 10 to 15 mm [0.5 in.]. It is highly desirable to use grips that are rotationally self-aligning to minimize bending stresses in the coupon.

NOTE 2—Grip surfaces that are lightly serrated, approximately 1 serration/mm [25 serrations/in.], have been found satisfactory for use in wedge-action grips when kept clean and sharp; coarse serrations may produce grip-induced failures in untabbed coupons. Smooth gripping surfaces have been used successfully with either hydraulic grips or an emery cloth interface, or both.

7.2.5 *System Alignment*—Poor system alignment can be a major contributor to premature failure, to elastic property data scatter, or both. Practice E 1012 describes bending evaluation guidelines and describes potential sources of misalignment during tensile testing. In addition to Practice E 1012, the degree of bending in a tensile system can also be evaluated using the following related procedure. Specimen bending is considered separately in 11.6.1.

7.2.5.1 A rectangular alignment coupon, preferably similar in size and stiffness to the test specimen of interest, is instrumented with a minimum of three longitudinal strain gages of similar type, two on the front face across the width and one on the back face of the specimen, as shown in Fig. 1. Any difference in indicated strain between these gages during loading provides a measure of the amount of bending in the thickness plane ( $B_x$ ) and width plane ( $B_y$ ) of the coupon. The strain gage location should normally be located in the middle of the coupon gage section (if modulus determination is a concern), near a grip (if premature grip failures are a problem), or any combination of these areas.

7.2.5.2 When evaluating system alignment, it is advisable to perform the alignment check with the same coupon inserted in each of the four possible installation permutations (described relative to the initial position): initial (top-front facing observer), rotated back to front only (top back facing observer), rotated end for end only (bottom front facing observer), and rotated both front to back and end to end (bottom back facing observer). These four data sets provide an indication of whether the bending is due to the system itself or to tolerance in the alignment check coupon or gaging.

7.2.5.3 The zero strain point may be taken either before gripping or after gripping. The strain response of the alignment coupon is subsequently monitored during the gripping process, the tensile loading process, or both. Eq 1-3 use these indicated strains to calculate the ratio of the percentage of bending strain to average extensional strain for each bending plane of the alignment coupon and the total percent bending,  $B_{\text{total}}$ . Plotting percent bending versus axial average strain is useful in understanding trends in the bending behavior of the system.

7.2.5.4 Problems with failures during gripping would be reason to examine bending strains during the gripping process in the location near the grip. Concern over modulus data scatter would be reason to evaluate bending strains over the modulus evaluation load range for the typical transducer location. Excessive failures near the grips would be reason to evaluate bending strains near the grip at high loading levels. While the

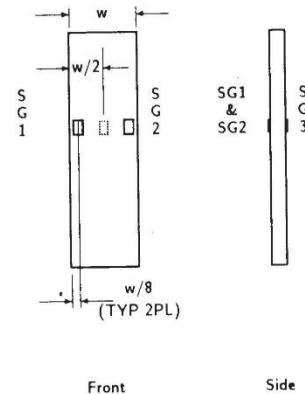


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon



maximum advisable amount of system misalignment is material and location dependent, good testing practice is generally able to limit percent bending to a range of 3 to 5 % at moderate strain levels (>1000  $\mu\epsilon$ ). A system showing excessive bending for the given application should be readjusted or modified.

$$B_y = \frac{\epsilon_{ave} - \epsilon_3}{\epsilon_{ave}} \times 100 \quad (1)$$

$$B_z = \frac{4/3 (\epsilon_2 - \epsilon_1)}{\epsilon_{ave}} \times 100 \quad (2)$$

where:

$B_y$  = percent bending about system  $y$  axis (about the narrow plane), as calculated by Eq 1, %;

$B_z$  = percent bending about system  $z$  axis (about the wide plane), as calculated by Eq 2, %;

$\epsilon_1$ ,  $\epsilon_2$ , and  $\epsilon_3$  = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1,  $\mu\epsilon$ ; and

$\epsilon_{ave}$  =  $(|\epsilon_1| + |\epsilon_2|)/2 + |\epsilon_3|/2$ .

The total bending component is:

$$B_{total} = |B_y| + |B_z| \quad (3)$$

**7.3 Strain-Indicating Device**—Load-strain data, if required, shall be determined by means of either a strain transducer or an extensometer. Attachment of the strain-indicating device to the coupon shall not cause damage to the specimen surface. If Poisson's ratio is to be determined, the specimen shall be instrumented to measure strain in both longitudinal and lateral directions. If the modulus of elasticity is to be determined, the longitudinal strain should be simultaneously measured on opposite faces of the specimen to allow for a correction as a result of any bending of the specimen (see 11.6 for further guidance).

**7.3.1 Bonded Resistance Strain Gage Selection**—Strain gage selection is a compromise based on the type of material. An active gage length of 6 mm [0.25 in.] is recommended for most materials. Active gage lengths should not be less than 3 mm [0.125 in.].<sup>7</sup> Gage calibration certification shall comply with Test Methods E 251. When testing woven fabric laminates, gage selection should consider the use of an active gage length that is at least as great as the characteristic repeating unit of the weave. Some guidelines on the use of strain gages on composites follow. A general reference on the subject is Tuttle and Brinson.<sup>8</sup>

**7.3.1.1 Surface preparation of fiber-reinforced composites** in accordance with Practice E 1237 can penetrate the matrix material and cause damage to the reinforcing fibers resulting in improper coupon failures. Reinforcing fibers should not be exposed or damaged during the surface preparation process.

<sup>7</sup> A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350- $\Omega$  resistance, a strain rating of 3 % or better, and the appropriate environmental resistance and thermal coefficient.

<sup>8</sup> Tuttle, M. E. and Brinson, H. F., "Resistance-Foil Strain-Gage Technology as Applied to Composite Materials," *Experimental Mechanics*, Vol 24, No. 1, March 1984; pp. 54-65; errata noted in Vol 26, No. 2, June 1986, pp. 153-154.

The strain gage manufacturer should be consulted regarding surface preparation guidelines and recommended bonding agents for composites pending the development of a set of standard practices for strain gage installation surface preparation of fiber-reinforced composite materials.

**7.3.1.2 Consideration** should be given to the selection of gages having larger resistances to reduce heating effects on low-conductivity materials. Resistances of 350  $\Omega$  or higher are preferred. Additional consideration should be given to the use of the minimum possible gage excitation voltage consistent with the desired accuracy (1 to 2 V is recommended) to reduce further the power consumed by the gage. Heating of the coupon by the gage may affect the performance of the material directly, or it may affect the indicated strain as a result of a difference between the gage temperature compensation factor and the coefficient of thermal expansion of the coupon material.

**7.3.1.3 Consideration** of some form of temperature compensation is recommended, even when testing at standard laboratory atmosphere. Temperature compensation is required when testing in nonambient temperature environments.

**7.3.1.4 Consideration** should be given to the transverse sensitivity of the selected strain gage. The strain gage manufacturer should be consulted for recommendations on transverse sensitivity corrections and effects on composites. This is particularly important for a transversely mounted gage used to determine Poisson's ratio, as discussed in Note 11.

**7.3.2 Extensometers**—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice E 83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E 83. For extremely stiff materials, or for measurement of transverse strains, the fixed error allowed by Class B-1 extensometers may be significant, in which case Class A extensometers should be considered. The extensometer shall be essentially free of inertia lag at the specified speed of testing, and the weight of the extensometer should not induce bending strains greater than those allowed in 6.3.

**NOTE 3**—It is generally less difficult to perform strain calibration on extensometers of longer gage length as less precision in displacement is required of the extensometer calibration device.

**7.4 Conditioning Chamber**—When conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vaporlevel-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within  $\pm 3^\circ\text{C}$  [ $\pm 5^\circ\text{F}$ ] and the required relative vapor level to within  $\pm 3$  %. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

**7.5 Environmental Test Chamber**—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the gage section of the test specimen at the required test environment during the mechanical test.

**8. Sampling and Test Specimens**

8.1 *Sampling*—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

NOTE 4—If specimens are to undergo environmental conditioning to equilibrium, and are of such type or geometry that the weight change of the material cannot be properly measured by weighing the specimen itself (such as a tabbed mechanical coupon), then use another traveler coupon of the same nominal thickness and appropriate size (but without tabs) to determine when equilibrium has been reached for the specimens being conditioned.

8.2 *Geometry*—Design of mechanical test coupons, especially those using end tabs, remains to a large extent an art rather than a science, with no industry consensus on how to approach the engineering of the gripping interface. Each major composite testing laboratory has developed gripping methods for the specific material systems and environments commonly encountered within that laboratory. Comparison of these methods shows them to differ widely, making it extremely difficult to recommend a universally useful approach or set of approaches. Because of this difficulty, definition of the geometry of the test coupon is broken down into the following three levels, which are discussed further in each appropriate section:

Purpose	Degree of Geometry Definition
8.2.1 <i>General Requirements</i>	Mandatory Shape and Tolerances
8.2.2 <i>Specific Recommendations</i>	Nonmandatory Suggested Dimensions
8.2.3 <i>Detailed Examples</i>	Nonmandatory Typical Practices

8.2.1 *General Requirements:*

8.2.1.1 *Shape, Dimensions, and Tolerances*—The complete list of requirements for specimen shape, dimensions, and tolerances is shown in Table 1.

8.2.1.2 *Use of Tabs*—Tabs are not required. The key factor in the selection of specimen tolerances and gripping methods is the successful introduction of load into the specimen and the prevention of premature failure as a result of a significant discontinuity. Therefore, determine the need to use tabs, and specification of the major tab design parameters, by the end

**TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements**

Parameter	Requirement
<b>Coupon Requirements:</b>	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed <sup>a</sup>
specimen width tolerance	± 1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	± 4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
<b>Tab Requirements (if used):</b>	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between	± 1 % tab thickness
<b>tabs</b>	
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

<sup>a</sup> See 8.2.2 or Table 2 for recommendations.

result: acceptable failure mode and location. If acceptable failure modes occur with reasonable frequency, then there is no reason to change a given gripping method (see 11.10).

8.2.2 *Specific Recommendations:*

8.2.2.1 *Width, Thickness, and Length*—Select the specimen width and thickness to promote failure in the gage section and assure that the specimen contains a sufficient number of fibers in the cross section to be statistically representative of the bulk material. The specimen length should normally be substantially longer than the minimum requirement to minimize bending stresses caused by minor grip eccentricities. Keep the gage section as far from the grips as reasonably possible and provide a significant amount of material under stress and therefore produce a more statistically significant result. The minimum requirements for specimen design shown in Table 1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Therefore, recommendations on other important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These geometries have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system.

8.2.2.2 *Gripping/Use of Tabs*—There are many material configurations, such as multidirectional laminates, fabric-based materials, or randomly reinforced sheet-molding compounds, which can be successfully tested without tabs. However, tabs are strongly recommended when testing unidirectional materials (or strongly unidirectionally dominated laminates) to failure in the fiber direction. Tabs may also be required when testing unidirectional materials in the matrix direction to prevent gripping damage.

8.2.2.3 *Tab Geometry*—Recommendations on important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These dimensions have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system. The selection of a tab configuration that can successfully produce a gage section tensile failure is dependent upon the coupon material, coupon ply orientation, and the type of grips being used. When pressure-operated nonwedge grips are used with care, squared-off 90° tabs have been used successfully. Wedge-operated grips have been used most successfully with tabs having low bevel angles (7 to 10°) and a feathered smooth transition into the coupon. For alignment purposes, it is essential that the tabs be of matched thickness.

8.2.2.4 *Friction Tabs*—Tabs need not always be bonded to the material under test to be effective in introducing the load into the specimen. Friction tabs, essentially nonbonded tabs held in place by the pressure of the grip, and often used with emery cloth or some other light abrasive between the tab and the coupon, have been successfully used in some applications. In specific cases, lightly serrated wedge grips (see Note 2) have been successfully used with only emery cloth as the interface between the grip and the coupon. However, the abrasive used



**TABLE 2 Tensile Specimen Geometry Recommendations<sup>A</sup>**

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, <sup>a</sup>
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

<sup>A</sup> Dimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied so long as the requirements of Table 1 are met.

must be able to withstand significant compressive loads. Some types of emery cloth have been found ineffective in this application because of disintegration of the abrasive.<sup>9</sup>

**8.2.2.5 Tab Material**—The most consistently used bonded tab material has been continuous E-glass fiber-reinforced polymer matrix materials (woven or unwoven) in a [0/90]<sub>n</sub>s laminate configuration. The tab material is commonly applied at 45° to the loading direction to provide a soft interface. Other configurations that have reportedly been successfully used have incorporated steel tabs or tabs made of the same material as is being tested.

**8.2.2.6 Bonded Tab Length**—When using bonded tabs, estimate the minimum suggested tab length for bonded tabs by the following simple equation. As this equation does not account for the peaking stresses that are known to exist at the ends of bonded joints. The tab length calculated by this equation should normally be increased by some factor to reduce the chances of joint failure:

$$L_{\min} = F^{\text{su}}/2F^{\text{tu}} \quad (4)$$

where:

- $L_{\min}$  = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- $F^{\text{tu}}$  = ultimate tensile strength of coupon material, MPa [psi];
- $h$  = coupon thickness, mm [in.]; and
- $F^{\text{su}}$  = ultimate shear strength of adhesive, coupon material, or tab material (whichever is lowest), MPa [psi].

**8.2.2.7 Bonded Tab Adhesive**—Any high-elongation (tough) adhesive system that meets the environmental requirements may be used when bonding tabs to the material under test. A uniform bondline of minimum thickness is desirable to reduce undesirable stresses in the assembly.

**8.2.3 Detailed Examples**—The minimum requirements for specimen design discussed in 8.2.1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Dimensionally toleranced specimen drawings for both tabbed and untabbed forms are shown as examples in Fig. 2 (SI) and Fig. 3 (inch-pound). The tolerances on these drawings are fixed, but satisfy the requirements of Table 1 for all of the recommended configurations of Table 2. For a specific configuration, the tolerances on Fig. 2 and Fig. 3 might be able to be relaxed.

**8.3 Specimen Preparation:**

**8.3.1 Panel Fabrication**—Control of fiber alignment is critical. Improper fiber alignment will reduce the measured

properties. Erratic fiber alignment will also increase the coefficient of variation. The specimen preparation method shall be reported.

**8.3.2 Machining Methods**—Specimen preparation is extremely important for this specimen. Mold the specimens individually to avoid edge and cutting effects or cut from them plates. If they are cut from plates, take precautions to avoid notches, undercuts, rough or uneven surfaces, or delaminations caused by inappropriate machining methods. Obtain final dimensions by water-lubricated precision sawing, milling, or grinding. The use of diamond tooling has been found to be extremely effective for many material systems. Edges should be flat and parallel within the specified tolerances.

**8.3.3 Labeling**—Label the coupons so that they will be distinct from each other and traceable back to the raw material and in a manner that will both be unaffected by the test and not influence the test.

**9. Calibration**

9.1 The accuracy of all measuring equipment shall have certified calibrations that are current at the time of use of the equipment.

**10. Conditioning**

10.1 *Standard Conditioning Procedure*—Unless a different environment is specified as part of the experiment, condition the test specimens in accordance with Procedure C of Test Method D 5229/D 5229M and store and test at standard laboratory atmosphere (23 ± 3°C [73 ± 5°F] and 50 ± 10 % relative humidity).

**11. Procedure**

**11.1 Parameters To Be Specified Before Test:**

11.1.1 The tension specimen sampling method, coupon type and geometry, and conditioning travelers (if required).

11.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

NOTE 5—Determine specific material property, accuracy, and data reporting requirements before test for proper selection of instrumentation and data-recording equipment. Estimate operating stress and strain levels to aid in transducer selection, calibration of equipment, and determination of equipment settings.

11.1.3 The environmental conditioning test parameters.

11.1.4 If performed, the sampling method, coupon geometry, and test parameters used to determine density and reinforcement volume.

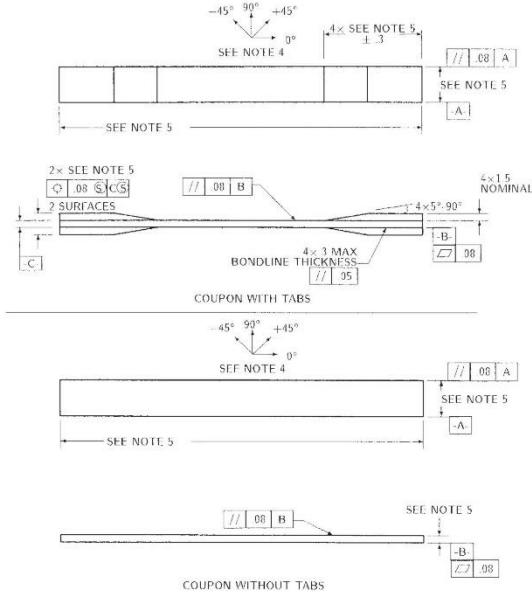
**11.2 General Instructions:**

11.2.1 Report any deviations from this test method, whether intentional or inadvertent.

<sup>9</sup> E-Z Flex Metalite K224 cloth, Grit 120-J, available from Norton Company, Troy, NY 12181, has been found satisfactory in this application. Other equivalent types of emery cloth should also be suitable.

**D 3039/D 3039M – 00<sup>e1</sup>**

- DRAWING NOTES:**
1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
  2. ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  
NO DECIMAL:  $\pm .XX$   
 $\pm .3$  |  $\pm 1$  |  $\pm 3$
  3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF  $\pm .5^\circ$ .
  4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [A] WITHIN  $\pm .5^\circ$ .
  5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED  $1.6\sqrt{R}$  (SYMBOLOLOGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROMETRES.)
  6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
  7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.



**FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)**

11.2.2 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels being tension tested. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods D 792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D 3171, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D 2584. The void content equations of Test Methods D 2734 are applicable to both Test Method D 2584 and the matrix digestion procedures.

11.2.3 Following final specimen machining and any conditioning, but before the tension testing, determine the specimen area as  $A = w \times h$ , at three places in the gage section, and report the area as the average of these three determinations to the accuracy in 7.1. Record the average area in units of  $\text{mm}^2$  ( $\text{in}^2$ ).

11.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing to effect a nearly constant strain rate in the gage section. If strain control is not available on the testing machine, this may be approximated by repeated monitoring and adjusting of the rate of load application to maintain a nearly constant strain rate, as mea-

sured by strain transducer response versus time. The strain rate should be selected so as to produce failure within 1 to 10 min. If the ultimate strain of the material cannot be reasonably estimated, initial trials should be conducted using standard speeds until the ultimate strain of the material and the compliance of the system are known, and the strain rate can be adjusted. The suggested standard speeds are:

11.3.1 *Strain-Controlled Tests*—A standard strain rate of  $0.01 \text{ min}^{-1}$ .

11.3.2 *Constant Head-Speed Tests*—A standard head displacement rate of  $2 \text{ mm/min}$  [ $0.05 \text{ in./min}$ ].

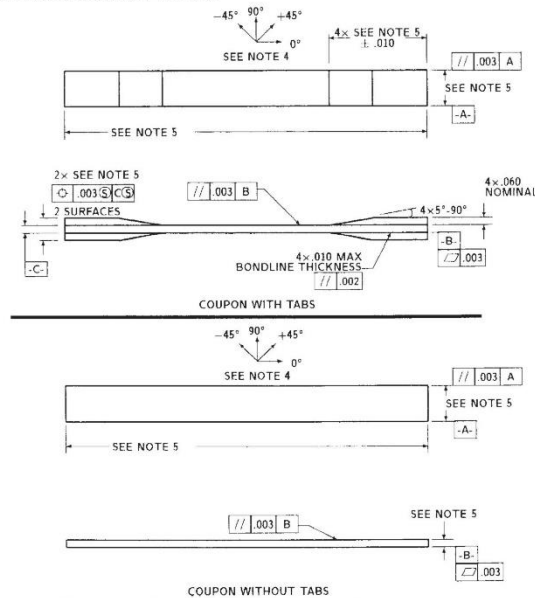
**NOTE 6**—Use of a fixed head speed in testing machine systems with a high compliance may result in a strain rate that is much lower than required. Use of wedge grips can cause extreme compliance in the system, especially when using compliant tab materials. In some such cases, actual strain rates 10 to 50 times lower than estimated by head speeds have been observed.

11.4 *Test Environment*—Condition the specimen to the desired moisture profile and, if possible, test under the same conditioning fluid exposure level. However, cases such as

D 3039/D 3039M – 00<sup>e1</sup>

- DRAWING NOTES:**
1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
  2. ALL DIMENSIONS IN INCHES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  

.X	.XX	.XXX
±.1	±.03	±.01
  3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ±5°.
  4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [A] WITHIN ±5°.
  5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 64√ (SYMBOLGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROINCHES.)
  5. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY-UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
  6. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.



**FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)**

elevated temperature testing of a moist specimen place unrealistic requirements on the capabilities of common testing machine environmental chambers. In such cases, the mechanical test environment may need to be modified, for example, by testing at elevated temperature with no fluid exposure control, but with a specified limit on time to failure from withdrawal from the conditioning chamber. Modifications to the test environment shall be recorded.

11.4.1 Store the specimen in the conditioned environment until test time, if the testing area environment is different than the conditioning environment.

11.5 *Specimen Insertion*—Place the specimen in the grips of the testing machine, taking care to align the long axis of the gripped specimen with the test direction. Tighten the grips, recording the pressure used on pressure controllable (hydraulic or pneumatic) grips.

*NOTE 7*—The ends of the grip jaws on wedge-type grips should be even with each other following insertion to avoid inducing a bending moment that results in premature failure of the specimen at the grip. When using

untabbed specimens, a folded strip of medium grade (80 to 150 grit) emery cloth between the specimen faces and the grip jaws (grit-side toward specimen) provides a nonslip grip on the specimen without jaw serration damage to the surface of the specimen. When using tabbed specimens, insert the coupon so that the grip jaws extend approximately 10 to 15 mm [0.5 in.] past the beginning of the tapered portion of the tab. Coupons having tabs that extend beyond the grips are prone to failure at the tab ends because of excessive interlaminar stresses.

11.6 *Transducer Installation*—If strain response is to be determined attach the strain-indication transducer(s) to the specimen, symmetrically about the mid-span, mid-width location. Attach the strain-recording instrumentation to the transducers on the specimen.

11.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 5, at the average axial strain checkpoint value (the mid range of the appropriate chord modulus strain range) shown in Table 3. A single transducer can be used if the



**TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges**

Tensile Chord Modulus Calculation Longitudinal Strain Range		Longitudinal Strain Checkpoint for Bending
Start Point μϵ <sup>A</sup>	End Point μϵ	μϵ
1000 <sup>B</sup>	3000	2000

<sup>A</sup> 1000 μϵ = 0.001 absolute strain.  
<sup>B</sup> This strain range is to be contained in the lower half of the stress/strain curve. For materials that fail below 6000 μϵ, a strain range of 25 to 50 % of ultimate is recommended.

percent bending is no more than 3 %. When bending is greater than 3 % averaged strains from back-to-back transducers of like kind are recommended.

$$B_y = \frac{|\epsilon_f - \epsilon_b|}{|\epsilon_f + \epsilon_b|} \quad (5)$$

where:

- ϵ<sub>f</sub> = indicated strain from front transducer, μϵ;
- ϵ<sub>b</sub> = indicated strain from back transducer, μϵ; and
- B<sub>y</sub> = percent bending in specimen.

11.7 *Loading*—Apply the load to the specimen at the specified rate until failure, while recording data.

11.8 *Data Recording*—Record load versus strain (or transducer displacement) continuously or at frequent regular intervals. If a transition region or initial ply failures are noted, record the load, strain, and mode of damage at such points. If the specimen is to be failed, record the maximum load, the failure load, and the strain (or transducer displacement) at, or as near as possible to, the moment of rupture.

NOTE 8—Other valuable data that can be useful in understanding testing anomalies and gripping or specimen slipping problems includes load versus head displacement data and load versus time data.

11.9 *Failure Mode*—Record the mode and location of failure of the specimen. Choose, if possible, a standard description using the three-part failure mode code that is shown in Fig. 4.

11.10 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of load introduction into the material if a significant fraction of failures in a sample population occur within one specimen width of the tab or grip. Factors considered should include the tab alignment, tab material, tab angle, tab adhesive, grip type, grip pressure, and grip alignment.

## 12. Calculation

12.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 6 and report the results to three significant figures. If the tensile modulus is to be calculated, determine the tensile stress at each required data point using Eq 7.

$$F^{tu} = P^{max}/A \quad (6)$$

$$\sigma_i = P_i/A \quad (7)$$

where:

- F<sup>tu</sup> = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- P<sup>max</sup> = maximum load before failure, N [lbf];
- σ<sub>i</sub> = tensile stress at *i*th data point, MPa [psi];
- P<sub>i</sub> = load at *i*th data point, N [lbf]; and
- A = average cross-sectional area from 11.2.3, mm<sup>2</sup> [in.<sup>2</sup>].

12.2 *Tensile Strain/Ultimate Tensile Strain*—If tensile modulus or ultimate tensile strain is to be calculated, and material response is being determined by an extensometer, determine the tensile strain from the indicated displacement at each required data point using Eq 8 and report the results to three significant figures.

$$\epsilon_i = \delta_i/L_g \quad (8)$$

where:

- ϵ<sub>i</sub> = tensile strain at *i*th data point, μϵ;
- δ<sub>i</sub> = extensometer displacement at *i*th data point, mm [in.]; and
- L<sub>g</sub> = extensometer gage length, mm [in.].

### 12.3 Tensile Modulus of Elasticity:

NOTE 9—To minimize potential effects of bending it is recommended that the strain data used for modulus of elasticity determination be the average of the indicated strains from each side of the specimen, as discussed in 7.3 and 11.6.

12.3.1 *Tensile Chord Modulus of Elasticity*—Select the appropriate chord modulus strain range from Table 3. Calculate the tensile chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 9. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Report the tensile chord modulus of elasticity to three significant figures. Also report the strain range used in the calculation. A graphical example of chord modulus is shown in Fig. 5.

12.3.1.1 The tabulated strain ranges should only be used for materials that do not exhibit a transition region (a significant change in the slope of the stress-strain curve) within the given strain range. If a transition region occurs within the recommended strain range, then a more suitable strain range shall be used and reported.

$$E^{chord} = \Delta\sigma/\Delta\epsilon \quad (9)$$

where:

- E<sup>chord</sup> = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];
- Δσ = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and
- Δϵ = difference between the two strain points of Table 3 (nominally 0.002).

12.3.2 *Tensile Modulus of Elasticity (Other Definitions)*—Other definitions of elastic modulus may be evaluated and reported at the user's discretion. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used,



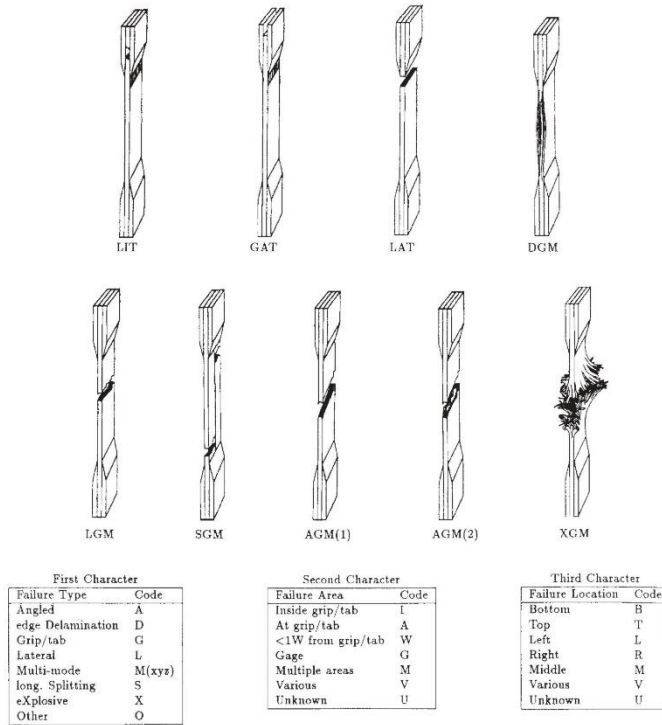


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

and the results to three significant figures. Test Method E 111 provides additional guidance in the determination of modulus of elasticity.

NOTE 10—An example of another modulus definition is the secondary chord modulus of elasticity for materials that exhibit essentially bilinear stress-strain behavior. An example of secondary chord modulus is shown in Fig. 5.

12.4 Poisson's Ratio:

NOTE 11—If bonded resistance strain gages are being used, the error produced by the transverse sensitivity effect on the transverse gage will generally be much larger for composites than for metals. An accurate measurement of Poisson's ratio requires correction for this effect. The strain gage manufacturer should be contacted for information on the use of correction factors for transverse sensitivity.

12.4.1 Poisson's Ratio By Chord Method—Select the appropriate chord modulus longitudinal strain range from Table 3. Determine (by plotting or otherwise) the transverse strain (measured perpendicular to the applied load),  $\epsilon_t$ , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied load),  $\epsilon_l$ , strain range end points. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use

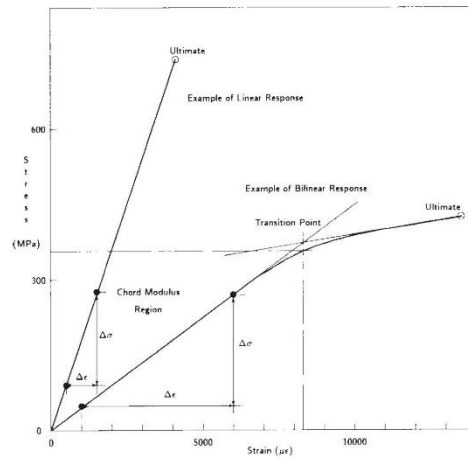


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

the closest available data point. Calculate Poisson's ratio by Eq 10 and report to three significant figures. Also report the strain range used.

$$\nu = -\Delta\epsilon_l/\Delta\epsilon_t \quad (10)$$

where:

- $\nu$  = Poisson's ratio;
- $\Delta\epsilon_t$  = difference in lateral strain between the two longitudinal strain points of Table 3,  $\mu\epsilon$ ; and
- $\Delta\epsilon_l$  = difference between the two longitudinal strain points of Table 3 (nominally either 0.001, 0.002, or 0.005).

12.4.2 *Tensile Poisson's Ratio (Other Definitions)*—Other definitions of Poisson's ratio may be evaluated and reported at the user's direction. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used, and the results to three significant figures. Test Method E 132 provides additional guidance in the determination of Poisson's ratio.

12.5 *Transition Strain*—Where applicable, determine the transition strain from either the bilinear longitudinal stress versus longitudinal strain curve or the bilinear transverse strain versus longitudinal strain curve. Create a best linear fit or chord line for each of the two linear regions and extend the lines until they intersect. Determine to three significant digits the longitudinal strain that corresponds to the intersection point and record this value as the transition strain. Report also the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined. A graphical example of transition strain is shown in Fig. 5.

12.6 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation and coefficient of variation (in percent) for each property determined:

$$\bar{x} = (\sum_{i=1}^n x_i)/n \quad (11)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2)/(n-1)} \quad (12)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1}/\bar{x} \quad (13)$$

where:

- $\bar{x}$  = sample mean (average);
- $s_{n-1}$  = sample standard deviation;
- CV = sample coefficient of variation, in percent;
- $n$  = number of specimens; and
- $x_i$  = measured or derived property.

### 13. Report

13.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable (reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

- 13.1.1 The revision level or date of issue of this test method.
- 13.1.2 The date(s) and location(s) of the test.
- 13.1.3 The name(s) of the test operator(s).

13.1.4 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

13.1.5 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

13.1.6 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

13.1.7 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

13.1.8 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen geometry, sampling method and geometrics, test parameters, and test results.

13.1.9 Average ply thickness of the material.

13.1.10 Results of any nondestructive evaluation tests.

13.1.11 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, coupon cutting method, identification of tab geometry, tab material, and tab adhesive used.

13.1.12 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.

13.1.13 Type of test machine, grips, jaws, grip pressure, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.

13.1.14 Results of system alignment evaluations, if any such were done.

13.1.15 Dimensions of each test specimen.

13.1.16 Conditioning parameters and results, use of travelers and traveler geometry, and the procedure used if other than that specified in the test method.

13.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

13.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

13.1.19 Number of specimens tested.

13.1.20 Speed of testing.

13.1.21 Transducer placement on the specimen and transducer type for each transducer used.

13.1.22 If strain gages were used, the type, resistance, size, gage factor, temperature compensation method, transverse sensitivity, lead-wire resistance, and any correction factors used.

13.1.23 Stress-strain curves and tabulated data of stress versus strain for each specimen.

13.1.24 Percent bending results for each specimen so evaluated.

13.1.25 Individual strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load before failure.

13.1.26 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.27 Strain range used for chord modulus and Poisson's ratio determination.

13.1.28 If another definition of modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

13.1.29 Individual values of modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.30 If another definition of Poisson's ratio is used in addition to the chordwise definition, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

13.1.31 Individual values of Poisson's ratio, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.32 If transition strain is determined, the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined.

13.1.33 Individual values of transition strain (if applicable), and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.34 Failure mode and location of failure for each specimen.

**14. Precision and Bias**

**14.1 Precision:**

14.1.1 The precision and bias of tension test strength and modulus measurements depend on strict adherence to the Test Method D 3039/D 3039M and are influenced by mechanical and material factors, specimen preparation, and measurement errors.

14.1.2 Mechanical factors that can affect the test results include: the physical characteristics of the testing machine (stiffness, damping, and mass), accuracy of loading and displacement/strain measurement, speed of loading, alignment of test specimen with applied load, parallelism of the grips, grip pressure, and type of load control (displacement, strain, or load).

14.1.3 Material factors that can affect test results include: material quality and representativeness, sampling scheme, and specimen preparation (dimensional accuracy, tab material, tab taper, tab adhesive, and so forth).

14.1.4 The mean tensile strength for a strain rate sensitive, glass/epoxy tape composite testing in the fiber direction was found to increase by approximately two standard deviations with decreasing time to failure tested at the limits of the recommended time to failure prescribed in Test Method D 3039/D 3039M. This result suggest that caution must be used when comparing test data obtained for strain rate sensitive composite materials tested in accordance with this standard.

14.1.5 Measurement errors arise from the use of specialized measuring instruments such as load cells, extensometers and strain gages, micrometers, data acquisition devices, and so forth.

14.1.6 Data obtained from specimens that fracture outside the gage are should be used with caution as this data may not be representative of the material. Failure in the grip region indicates the stress concentration at the tab is greater than the

natural strength variation of the material in the gage section. A tapered tab, bonded with a ductile low-modulus adhesive has a relatively low-stress concentration and should result in the lowest frequency of grip failures. Low-strength bias increases with the frequency of grip failures by an amount proportional to the stress concentration at the tab.

14.1.7 An interlaboratory test program was conducted where an average of five specimens each, of six different materials and lay-up configurations, were tested by nine different laboratories.<sup>10</sup> Table 4 presents the precision statistics generated from this study as defined in Practice E 691 for tensile strength, modulus, and failure strain. All data except that for Material B (90° lay-up) was normalized with respect to an average thickness. The materials listed in Table 15 are defined as:

- A IM-6/3501-6 uni-tape (0)n
- B IM-6/3501-6 uni-tape (90)n
- C IM-6/3501 6 uni-tape (90/0)n
- F Glass/epoxy fabric (7781 glass/Ciba R 7376 Epoxy)-warp aligned
- G Carbon/epoxy fabric (66108 carbon/Ciba R 6376

**TABLE 4 Precision Statistics**

Material	$\bar{x}$	$s \bar{x}$	$S_r$	$S_R$	$S_r/\bar{x}, \%$	$S_R/\bar{x}, \%$
Strength, ksi						
A	342.69	8.49	10.68	12.78	3.12	3.73
B	8.52	0.52	0.85	0.92	9.94	10.84
C	156.37	3.84	10.85	10.85	6.94	6.94
F	66.18	3.20	1.52	3.48	2.30	5.26
G	121.52	1.59	3.92	3.92	3.23	3.23
Modulus, Msi						
A	23.57	0.65	0.63	0.86	2.69	3.66
B	1.30	0.05	0.04	0.06	3.12	4.57
C	12.38	0.29	0.37	0.44	2.98	3.54
F	3.95	0.08	0.04	0.09	1.01	2.28
G	9.47	0.16	0.12	0.20	1.29	2.06
Failure Strain, %						
A	1.36	0.06	0.07	0.08	4.95	6.15
B	0.66	0.04	0.08	0.09	12.47	13.02
C	1.22	0.03	0.06	0.06	5.25	5.27
F	2.04	0.15	0.07	0.16	3.19	8.03
G	1.27	0.03	0.05	0.05	3.83	4.13

14.1.8 The averages of the coefficients of variation are in Table 5. The values of  $S_r/\bar{x}$  and  $S_R/\bar{x}$  represent the repeatability and the reproducibility coefficients of variation, respectively. These averages permit a relative comparison of the repeatability (within laboratory precision) and reproducibility (between laboratory precision) of the tension test parameters. Overall, this indicates that the failure strain measurements exhibit the least repeatability and reproducibility of all the parameters measured while modulus was found to provide the highest repeatability and reproducibility of the parameters measured.

<sup>10</sup> International Harmonization of Composite Materials—Phase 1: Harmonization of ASTM D 3039/D 3039M and ISO 527-5, Final Report, ASTM Institute for Standards Research, April 1997.

**TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation**

Parameter	Average of $S_j/X$ , %	Average of $S_T/X$ , %
Strength	5.11	6.00
Modulus	2.22	3.22
Failure strain	5.94	7.32

14.1.9 The consistency of agreement for repeated tests of the same material is dependent on lay-up configuration, mate-

rial and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters.

14.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

**15. Keywords**

15.1 composite materials; modulus of elasticity; Poisson’s ratio; tensile properties; tensile strength

*ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.*

*This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.*

*This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org).*



# ANEXO 3: Norma para ensayo de flexión ASTM D7264-07



Designation: D 7264/D 7264M – 07

## Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D 7264/D 7264M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reappraisal. A superscript epsilon ( $\epsilon$ ) indicates an editorial change since the last revision or reappraisal.

### 1. Scope

1.1 This test method determines the flexural stiffness and strength properties of polymer matrix composites.

1.1.1 *Procedure A*—A three-point loading system utilizing center loading on a simply supported beam.

1.1.2 *Procedure B*—A four-point loading system utilizing two load points equally spaced from their adjacent support points, with a distance between load points of one-half of the support span.

NOTE 1—Unlike Test Method D 6272, which allows loading at both one-third and one-half of the support span, in order to standardize geometry and simplify calculations this standard permits loading at only one-half the support span.

1.2 For comparison purposes, tests may be conducted according to either test procedure, provided that the same procedure is used for all tests, since the two procedures generally give slightly different property values.

1.3 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text, the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

1.4 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

### 2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*<sup>2</sup>

D 790 Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials  
D 2344/D 2344M Test Method for Short-Beam Strength of

Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

D 3878 Terminology for Composite Materials

D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials

D 5687/D 5687M Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation

D 6272 Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending

D 6856 Guide for Testing Fabric-Reinforced “Textile” Composite Materials

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E 18 Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials

E 122 Practice for Calculating Sample Size to Estimate, With a Specified Tolerable Error, the Average for a Characteristic of a Lot or Process

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics

E 1309 Guide for Identification of Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite Materials in Databases

E 1434 Guide for Recording Mechanical Test Data of Fiber-Reinforced Composite Materials in Databases

2.2 *Other Documents:*

ANSI Y14.5-1999 Dimensioning and Tolerancing—Includes Inch and Metric<sup>3</sup>

ANSI B46.1-1995 Surface Texture (Surface Roughness, Waviness and Lay)<sup>3</sup>

### 3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines the terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other documents.

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

Current edition approved April 1, 2007. Published April 2007. Originally approved in 2006. Last previous edition approved in 2006 as D 7264/D 7264M – 06.

<sup>2</sup> For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, www.astm.org, or contact ASTM Customer Service at service@astm.org. For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

<sup>3</sup> Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, http://www.ansi.org.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:  
 3.2.1 flexural strength,  $n$ —the maximum stress at the outer surface of a flexure test specimen corresponding to the peak applied force prior to flexural failure.  
 3.2.2 flexural modulus,  $n$ —the ratio of stress range to corresponding strain range for a test specimen loaded in flexure.

3.3 Symbols:  
 $b$  = specimen width  
 $CV$  = sample coefficient of variation, in percent  
 $E_f^{chord}$  = flexural chord modulus of elasticity  
 $E_f^{secant}$  = flexural secant modulus of elasticity  
 $h$  = specimen thickness  
 $L$  = support span  
 $m$  = slope of the secant of the load-deflection curve  
 $n$  = number of specimens  
 $P$  = applied force  
 $s_{n-1}$  = sample standard deviation  
 $x_i$  = measured or derived property  
 $\bar{x}$  = sample mean  
 $\delta$  = mid-span deflection of the specimen  
 $\epsilon$  = strain at the outer surface at mid-span of the specimen  
 $\sigma$  = stress at the outer surface at mid-span of the specimen

4. Summary of Test Method

4.1 A bar of rectangular cross section, supported as a beam, is deflected at a constant rate as follows:

4.1.1 Procedure A—The bar rests on two supports and is loaded by means of a loading nose midway between the supports (see Fig. 1).

4.1.2 Procedure B—The bar rests on two supports and is loaded at two points (by means of two loading noses), each an equal distance from the adjacent support point. The distance between the loading noses (that is, the load span) is one-half of the support span (see Fig. 2).

4.2 Force applied to the specimen and resulting specimen deflection at the center of span are measured and recorded until the failure occurs on either one of the outer surfaces, or the deformation reaches some pre-determined value.

4.3 The major difference between four-point and three-point loading configurations is the location of maximum bending moment and maximum flexural stress. With the four-point configuration the bending moment is constant between the central force application members. Consequently, the maximum flexural stress is uniform between the central force application members. In the three-point configuration, the maximum flexural stress is located directly under the center

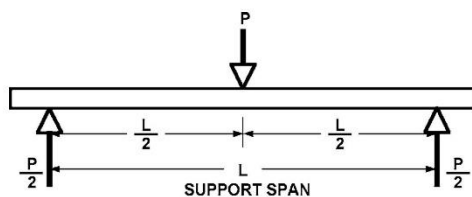


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

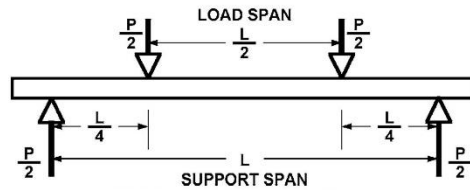


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

force application member. Another difference between the three-point and four-point configurations is the presence of resultant vertical shear force in the three-point configuration everywhere in the beam except right under the mid-point force application member whereas in the four-point configuration, the area between the central force application members has no resultant vertical shear force. The distance between the outer support members is the same as in the equivalent three-point configuration.

4.4 The test geometry is chosen to limit out-of-plane shear deformations and avoid the type of short beam failure modes that are interrogated in Test Method D 2344/D 2344M.

5. Significance and Use

5.1 This test method determines the flexural properties (including strength, stiffness, and load/deflection behavior) of polymer matrix composite materials under the conditions defined. Procedure A is used for three-point loading and Procedure B is used for four-point loading. This test method was developed for optimum use with continuous-fiber-reinforced polymer matrix composites and differs in several respects from other flexure methods, including the use of a standard span-to-thickness ratio of 32:1 versus the 16:1 ratio used by Test Methods D 790 (a plastics-focused method covering three-point flexure) and D 6272 (a plastics-focused method covering four-point flexure).

5.2 This test method is intended to interrogate long-beam strength in contrast to the short-beam strength evaluated by Test Method D 2344/D 2344M.

5.3 Flexural properties determined by these procedures can be used for quality control and specification purposes, and may find design applications.

5.4 These procedures can be useful in the evaluation of multiple environmental conditions to determine which are design drivers and may require further testing.

5.5 These procedures may also be used to determine flexural properties of structures.

6. Interferences

6.1 Flexural properties may vary depending on which surface of the specimen is in compression, as no laminate is perfectly symmetric (even when full symmetry is intended); such differences will shift the neutral axis and will be further affected by even modest asymmetry in the laminate. Flexural properties may also vary with specimen thickness, conditioning and/or testing environments, and rate of straining. When evaluating several datasets these parameters should be equivalent for all data in the comparison.

6.2 For multidirectional laminates with a small or moderate number of laminae, flexural modulus and flexural strength may be affected by the ply-stacking sequence and will not necessarily correlate with extensional modulus, which is not stacking-sequence dependent.

6.3 The calculation of the flexural properties in Section 13 of this standard is based on beam theory, while the specimens in general may be described as plates. The differences may in some cases be significant, particularly for laminates containing a large number of plies in the  $\pm 45^\circ$  direction. The deviations from beam theory decrease with decreasing width.

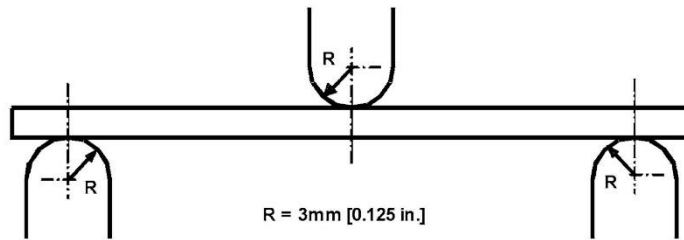
6.4 Loading noses may be fixed, rotatable or rolling. Typically, for testing composites, fixed or rotatable loading noses are used. The type of loading nose can affect results, since non-rolling paired supports on either the tension or compression side of the specimen introduce slight longitudinal forces and resisting moments on the beam, which superpose with the intended loading. The type of supports used is to be reported as described in Section 14. The loading noses should also uniformly contact the specimen across its width. Lack of

uniform contact can affect flexural properties by initiating damage by crushing and by non-uniformly loading the beam. Formulas used in this standard assume a uniform line loading at the specimen supports across the entire specimen width; deviations from this type of loading is beyond the scope of this standard.

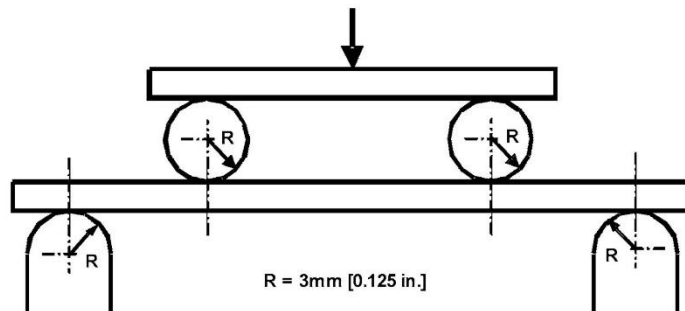
7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—Properly calibrated, which can be operated at a constant rate of crosshead motion, and in which the error in the force application system shall not exceed  $\pm 1\%$  of the full scale. The force indicating mechanism shall be essentially free of inertia lag at the crosshead rate used. Inertia lag shall not exceed 1% of the measured force. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices E 4.

7.2 *Loading Noses and Supports*—The loading noses and supports shall have cylindrical contact surfaces of radius 3.00 mm [0.125 in.] as shown in Fig. 3, with a hardness of 60 to 62 HRC, as specified in Test Methods E 18, and shall have finely



Three-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Loading Nose



Four-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Rolling Loading Noses

FIG. 3 Example Loading Nose and Supports for Procedures A (top) and B (bottom)

Copyright by ASTM Int'l (all rights reserved); Mon Sep 6 14:00:16 EDT 2010 3  
 Downloaded/printed by  
 Escuela Politecnica Nacional pursuant to License Agreement. No further reproductions authorized.



ground surfaces free of indentation and burrs with all sharp edges relieved. Loading noses and supports may be arranged in a fixed, rotatable or rolling arrangement. Typically, with composites, rotatable or fixed arrangements are used.

7.3 *Micrometers*—For width and thickness measurements the micrometers shall use a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in.] nominal diameter ball-interface on an irregular surface such as the bag side of a laminate, and a flat anvil interface on machined edges or very smooth tooling surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The accuracy of the instrument(s) shall be suitable for reading to within 1 % or better of the specimen dimensions. For typical section geometries, an instrument with an accuracy of  $\pm 0.02$  mm [ $\pm 0.001$  in.] is desirable for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of  $\pm 0.1$  mm [ $\pm 0.004$  in.] is adequate for length measurement.

7.4 *Deflection Measurement*—Specimen deflection at the common center of the loading span shall be measured by a properly calibrated device having an accuracy of  $\pm 1$  % or better of the expected maximum displacement. The device shall automatically and continuously record the deflection during the test.

7.5 *Conditioning Chamber*—When conditioning materials at non-laboratory environments, a temperature/vapor-level controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within  $\pm 1^\circ\text{C}$  [ $\pm 2^\circ\text{F}$ ] and the required vapor level to within  $\pm 3$  % relative humidity, as outlined in Test Method D 5229/D 5229M. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.6 *Environmental Test Chamber*—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the test specimen at the required temperature

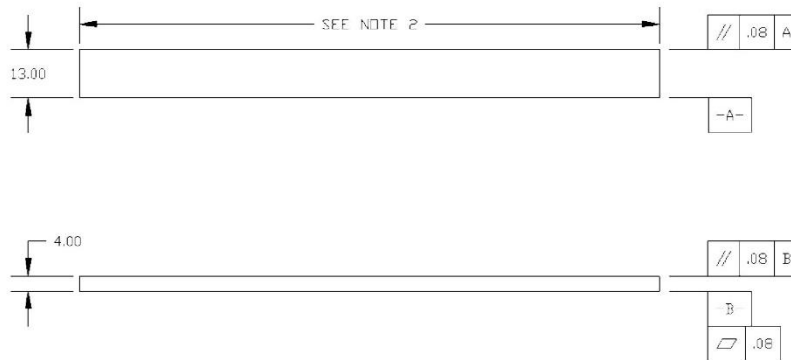
within  $\pm 3^\circ\text{C}$  [ $\pm 5^\circ\text{F}$ ] and the required vapor level to within  $\pm 5$  % relative humidity.

8. Test Specimens

8.1 *Specimen Preparation*—Guide D 5687/D 5687M provides recommended specimen preparation practices and should be followed when practical.

8.2 *Specimen Size* is chosen such that the flexural properties are determined accurately from the tests. For flexural strength, the standard support span-to-thickness ratio is chosen such that failure occurs at the outer surface of the specimens, due only to the bending moment (see Notes 2 and 3). The standard span-to-thickness ratio is 32:1, the standard specimen thickness is 4 mm [0.16 in.], and the standard specimen width is 13 mm [0.5 in.] with the specimen length being about 20 % longer than the support span. See Figs. 4 and 5 for a drawing of the standard test specimen in SI and inch-pound units, respectively. For fabric-reinforced textile composite materials, the width of the specimen shall be at least two unit cells, as defined in Guide D 6856. If the standard specimen thickness cannot be obtained in a given material system, an alternate specimen thickness shall be used while maintaining the support span-to-thickness ratio [32:1] and specimen width. Optional support span-to-thickness ratios of 16:1, 20:1, 40:1, and 60:1 may also be used provided it is so noted in the report. Also, the data obtained from a test using one support span-to-thickness ratio may not be compared with the data from another test using a different support span-to-thickness ratio.

8.2.1 Shear deformations can significantly reduce the apparent modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low support span-to-thickness ratios. For this reason, a high support span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.

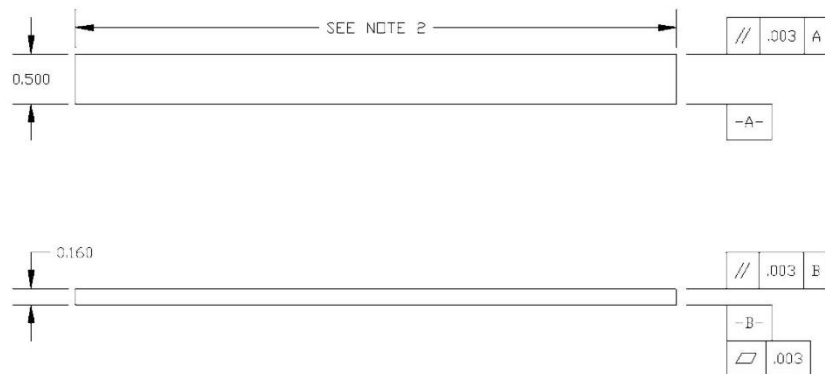


NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.

NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.

FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)





NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.  
 NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.  
**FIG. 5 Standard Flexural Test Specimen Drawing (Inch-Pound)**

NOTE 2—A support span-to-thickness ratio of less than 32:1 may be acceptable for obtaining the desired flexural failure mode when the ratio of the lower of the compressive and tensile strength to out-of-plane shear strength is less than 8, but the support span-to-thickness ratio must be increased for composite laminates having relatively low out-of-plane shear strength and relatively high in-plane tensile or compressive strength parallel to the support span.

NOTE 3—While laminate stacking sequence is not limited by this test method, significant deviations from a lay-up of nominal balance and symmetry may induce unusual test behaviors and a shift in the neutral axis.

**9. Number of Test Specimens**

9.1 Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

**10. Conditioning**

10.1 The recommended pre-test specimen condition is effective moisture equilibrium at a specific relative humidity as established by Test Method D 5229/D5229M; however, if the test requester does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, conditioning is not required and the test specimens may be tested as prepared.

NOTE 4—The term *moisture*, as used in Test Method D 5229/D5229M, includes not only the vapor of a liquid and its condensate, but the liquid itself in large quantities, as for immersion.

10.2 The pre-test specimen conditioning process, to include specified environmental exposure levels and resulting moisture content, shall be reported with the data.

10.3 If there is no explicit conditioning process, the conditioning process shall be reported as “unconditioned” and the moisture content as “unknown.”

**11. Procedure**

11.1 Condition the specimens as required. Store the specimens in the conditioned environment until test time.

11.2 Following final specimen machining and any conditioning but before testing, measure and record the specimen width and thickness at the specimen mid-section, and the specimen length, to the specified accuracy.

11.3 Measure the span accurately to the nearest 0.1 mm [0.004 in.] for spans less than 63 mm [2.5 in.] and the nearest 0.3 mm [0.012 in.] for spans greater than or equal to 63 mm [2.5 in.]. Use the measured span for all calculations. See Annex A1 for information on the determination of and setting of the span.

11.4 *Speed of Testing*—Set the speed of testing at a rate of crosshead movement of 1.0 mm/min [0.05 in./min] for a specimen with standard dimensions. For specimens with dimensions that vary greatly from the standard dimensions, a crosshead rate that will give a similar rate of straining at the outer surface can be obtained via the method outlined in Test Methods D 790 for Procedure A and Test Method D 6272 for Procedure B.

11.5 Align the loading nose(s) and supports so that the axes of the cylindrical surfaces are parallel. For Procedure A, the loading nose shall be midway between the supports. For Procedure B, the load span shall be one-half of the support span and symmetrically placed between the supports. The parallelism may be checked by means of plates with parallel grooves into which the loading nose(s) and supports will fit when properly aligned. Center the specimen on the supports, with the long axis of the specimen perpendicular to the loading noses and supports. See Annex A1 for setting and measuring span.

11.6 Apply the force to the specimen at the specified crosshead rate. Measure and record force-deflection data at a

rate such that a minimum of 50 data points comprise the force deflection curve. (A higher sampling rate may be required to properly capture any nonlinearities or progressive failure of the specimen.) Measure deflection by a transducer under the specimen in contact with it at the center of the support span, the transducer being mounted stationary relative to the specimen supports. Do not use the measurement of the motion of the loading nose relative to the supports as this will not take into account the rotation of the specimen about the load and support noses, nor account for the compliance in the loading nose or crosshead.

11.7 *Failure Modes*—To obtain valid flexural strength, it is necessary that the specimen failure occurs on either one of its outer surfaces, without a preceding interlaminar shear failure or a crushing failure under a support or loading nose. Failure on the tension surface may be a crack while that on the compression surface may be local buckling. Buckling may be manifested as fiber micro-buckling or ply-level buckling. Ply-level buckling may result in, or be preceded by delamination of the outer ply.

11.7.1 *Failure Identification Codes*—Record the mode, area, and location of failure for each specimen. Choose a standard failure identification code based on the three-part code shown in Fig. 6. A multimode failure can be described by including each of the appropriate failure-mode codes between the parentheses of the M failure mode.

12. Validation

12.1 Values for properties at failure shall not be calculated for any specimen that breaks at some obvious, fortuitous flaw, unless such flaws constitute a variable being studied. Specimens that fail in an unacceptable failure mode shall not be included in the flexural property calculations. Retests shall be made for any specimen for which values are not calculated. If a significant fraction (>50 %) of the specimens fail in an unacceptable failure mode then the span-to-thickness ratio (for excessive shear failures) or the loading nose diameter (crushing under the loading nose) should be reexamined.

13. Calculation

NOTE 5—In determination of the calculated value of some of the properties listed in this section it is necessary to determine if the toe compensation (see Annex A2) adjustment must be made. This toe compensation correction shall be made only when it has been shown that the toe region of the curve is due to take up of the slack, alignment, or seating of the specimen and is not an authentic material response.

13.1 *Maximum Flexural Stress, Procedure A*—When a beam of homogenous, elastic material is tested in flexure as a

beam simply supported at two points and loaded at the midpoint, the maximum stress at the outer surface occurs at mid-span. The stress may be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 6):

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \tag{1}$$

where:

- $\sigma$  = stress at the outer surface at mid-span, MPa [psi],
- $P$  = applied force, N [lbf],
- $L$  = support span, mm [in.],
- $b$  = width of beam, mm [in.], and
- $h$  = thickness of beam, mm [in.].

NOTE 6—Eq 1 applies strictly to materials for which the stress is linearly proportional to strain up to the point of rupture and for which the strains are small. Since this is not always the case, a slight error will be introduced in the use of this equation. The equation will however, be valid for comparison data and specification values up to the maximum fiber strain of 2 % for specimens tested by the procedure herein described. It should be noted that the maximum ply stress may not occur at the outer surface of a multidirectional laminate.<sup>4</sup> Laminated beam theory must be applied to determine the maximum tensile stress at failure. Thus, Eq 1 yields an apparent strength based on homogeneous beam theory. This apparent strength is highly dependent on the ply-stacking sequence for multidirectional laminates.

13.2 *Maximum Flexural Stress, Procedure B*—When a beam of homogeneous, elastic material is tested in flexure as a beam simply supported at two outer points and loaded at two central points separated by a distance equal to 1/2 the support span and at equal distance from the adjacent support point, the maximum stress at the outer surface occurs between the two central loading points that define the load span (Fig. 2). The stress may be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 7):

$$\sigma = \frac{3PL}{4bh^2} \tag{2}$$

where:

- $\sigma$  = stress at the outer surface in the load span region, MPa [psi],
- $P$  = applied force, N [lbf],
- $L$  = support span, mm [in.],
- $b$  = width of beam, mm [in.], and

<sup>4</sup> For the theoretical details, see Whitney, J. M., Browning, C. E., and Mair, A., "Analysis of the Flexure Test for Laminated Composite Materials," *Composite Materials: Testing and Design (Third Conference)*, ASTM STP 546, 1974, pp. 30-45.

First Character		Second Character		Third Character	
Failure Mode	Code	Failure Area	Code	Failure Location	Code
Tension	T	At loading nose	A	Top	T
Compression	C	Between loading noses	B	Bottom	B
Buckling	B	at Support nose	S	Left	L
interlaminar Shear	S	between Load and support nose	L	Right	R
Multi-mode	M(xyz)	Unknown	U	Middle	M
Other	O			Various	V
				Unknown	U

FIG. 6 Flexure Test Specimen Three-Part Failure Identification Code

$h$  = thickness of beam, mm [in.].

NOTE 7—The limitations defined for Eq 1 in Note 6 apply also to Eq 2.

13.3 *Flexural Strength*—The flexural strength is equal to the maximum stress at the outer surface corresponding to the peak applied force prior to failure. (for multidirectional laminates, see Note 6). It is calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting  $P$  equal the peak applied force.

13.4 *Flexural Stress at a Given Strain*—The maximum flexural stress at any given strain may be calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting  $P$  equal the applied force read from the force-deflection curve at the deflection corresponding to the desired strain (for multidirectional laminates, see Note 6). Equations for calculating strains from the measured deflection are given in 13.5 and 13.6.

13.5 *Maximum Strain, Procedure A*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$\epsilon = \frac{6\delta h}{L^2} \quad (3)$$

where:

- $\epsilon$  = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
- $\delta$  = mid-span deflection, mm [in.],
- $L$  = support span, mm [in.], and
- $h$  = thickness of beam, mm [in.].

13.6 *Maximum Strain, Procedure B*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$\epsilon = \frac{4.36\delta h}{L^2} \quad (4)$$

where:

- $\delta$  = mid-span deflection, mm [in.],
- $\epsilon$  = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
- $L$  = support span, mm [in.], and
- $h$  = thickness of beam, mm [in.].

13.7 *Flexural Modulus of Elasticity*:

13.7.1 *Flexural Chord Modulus of Elasticity*—The flexural chord modulus of elasticity is the ratio of stress range and corresponding strain range. For calculation of flexural chord modulus, the recommended strain range is 0.002 with a start point of 0.001 and an end point 0.003. If the data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Calculate the flexural chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 5 (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8).

$$E_f^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (5)$$

where:

- $E_f^{chord}$  = flexural chord modulus of elasticity, MPa [psi],
- $\Delta\sigma$  = difference in flexural stress between the two selected strain points, MPa [psi], and
- $\Delta\epsilon$  = difference between the two selected strain points (nominally 0.002).

13.7.1.1 Report the chord modulus of elasticity in MPa [psi] for the strain range 0.001 to 0.003. If a different strain range is used in the calculations, also report the strain range used.

NOTE 8—Shear deformation can seriously reduce the apparent flexural modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low span-to-thickness ratios.<sup>5</sup> For this reason, a high span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.

13.7.2 *Flexural Secant Modulus of Elasticity*—The flexural secant modulus of elasticity is the ratio of stress to corresponding strain at any given point on the stress-strain curve. The flexural secant modulus is same as the flexural chord modulus in which the initial strain point is zero. It shall be expressed in MPa [psi]. It is calculated as follows (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8):

13.7.2.1 *For Procedure A*:

$$E_f^{secant} = \frac{L^3 m}{4bh^3} \quad (6)$$

where:

- $E_f^{secant}$  = flexural secant modulus of elasticity, MPa [psi],
- $L$  = support span, mm [in.],
- $b$  = width of beam, mm [in.],
- $h$  = thickness of beam, mm [in.] and
- $m$  = slope of the secant of the force-deflection curve.

13.7.2.2 *For Procedure B*:

$$E_f^{secant} = \frac{0.17L^3 m}{bh^3} \quad (7)$$

where  $E_f^{secant}$ ,  $m$ ,  $L$ ,  $b$ , and  $h$  are the same as for Eq 6.

13.7.3 *Chord modulus of elasticity* shall be reported although other definitions of moduli may also be used. However, when other definitions of moduli are used, it should be clearly indicated in the report.

13.8 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation, and coefficient of variation for each property determined:

$$\begin{aligned} \bar{x} &= \frac{1}{n} \left( \sum_{i=1}^n x_i \right) \\ s_{n-1} &= \sqrt{\frac{\left( \sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2 \right)}{n-1}} \\ CV &= 100 \cdot \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \end{aligned} \quad (8)$$

where:

- $\bar{x}$  = average value or sample mean,
- $x_i$  = value of single measured or derived property,
- $n$  = number of specimens,
- $s_{n-1}$  = estimated standard deviation,
- $CV$  = coefficient of variation in percentage.

<sup>5</sup> For discussion of these effects, see Zweben C., Smith, W. S., and Wardle, M. W., "Test Methods for Fiber Tensile Strength, Composite Flexural Modulus, and Properties of Fabric-Reinforced Laminates," *Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference)*, ASTM STP 674, 1979, pp. 228-262.



#### 14. Report

14.1 The information reported for this test method includes material identification and mechanical testing data. These data shall be reported in accordance with Guides E 1309 and E 1471. At a minimum, the following should be reported:

14.1.1 The revision level or date of issue of the test method used.

14.1.2 The date(s) and location(s) of the testing.

14.1.3 The name(s) of the test operator(s).

14.1.4 The test Procedure used (A or B).

14.1.5 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

14.1.6 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from the manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

14.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

14.1.8 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

14.1.9 If requested, report density, reinforcement volume fraction, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test data.

14.1.10 Average ply thickness of the material.

14.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.12 Method of preparing the test specimens, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and specimen cutting method.

14.1.13 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.

14.1.14 Type of test machine, grips, jaws, alignment data, and data acquisition sampling rate and equipment type.

14.1.15 Dimensions of each specimen to at least three significant figures, including specimen width, thickness, and overall length.

14.1.16 Conditioning parameters and results, and the procedure used if other than that specified in this test method.

14.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

14.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

14.1.19 Number of specimens tested.

14.1.20 Load-span length, support-span length, and support span-to-thickness ratio.

14.1.21 Loading and support nose type and dimensions.

14.1.22 Speed of testing.

14.1.23 Transducer placement on the specimen, transducer type, and calibration data for each transducer used.

14.1.24 Force-deflection curves for each specimen. Note method and offset value if toe compensation was applied to force-deflection curve.

14.1.25 Tabulated data of flexural stress versus strain for each specimen.

14.1.26 Individual flexural strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load prior to failure.

14.1.27 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.28 Strain range used for the flexural chord modulus of elasticity determination.

14.1.29 Individual values of flexural chord modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.30 If an alternate definition of flexural modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

14.1.31 Individual values of the alternate (see above) flexural modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.32 Individual maximum flexural stresses, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test in which the failure load was less than the maximum load before failure.

14.1.33 For flexural modulus only tests: maximum load applied, strain at maximum applied load, and calculated flexural modulus of elasticity ( $E_f$ ).

14.1.34 Individual maximum flexural strains and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test that was truncated to 2 % strain.

14.1.35 Failure mode and location of failure for each specimen.

#### 15. Precision and Bias

15.1 *Precision*—The data required for the development of precision is not currently available for this test method.

15.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

#### 16. Keywords

16.1 fiber-reinforced composites; flexural properties; stiffness; strength

A1. MEASURING AND SETTING SPAN

A1.1 For flexural fixtures that have adjustable spans, it is important that the span between the supports is maintained constant or the actual measured span is used in the calculation of flexural stress, flexural modulus and strain, and the loading noses are positioned and aligned properly with respect to the supports. Some simple steps as follows can improve the repeatability of results when using adjustable span fixtures.

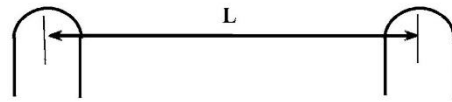


FIG. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

A1.2 Measurement of Span:

A1.2.1 This technique is needed to ensure that the correct span, not an estimated span, is used in calculation of results.

A1.2.2 Scribe a permanent line or mark at the exact center of the support where the specimen makes complete contact. The type of mark depends on whether the supports are fixed or rotatable (see Figs. A1.1 and A1.2).

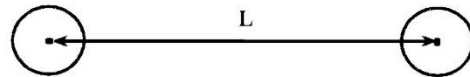


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

A1.2.3 Using a vernier caliper with pointed tips that is readable to at least 0.1 mm [0.004 in.], measure the distance between the supports, and use this measurement of span in the calculations.

A1.3 Setting the Span and Alignment of Loading Nose(s)—To ensure a constant day-to-day setup of the span and ensure the alignment and proper positioning of the loading nose(s), simple jigs should be manufactured for each of the standard setups used. An example of a jig found to be useful is shown in Fig. A1.3.

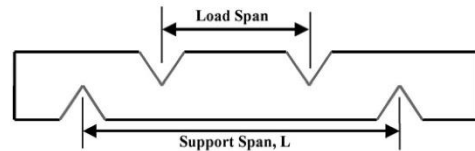


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

A2. TOE COMPENSATION

A2.1 In a typical force-deflection curve (see Fig. A2.1) there is a toe region, AC, which does not represent a property of the material. It is an artifact caused by a take-up of slack and alignment, or seating of the specimen. In order to obtain correct values of such parameters as flexural modulus, and deflection at failure, this artifact must be compensated for to give the corrected zero point on the deflection, or extension axis.

A2.2 In the case of a material exhibiting a region of Hookean (linear) behavior (see Fig. A2.2), a continuation of the linear (CD) region is constructed through the zero axis. This intersection (B) is the corrected zero deflection point from which all deflections must be measured. The slope can be determined by dividing the change in force between any two points along the line CD (or its extension) by the change in deflection at the same two points (measured from Point B, defined as zero-deflection).

A2.3 In the case of a material that does not exhibit any linear region (see Fig. A2.2), the same kind of toe correction of zero-deflection point can be made by constructing a tangent to the maximum slope at the inflection Point H'. This is extended to intersect the deflection axis at Point B', the corrected zero-deflection point. Using Point B' as zero deflection, the force at any point (G') on the curve can be divided by the deflection at that point to obtain a flexural chord modulus (slope of Line B'G').

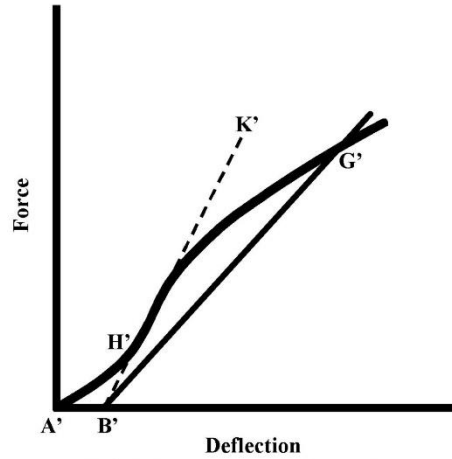


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

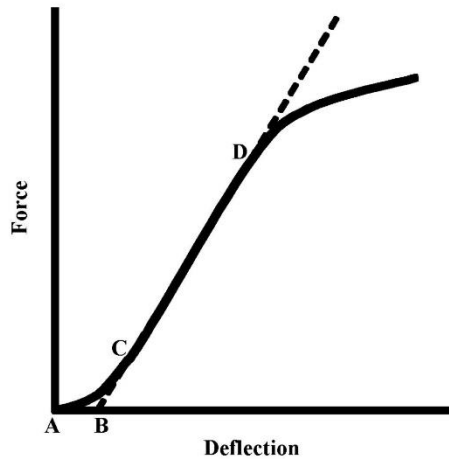


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

# ANEXO 3: Norma para ensayo de impacto ASTM D5628-10



Designation: D5628 – 10

## Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimens by Means of a Falling Dart (Tup or Falling Mass)<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D5628; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon ( $\epsilon$ ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

### 1. Scope\*

1.1 This test method covers the determination of the threshold value of impact-failure energy required to crack or break flat, rigid plastic specimens under various specified conditions of impact of a free-falling dart (tup), based on testing many specimens.

1.2 The values stated in SI units are to be regarded as the standard. The values in parentheses are for information only.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.* Specific hazard statements are given in Section 8.

NOTE 1—This test method and ISO 6603-1 are technically equivalent only when the test conditions and specimen geometry required for Geometry FE and the Bruceton Staircase method of calculation are used.

### 2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*<sup>2</sup>

D618 Practice for Conditioning Plastics for Testing

D883 Terminology Relating to Plastics

D1600 Terminology for Abbreviated Terms Relating to Plastics

D1709 Test Methods for Impact Resistance of Plastic Film by the Free-Falling Dart Method

D2444 Test Method for Determination of the Impact Resistance of Thermoplastic Pipe and Fittings by Means of a Tup (Falling Weight)

D3763 Test Method for High Speed Puncture Properties of Plastics Using Load and Displacement Sensors

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D20 on Plastics and is the direct responsibility of Subcommittee D20.10 on Mechanical Properties. Current edition approved July 1, 2010. Published July 2010. Originally approved in 1994. Last previous edition approved in 2007 as D5628 - 07. DOI: 10.1520/D5628-10.

<sup>2</sup> For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, www.astm.org, or contact ASTM Customer Service at service@astm.org. For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

D4000 Classification System for Specifying Plastic Materials

D5947 Test Methods for Physical Dimensions of Solid Plastics Specimens

D6779 Classification System for Polyamide Molding and Extrusion Materials (PA)

E691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method

2.2 *ISO Standards:*<sup>3</sup>

ISO 291 Standard Atmospheres for Conditioning and Testing

ISO 6603-1 Plastics—Determination of Multiaxial Impact Behavior of Rigid Plastics—Part 1: Falling Dart Method

### 3. Terminology

3.1 *Definitions:*

3.1.1 For definitions of plastic terms used in this test method, see Terminologies D883 and D1600.

3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

3.2.1 *failure (of test specimen)*—the presence of any crack or split, created by the impact of the falling tup, that can be seen by the naked eye under normal laboratory lighting conditions.

3.2.2 *mean-failure energy (mean-impact resistance)*—the energy required to produce 50 % failures, equal to the product of the constant drop height and the mean-failure mass, or, to the product of the constant mass and the mean-failure height.

3.2.3 *mean-failure height (impact-failure height)*—the height at which a standard mass, when dropped on test specimens, will cause 50 % failures.

NOTE 2—Cracks usually start at the surface opposite the one that is struck. Occasionally incipient cracking in glass-reinforced products, for example, is difficult to differentiate from the reinforcing fibers. In such cases, a penetrating dye can confirm the onset of crack formation.

3.2.4 *mean-failure mass (impact-failure mass)*—the mass of the dart (tup) that, when dropped on the test specimens from a standard height, will cause 50 % failures.

<sup>3</sup> Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, http://www.ansi.org.

\*A Summary of Changes section appears at the end of this standard.

Copyright © ASTM International, 100 Barr Harbour Drive PO box C-700 West Conshohocken, Pennsylvania 19428-2959, United States

Copyright by ASTM Int'l (all rights reserved); Mon Sep 6 14:00:53 EDT 2010 1

Downloaded/printed by

Escuela Politecnica Nacional pursuant to License Agreement. No further reproductions authorized.



3.2.5 *tup*—a dart with a hemispherical nose. See 7.2 and Fig. 1.

#### 4. Summary of Test Method

4.1 A free-falling dart (tup) is allowed to strike a supported specimen directly. Either a dart having a fixed mass is dropped from various heights, or a dart having an adjustable mass is dropped from a fixed height. (See Fig. 2).

4.2 The procedure determines the energy (mass  $\times$  height) that will cause 50 % of the specimens tested to fail (mean failure energy).

4.3 The technique used to determine mean failure energy is commonly called the Bruceton Staircase Method or the Up-and-Down Method (1).<sup>4</sup> Testing is concentrated near the mean, reducing the number of specimens required to obtain a reasonably precise estimate of the impact resistance.

4.4 Each test method permits the use of different tup and test specimen geometries to obtain different modes of failure, permit easier sampling, or test limited amounts of material. There is no known means for correlating the results of tests made by different impact methods or procedures.

#### 5. Significance and Use

5.1 Plastics are viscoelastic and therefore are likely to be sensitive to changes in velocity of the mass falling on their surfaces. However, the velocity of a free-falling object is a function of the square root of the drop height. A change of a factor of two in the drop height will cause a change of only 1.4 in velocity. Hagan et al (2) found that the mean-failure energy of sheeting was constant at drop heights between 0.30 and 1.4 m. This suggests that a constant mass-variable height method will give the same results as the constant height-variable mass technique. On the other hand, different materials respond differently to changes in the velocity of impact. Equivalence of these methods should not be taken for granted. While both constant-mass and constant-height techniques are permitted by these methods, the constant-height method should be used for those materials that are found to be rate-sensitive in the range of velocities encountered in falling-weight types of impact tests.

5.2 The test geometry FA causes a moderate level of stress concentration and can be used for most plastics.

5.3 Geometry FB causes a greater stress concentration and results in failure of tough or thick specimens that do not fail with Geometry FA (3). This approach can produce a punch shear failure on thick sheet. If that type of failure is undesirable, Geometry FC should be used. Geometry FB is suitable for research and development because of the smaller test area required.

5.3.1 The conical configuration of the 12.7-mm diameter tup used in Geometry FB minimizes problems with tup penetration and sticking in failed specimens of some ductile materials.

5.4 The test conditions of Geometry FC are the same as those of Test Method A of Test Method D1709. They have been

used in specifications for extruded sheeting. A limitation of this geometry is that considerable material is required.

5.5 The test conditions of Geometry FD are the same as for Test Method D3763.

5.6 The test conditions of Geometry FE are the same as for ISO 6603-1.

5.7 Because of the nature of impact testing, the selection of a test method and tup must be somewhat arbitrary. Although a choice of tup geometries is available, knowledge of the final or intended end-use application shall be considered.

5.8 Clamping of the test specimen will improve the precision of the data. Therefore, clamping is recommended. However, with rigid specimens, valid determinations can be made without clamping. Unclamped specimens tend to exhibit greater impact resistance.

5.9 Before proceeding with this test method, reference should be made to the specification of the material being tested. Table 1 of Classification System D4000 lists the ASTM materials standards that currently exist. Any test specimens preparation, conditioning, dimensions, or testing parameters or combination thereof covered in the relevant ASTM materials specification shall take precedence over those mentioned in this test method. If there are no relevant ASTM material specifications, then the default conditions apply.

#### 6. Interferences

6.1 Falling-mass-impact-test results are dependent on the geometry of both the falling mass and the support. Thus, impact tests should be used only to obtain relative rankings of materials. Impact values cannot be considered absolute unless the geometry of the test equipment and specimen conform to the end-use requirement. Data obtained by different procedures within this test method, or with different geometries, cannot, in general, be compared directly with each other. However, the relative ranking of materials is expected to be the same between two test methods if the mode of failure and the impact velocities are the same.

6.1.1 Falling-mass-impact types of tests are not suitable for predicting the relative ranking of materials at impact velocities differing greatly from those imposed by these test methods.

6.2 As cracks usually start at the surface opposite the one that is struck, the results can be greatly influenced by the quality of the surface of test specimens. Therefore, the composition of this surface layer, its smoothness or texture, levels of and type of texture, and the degree of orientation introduced during the formation of the specimen (such as during injection molding) are very important variables. Flaws in this surface will also affect results.

6.3 Impact properties of plastic materials can be very sensitive to temperature. This test can be carried out at any reasonable temperature and humidity, thus representing actual use environments. However, this test method is intended primarily for rating materials under specific impact conditions.

#### 7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—The apparatus shall be constructed essentially as is shown in Fig. 2. The geometry of the specimen clamp and tup shall conform to the dimensions given in 7.1.1 and 7.2.

<sup>4</sup>The boldface numbers in parentheses refer to a list of references at the end of the text.



D5628 – 10

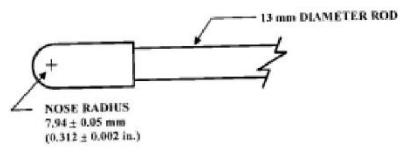


FIG. 1 (a)

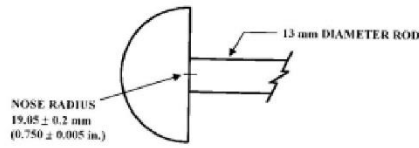
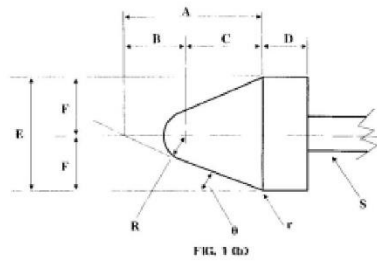


FIG. 1 (c)

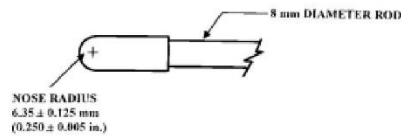


FIG. 1 (d)

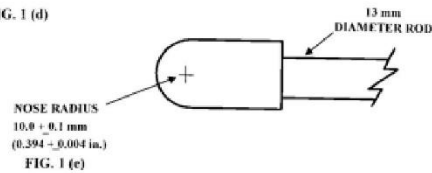


FIG. 1 (e)

Dimensions of Conical Dart (Not to scale)—Fig. 1(b)

NOTE 1—Unless specified, the tolerance on all dimensions shall be 62 %.

Position	Dimension, mm	Dimension, in.
A	27.2	1.07
B	15	0.59
C	12.2	0.48
D	6.4	0.25
E	25.4	1
F	12.7	0.5
R	6.35 $\pm$ 0.05	0.250 $\pm$ 0.002
(nose radius)		
r (radius)	0.8	0.03
S (diameter) <sup>A</sup>	6.4	0.25
u	25 $\pm$ 1°	25 $\pm$ 1°

<sup>A</sup> Larger diameter shafts shall be used.

FIG. 1 Tup Geometries for Geometries FA (1a), FB (1b), FC (1c), FD (1d), and FE (1e)

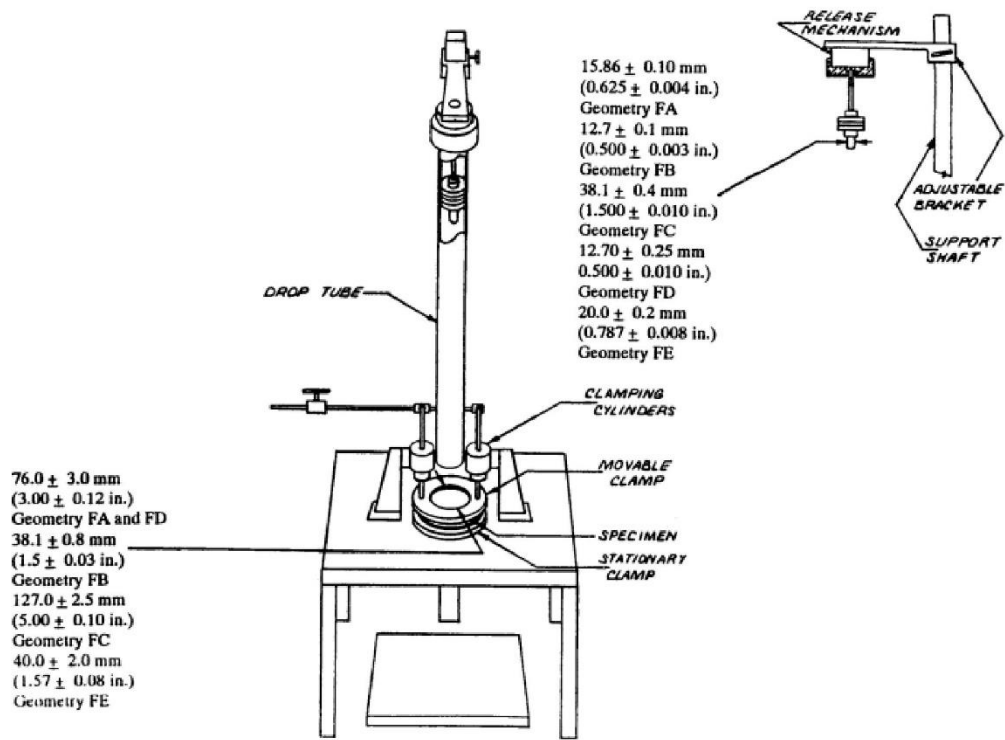


FIG. 2 One Type of Falling Mass Impact Tester

7.1.1 *Specimen Clamp*—For flat specimens, a two-piece annular specimen clamp similar to that shown in Fig. 3 is recommended. For Geometries FA and FD, the inside diameter should be 76.0  $\pm$  3.0 mm (3.00  $\pm$  0.12 in.). For Geometry FB, the inside diameter should be 38.1  $\pm$  0.80 mm (1.5  $\pm$  0.03 in.). For Geometry FC, the inside diameter should be 127.0  $\pm$  2.5 mm (5.00  $\pm$  0.10 in.). For Geometry FE an annular specimen clamp similar to that shown in Fig. 4 is required. The inside diameter should be 40  $\pm$  2 mm (1.57  $\pm$  0.08 in.) (see Table 1). For Geometries FA, FB, FC, and FD, the inside edge of the upper or supporting surface of the lower clamp should be rounded slightly; a radius of 0.8 mm (0.03 in.) has been found to be satisfactory. For Geometry FE this radius should be 1 mm (0.04 in.).

7.1.1.1 Contoured specimens shall be firmly held in a jig so that the point of impact will be the same for each specimen.

7.1.2 *Tup Support*, capable of supporting a 13.5-kg (30-lb) mass, with a release mechanism and a centering device to ensure uniform, reproducible drops.

NOTE 3—Reproducible drops are ensured through the use of a tube or cage within which the tup falls. In this event, care should be exercised so that any friction that develops will not reduce the velocity of the tup appreciably.

7.1.3 *Positioning Device*—Means shall be provided for positioning the tup so that the distance from the impinging surface of the tup head to the test specimen is as specified.

7.2 *Tup:*

7.2.1 The tup used in Geometry FA shall have a 15.86  $\pm$  0.10-mm (0.625  $\pm$  0.004-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(a) and Table 1).

7.2.2 The tup used in Geometry FB shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The head shall have a diameter of 12.7  $\pm$  0.1 mm (0.500  $\pm$  0.003 in.) with a conical (50° included angle) configuration such that the conical surface is tangent to the hemispherical nose. A 6.4-mm (0.25-in.) diameter shaft is satisfactory (see Fig. 1(b) and Table 1).

7.2.3 The tup used for Geometry FC shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The hemispherical head shall have a diameter of 38.1  $\pm$  0.4 mm (1.5  $\pm$  0.015 in.). A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal

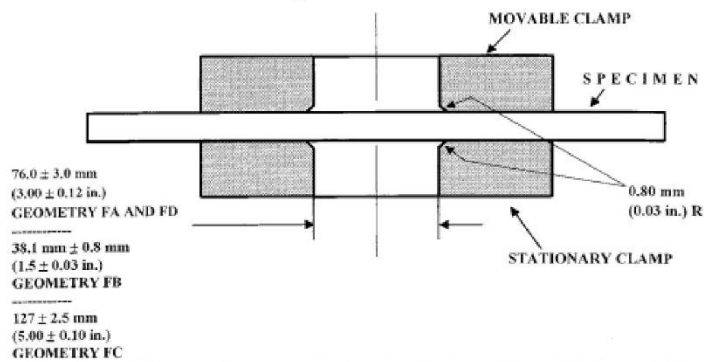


FIG. 3 Support Plate/Specimen/Clamp Configuration for Geometries FA, FB, FC, and FD

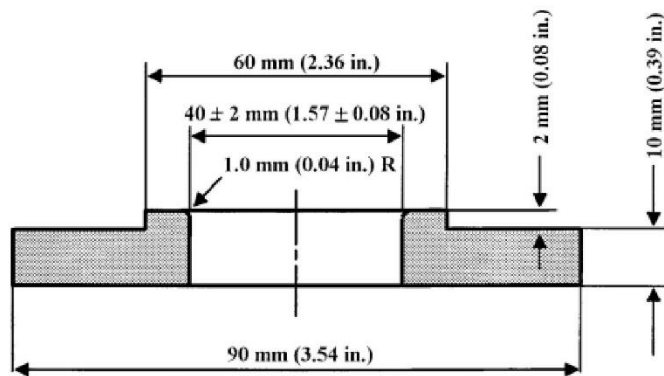


FIG. 4 Test-Specimen Support for Geometry FE

TABLE 1 Tup and Support Ring Dimensions

Geometry	Dimensions, mm (in.)	
	Tup Diameter	Inside Diameter Support Ring
FA	15.86 $\pm$ 0.10 (0.625 $\pm$ 0.004)	76.0 $\pm$ 3.0 (3.00 $\pm$ 0.12)
FB	12.7 $\pm$ 0.1 (0.500 $\pm$ 0.003)	38.1 $\pm$ 0.8 (1.5 $\pm$ 0.03)
FC	38.1 $\pm$ 0.4 (1.5 $\pm$ 0.010)	127.0 $\pm$ 2.5 (5.00 $\pm$ 0.10)
FD	12.70 $\pm$ 0.25 (0.500 $\pm$ 0.010)	76.0 $\pm$ 3.0 (3.00 $\pm$ 0.12)
FE	20.0 $\pm$ 0.2 (0.787 $\pm$ 0.008)	40.0 $\pm$ 2.0 (1.57 $\pm$ 0.08)

axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass (see Fig. 1(c) and Table 1).

7.2.4 The tup used in Geometry FD shall have a 12.70  $\pm$  0.25-mm (0.500  $\pm$  0.010-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 8

mm (0.31 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(d) and Table 1).

7.2.5 The tup used in Geometry FE shall have a 20.0  $\pm$  0.2-mm (0.787  $\pm$  0.008-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(e) and Table 1).

7.2.6 The tup head shall be free of nicks, scratches, or other surface irregularities.

7.3 Masses—Cylindrical steel masses are required that have a center hole into which the tup shaft will fit. A variety of masses are needed if different materials or thicknesses are to be

**TABLE 2 Minimum Size of Specimen**

Geometry	Specimen Diameter, mm (in.)	Square Specimen, mm (in.)
FA	89 (3.5)	89 by 89 (3.5 by 3.5)
FB	51 (2.0)	51 by 51 (2.0 by 2.0)
FC	140 (5.5)	140 by 140 (5.5 by 5.5)
FD	89 (3.5)	89 by 89 (3.5 by 3.5)
FE	58 (2.3)	58 by 58 (2.3 by 2.3)

tested. The optimal increments in tup mass range from 10 g or less for materials of low impact resistance, to 1 kg or higher for materials of high impact resistance.

7.4 *Micrometer*, for measurement of specimen thickness. It should be accurate to within 1 % of the average thickness of the specimens being tested. See Test Methods [D5947](#) for descriptions of suitable micrometers.

7.5 The mass of the tup head and shaft assembly and the additional mass required must be known to within an accuracy of 61 %.

## 8. Hazards

### 8.1 Safety Precautions:

8.1.1 Cushioning and shielding devices shall be provided to protect personnel and to avoid damage to the impinging surface of the tup. A tube or cage can contain the tup if it rebounds after striking a specimen.

8.1.2 When heavy weights are used, it is hazardous for an operator to attempt to catch a rebounding tup. Figure 2 of Test Method [D2444](#) shows an effective mechanical “rebound catcher” employed in conjunction with a drop tube.

## 9. Sampling

9.1 Sample the material to meet the requirements of Section 14.

## 10. Test Specimens

10.1 Flat test specimens shall be large enough so that they can be clamped firmly if clamping is desirable. See [Table 2](#) for the minimum size of specimen that can be used for each test geometry.

10.2 The thickness of any specimen in a sample shall not differ by more than 5 % from the average specimen thickness of that sample. However, if variations greater than 5 % are unavoidable in a sample that is obtained from parts, the data shall not be used for referee purposes. For compliance with [ISO 6603-1](#) the test specimen shall be 60  $\pm$  2 mm (2.4  $\pm$  0.08 in.) in diameter or 60  $\pm$  2 mm (2.4  $\pm$  0.08 in.) square with a thickness of 2  $\pm$  0.1 mm (0.08  $\pm$  0.004 in.). Machining specimens to reduce thickness variation is not permissible.

10.3 When the approximate mean failure mass for a given sample is known, 20 specimens will usually yield sufficiently precise results. If the approximate mean failure mass is unknown, six or more additional specimens should be used to determine the appropriate starting point of the test. For compliance with [ISO 6603-1](#) a minimum of 30 specimens must be tested.

10.4 Carefully examine the specimen visually to ensure that samples are free of cracks or other obvious imperfections or damages, unless these imperfections constitute variables under study. Samples known to be defective should not be tested for specification purposes. Production parts, however, should be tested in the as-received condition to determine conformance to specified standards.

10.5 Select a suitable method for making the specimen that will not affect the impact resistance of the material.

10.6 Specimens range from having flat smooth surfaces on both sides, being textured on one side and smooth on the other side, or be textured on both surfaces. When testing, special attention must be paid to how the specimen is positioned on the support.

NOTE 4—As few as ten specimens often yield sufficiently reliable estimates of the mean-failure mass. However, in such cases the estimated standard deviation will be relatively large (1).

## 11. Conditioning

11.1 Unless otherwise specified, by contract or relevant ASTM material specification, condition the test specimens in accordance with Procedure A of Practice [D618](#), for those tests where conditioning is required. Temperature and humidity tolerances shall be in accordance with Section 7 of Practice [D618](#), unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification. For compliance with ISO requirements, the specimens must be conditioned for a minimum of 16 h prior to testing or post conditioning in accordance with [ISO 291](#), unless the period of conditioning is stated in the relevant ISO specification for the material.

11.1.1 Note that for some hygroscopic materials, such as polyamides, the material specifications (for example, Classification System [D6779](#)) call for testing “dry as-molded specimens”. Such requirements take precedence over the above routine preconditioning to 50 % RH and require sealing the specimens in water vapor-impermeable containers as soon as molded and not removing them until ready for testing.

11.2 Conduct tests at the same temperature and humidity used for conditioning with tolerances in accordance with Section 7 of Practice [D618](#), unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification.

11.3 When testing is desired at temperatures other than 23°C, transfer the materials to the desired test temperature within 30 min, preferably immediately, after completion of the preconditioning. Hold the specimens at the test temperature for no more than 5 h prior to test, and, in no case, for less than the time required to ensure thermal equilibrium in accordance with Section 10 of Test Method [D618](#).

## 12. Procedure

12.1 Determine the number of specimens for each sample to be tested, as specified in [10.3](#).

12.2 Mark the specimens and condition as specified in [11.1](#).

12.3 Prepare the test apparatus for the geometry (FA, FB, FC, FD, FE) selected.

12.4 Measure and record the thickness of each specimen in the area of impact. In the case of injection molded specimens, it is not necessary to measure each specimen. It is sufficient to



measure and record thickness for one specimen when it has been previously demonstrated that the thickness does not vary by more than 5 %.

12.5 Choose a specimen at random from the sample.

12.6 Clamp or position the specimen. The same surface or area should be the target each time (see 6.2). When clamping is employed, the force should be sufficient to prevent motion of the clamped portion of the specimen when the tup strikes.

12.7 Unless otherwise specified, initially position the tup 0.660 ± 0.008 m (26.0 ± 0.3 in.) from the surface of the specimen.

12.8 Adjust the total mass of the tup or the height of the tup, or both, to that amount expected to cause half the specimens to fail.

NOTE 5—If failures cannot be produced with the maximum available missile mass, the drop height can be increased. The test temperature could be reduced by (a) use of an ice-water mixture, or (b) by air-conditioned environment to provide one of the temperatures given in 3.3 of Test Methods D618. Conversely, if the unloaded tup causes failures when dropped 0.660 m, the drop height can be decreased. A moderate change in dart velocity will not usually affect the mean-failure energy appreciably. Refer to 5.1.

12.9 Release the tup. Be sure that it hits the center of the specimen. If the tup bounces, catch it to prevent multiple impact damage to the specimen's surface (see 8.1.2).

12.10 Remove the specimen and examine it to determine whether or not it has failed. Permanent deformation alone is not considered failure, but note the extent of such deformation (depth, area). For some polymers, for example, glass-reinforced polyester, incipient cracking is difficult to determine with the naked eye. Exposure of the stressed surface to a penetrating dye, such as gentian violet, confirms the onset of cracking. As a result of the wide range of failure types observed with different materials, the definition of failure defined in the material specification, or a definition agreed upon by supplier and user, shall take precedence over the definition stated in 3.2.1.

12.11 If the first specimen fails, remove one increment of mass from the tup while keeping the drop height constant, or decrease the drop height while keeping the mass constant (see 12.12). If the first specimen does not fail, add one increment of mass to the tup or increase the drop height one increment, as above. Then test the second specimen.

12.12 In this manner, select the impact height or mass for each test from the results observed with the specimen just previously tested. Test each specimen only once.

12.13 For best results, the mass or height increment used should be approximately equivalent to  $s$ , the estimated standard deviation of the test for that sample. An increment of 0.5 to 2 times  $s$  is satisfactory (see section 13.4).

NOTE 6—An increment of 10 % of the estimated mean-failure mass or mean-failure height has been found to be acceptable in most instances.

12.14 Keep a running plot of the data, as shown in Appendix X1. Use one symbol, such as  $X$ , to indicate a failure and a different symbol, such as  $O$ , to indicate a non-failure at each mass or height level.

12.15 For any specimen that gives a break behavior that appears to be an outlier, the conditions of that impact shall be

examined. The specimen shall be discarded only if a unique cause for the anomaly can be found, such as an internal flaw visible in the broken specimen. Note that break behavior can vary widely within a set of specimens. Data from specimens that show atypical behavior shall not be discarded simply on the basis of such behavior.

13. Calculation

13.1 Mean-Failure Mass—If a constant-height procedure was used, calculate the mean-failure mass from the test data obtained, as follows:

$$w = w_o + 1 d_w \sim A/N \pm 0.5! \tag{1}$$

13.2 Mean-Failure Height—If a constant-mass procedure was used, calculate the mean-failure height from the test data obtained, as follows:

$$h = h_o + 1 d_h \sim A/N \pm 0.5! \tag{2}$$

where:

- $w$  = mean-failure mass, kg,
- $h$  = mean-failure height, mm,
- $d_w$  = increment of tup weight, kg,
- $d_h$  = increment of tup height, mm,
- $N$  = total number of failures or non-failures, whichever is smaller. For ease of notation, call whichever are used events,
- $w_o$  = smallest mass at which an event occurred, kg
- $h_o$  = lowest height at which an event occurred, mm (or in.),
- $A = \sum_{i=0}^k in_i$
- $i = 0, 1, 2, \dots, k$  (counting index, starts at  $h_o$  or  $w_o$ ),
- $n_i$  = number of events that occurred at  $h_i$  or  $w_i$
- $w_i = w_o + id_w$ , and
- $h_i = h_o + id_h$ .

In calculating  $w$  or  $h$ , the negative sign is used when the events are failures. The positive sign is used when the events are non-failures. Refer to the example in Appendix X1.

13.3 Mean-Failure Energy—Compute the mean-failure energy as follows: MFE =  $hwf$

where:

- MFE = mean-failure energy, J,
- $h$  = mean-failure height or constant height as applicable, mm
- $w$  = mean-failure mass or constant mass as applicable, kg, and
- $f$  = factor for conversion to joules.

Use  $f = 9.80665 \times 10^{-3}$  if  $h = \text{mm}$  and  $w = \text{kg}$ .

13.4 Estimated Standard Deviation of the Sample—If desired for record purposes, the estimated standard deviation of the sample for either variable mass or variable height can be calculated as follows:

$$s_w = 1.62 d_w \sqrt{B/N \pm 2 \sim A/N! \pm 1} \pm 0.047 d_w \tag{3}$$

$$s_h = 1.62 d_h \sqrt{B/N \pm 2 \sim A/N! \pm 1} \pm 0.047 d_h \tag{4}$$

where:

- $s_w$  = estimated standard deviation, mass, kg
- $s_h$  = estimated standard deviation, height, mm, and

$$B \leq C_{\frac{1}{2}} \leq 0.1 p_i \tag{5}$$

The above calculation is valid for  $[B/N - (A/N)^2] > 0.3$ . If the value is  $< 0.3$ , use Table 1 from Ref (3).

13.5 *Estimated Standard Deviation of the Sample Mean*—Calculate the estimated standard deviation of the sample mean-failure height or weight as follows:

$$S_w \leq G s_w / \sqrt{N} \tag{6}$$

or

$$S_h \leq G s_h / \sqrt{N} \tag{7}$$

where:

- $s_h$  = estimated standard deviation of the mean height, mm,
- $s_w$  = estimated standard deviation of the mean mass, kg, and
- $G$  = factor that is a function of  $s/d$  (see Appendix X2).

A sample computation of  $s_w$  is found in Appendix X1.

NOTE 7—For values of  $G$  at other levels of  $s/d$ , see Fig. 22 in Ref (4).

13.6 *Estimated Standard Deviation of the Mean-Failure Energy*—Calculate the estimated standard deviation of the mean-failure energy as follows:

$$S_{MFE} \leq s_w w f \tag{8}$$

or

$$S_{MFE} \leq S_w h f, \text{ as applicable} \tag{9}$$

where:

- $S_{MFE}$  = estimated standard deviation of the mean-failure energy.

#### 14. Report

- 14.1 Report the following information:
  - 14.1.1 Complete identification of the sample tested, including type of material, source, manufacturer's code, form, principal dimensions, and previous history,
  - 14.1.2 Method of preparation of specimens,
  - 14.1.3 Whether surface of the specimen is smooth or textured, the level of and type of texture if known, and whether texture is on only one or both surfaces,
  - 14.1.4 If the specimen is textured, report whether textured surface faces upward towards the dart or downward away from the dart,
  - 14.1.5 Means of clamping, if any,
  - 14.1.6 Statement of geometry (FA, FB, FC, FD, FE) and procedure used—constant mass or constant height,
  - 14.1.7 Thickness of specimens tested (average and range),
  - 14.1.8 Number of test specimens employed to determine the mean failure height or mass,
  - 14.1.9 Mean-failure energy,
  - 14.1.10 Types of failure, for example: (a) crack or cracks on one surface only (the plaque could still hold water), (b) cracks that penetrate the entire thickness (water would probably penetrate through the plaque), (c) brittle shatter (the plaque is in several pieces after impact), or (d) ductile failure (the plaque is penetrated by a blunt tear). Report other observed deformation due to impact, whether the specimens fail or not,

TABLE 3 Precision, Method FB

Material	Mean, $J$	Values Expressed as Percent of the Mean	
		$V_r$	$r$
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	0.35	12.6	35.7
Styrene-Butadiene (SB) <sup>a</sup>	9.26	18.7	52.9
Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS) <sup>a</sup>	11.8	14.9	42.2

<sup>a</sup>Data generated in three laboratories.  
 $V_r$  = within-laboratory coefficient of variation of the mean.  
 $r = 2.83 V_r$ .

- 14.1.11 If atypical deformation for any specimen within a sample for that material is observed, note the assignable cause, if known,
- 14.1.12 Date of test and operator's identification,
- 14.1.13 Test temperature,
- 14.1.14 In no case shall results obtained with arbitrary geometries differing from those contained in these test methods be reported as values obtained by this test method (D5628), and
- 14.1.15 The test method number and published/revision date.

#### 15. Precision and Bias

15.1 Tables 3 and 4 are based on a round robin<sup>5</sup> conducted in 1972 involving three materials tested by six laboratories. Data from only four laboratories were used in calculating the values in these tables. Each test result was the mean of multiple individual determinations (Brucceton Staircase Procedure). Each laboratory obtained one test result for a material.

NOTE 8—The number of laboratories participating in the 1972 round robin and the number of results collected do not meet the minimum requirements of Practice E691. Data in Tables 3 and 4 should be used only for guidance, and not as a referee when there is a dispute between users of this test method.

- 15.1.1 *Polymethylmethacrylate (PMMA)*—Specimens were cut from samples of 3.18-mm (0.125-in.) thickness extruded sheet.
- 15.1.2 *Styrene-Butadiene (SB)*—Specimens were cut from samples of 2.54-mm (0.100-in.) thickness extruded sheet.
- 15.1.3 *Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS)*—Specimens were cut from samples of 2.64-mm (0.104-in.) thickness extruded sheet. (**Warning**—The following explanations of  $r$  and  $R$  (15.2-15.2.3) are only intended to present a meaningful way of considering the approximate precision of this test method. The data in Tables 3 and 4 should not be rigorously applied to acceptance or rejection of material, as those data are specific to the round robin and not necessarily representative of other lots, conditions, materials, or laboratories. Users of this test method should apply the principles outlined in Practice E691 to generate data specific to their laboratory and materials, or between specific laboratories. The principles of 15.2-15.2.3 would then be valid for such data.)
- 15.2 *Concept of  $r$  and  $R$* —If  $V_r$  and  $V_R$  have been calculated from a large enough body of data, and for test results that were

<sup>5</sup> Supporting data are available from ASTM Headquarters. Request RR:D20-1030.

TABLE 4 Precision, Method FC

Material	Mean, <i>J</i>	Values Expressed as Percent of the Mean	
		<i>V<sub>r</sub></i>	<i>r</i>
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	1.33	4.13	11.7
Styrene-Butadiene (SB)	48.3	18.3	51.8

*V<sub>r</sub>* = within-laboratory coefficient of variation of the mean.  
*r* = 2.83 *V<sub>r</sub>*.

means from testing multiple individual specimens (Bruceton Staircase Procedure), the following applies:

15.2.1 *Repeatability, r*—In comparing two test results for the same material obtained by the same operator using the same equipment on the same day, the two test results should be judged not equivalent if they differ by more than the *r* value for that material.

15.2.2 *Reproducibility, R*—In comparing two test results for the same material obtained by different operators using differ-

ent equipment in different laboratories, reproducibility statistics were not calculated because data from only four and three laboratories do not justify making these calculations.

15.2.3 Any judgment in accordance with 15.2.1 would have an approximate 95 % (0.95) probability of being correct.

15.3 *Bias*—There are no recognized standards by which to estimate bias of this test method.

15.4 Efforts to form a task group to address between laboratory reproducibility of this test method has been unsuccessful. Persons interested in participating in such a task group should contact ASTM Headquarters.

16. Keywords

16.1 dart impact; falling-mass impact; impact; impact resistance; mean-failure energy; mean-failure height; mean-failure mass; rigid plastic; tup

APPENDIX

(Nonmandatory Information)

XI. SAMPLE CALCULATIONS

XI.1 See below.

Total Dart Mass, kg	Outcome of Test (X = failure; O = non-failure)																				<i>n<sub>x</sub></i>	<i>n<sub>o</sub></i>	<i>i</i>	<i>n<sub>i</sub></i>	<i>h<sub>i</sub></i>	<i>f<sup>2</sup>n<sub>i</sub></i>
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20						
9.00						X															1	0	2	1	2	4
8.00				O		X		X				X		X							4	1	1	4	4	4
7.00		X		O				O		X		O		O		X		X		O	4	5	0	4	0	0
6.00	O		O								O								O	O	0	5				
Totals																					9	11		9	6	8
																					( <i>N<sub>x</sub></i> )	( <i>N<sub>o</sub></i> )		( <i>N</i> )	( <i>A</i> )	( <i>B</i> )

$w_o = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$   
 $w = w_o + d(A/N - 0.5)$   
 $= 7.00 + 1.00 (6/9 - 0.5)$   
 $= 7.17 \text{ kg}$   
 $s = 1.620 d \sqrt{[(NB - A^2)/9^2] + 0.029}$   
 $= 1.620 (1.00) \sqrt{[(9 \cdot 8 - 6^2)/9^2] + 0.029}$   
 $= 0.77 \text{ kg}$   
 $s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$   
 $s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$



ANEXO 4: Informe de ensayo de tracción.



Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carrocero



Honorable Gobierno  
Provincial de Tungurahua

**LABORATORIO DE RESISTENCIA DE MATERIALES**  
**ENSAYO DE TRACCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS**  
**INFORME DE RESULTADOS N°: 180423807720191024-ETC**

**DATOS GENERALES**

**DATOS INFORMATIVOS:**

N° de proforma: RM\_2019\_075.

Empresa / Cliente: Manuel David Telenchana Flores.

RUC/C.I.: 1804238077.

Ciudad: Ambato.

Dirección: La Florida, Atahualpa.

Teléfono: +593998505562.

Correo: davidtelenchana@gmail.com.

**DATOS DEL ENSAYO:**

Lugar de Ejecución del Ensayo: Laboratorio de Resistencia de Materiales.

Dirección: Ambato/Catiglata. Toronto y Río de Janeiro.

Método de ensayo: ASTM D3039-2017: Método de prueba estándar para propiedades de tracción de materiales compuestos de matriz polimérica.

Tipo de ensayo: Cuantitativo

Tipo de probeta: Plana

Equipo utilizado: Máquina de ensayos universal Polímeros Metrotest 50KN

Modelo: MTE-50.

Serie: 8210M002

Velocidad de ensayo: 10 mm/min

Precarga: 0,01 N

Fecha de Inicio de Ensayo: 2019/10/25. Fecha de Finalización de Ensayo: 2019/10/30.

Los resultados obtenidos en el presente informe corresponden a ensayos realizados en *probetas de materiales compuestos de malla de cobre, fibra de vidrio, fibra de carbono, Aramida*. Las probetas fueron recibidas en el Laboratorio de Resistencia de Materiales del CFPMC del H. Gobierno Provincial de Tungurahua.

**OBJETOS DE ENSAYO**

**Número de Probetas cuantificadas**

N°	Identificación del grupo	Numero de Capas	Orientación	Material de refuerzo	Probetas a Ensayar
1	180423807720191024-ETC 01	2	45°	Fibra de Carbono	5
2	180423807720191024-ETC 02	4	45°	Fibra de Carbono	5
3	180423807720191024-ETC 03	2	0°	Fibra de Carbono	5
4	180423807720191024-ETC 04	4	0°	Fibra de Carbono	5

Nota: La fabricación y configuración de las probetas es declarada por el cliente.

**Observaciones:** Ninguna.

<b>Elaborado por:</b>	<b>Aprobado por:</b>
Ing. Fernando Galarza Mg. Analista Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC	Ing. Fernando Tibán R. Analista Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC
	Ing. Jorge Rodas B. MEng. Director Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC

**Lugar y fecha de emisión de informe:** Ambato, 03 de diciembre de 2019.

**N° de Factura:** 001-002-000008476.

Código: RG-RM-004  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 21-06-2017  
Revisión: 7

INFORME DE ENSAYO DE TRACCIÓN  
MATERIALES COMPUESTOS

Página 1 de 9





N°	Identificación del grupo	Numero de Capas	Orientación	Material de refuerzo	Probetas a Ensayar
5	180423807720191024-ETC 05	2	45°	Aramida	5
6	180423807720191024-ETC 06	4	45°	Aramida	5
7	180423807720191024-ETC 07	2	0°	Aramida	5
8	180423807720191024-ETC 08	4	0°	Aramida	5
9	180423807720191024-ETC 09	2	45°	Fibra de Vidrio	5
10	180423807720191024-ETC 10	4	45°	Fibra de Vidrio	5
11	180423807720191024-ETC 11	2	0°	Fibra de Vidrio	5
12	180423807720191024-ETC 12	4	0°	Fibra de Vidrio	5
<b>Total</b>					<b>60</b>



Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carrasco



Honorable Gobierno  
Provincial de Tungurahua

**RESULTADOS:**

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
1	180423807720191024-ETC 01-1	24,4	50,8	25,11	0,56	698,97	49,71	46,091	8794,670	LGM
2	180423807720191024-ETC 01-2	24,4	50,8	24,46	0,58	754,19	53,16	41,425	8376,880	LGM
3	180423807720191024-ETC 01-3	24,4	50,8	24,84	0,55	706,86	51,74	38,923	9456,810	LGM
4	180423807720191024-ETC 01-4	24,4	50,8	24,81	0,59	744,72	50,88	36,385	9328,400	LAB
5	180423807720191024-ETC 01-5	24,4	50,8	24,64	0,59	713,17	49,06	40,794	9094,520	LAB
				Promedio $\bar{X}$		723,582	50,908	40,724		
				Desviación estándar		24,380	1,631	3,584		
				$S_{n-1}$		3,369	3,203	8,800		
				Coeficiente de variación						
				CV						

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
6	180423807720191024-ETC 02-1	23,8	52,5	24,81	1,03	2182,11	85,39	68,734	21579,25	LAT
7	180423807720191024-ETC 02-2	23,8	52,5	24,77	1,07	1945,44	73,40	58,051	27151,74	LGM
8	180423807720191024-ETC 02-3	23,8	52,5	24,78	1,13	1958,06	69,93	49,534	22866,11	LAT
9	180423807720191024-ETC 02-4	23,8	52,5	24,74	1,08	2093,75	78,36	62,787	9584,00	LAB
10	180423807720191024-ETC 02-5	23,8	52,5	24,78	1,07	1800,28	67,90	56,543	25182,38	LGM
				Promedio $\bar{X}$		1995,928	74,996	59,130		
				Desviación estándar		147,049	7,036	7,169		
				$S_{n-1}$		7,367	9,381	12,123		
				Coeficiente de variación						
				CV						

Código: RG-RM-004  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 21-06-2017  
Revisión: 7

INFORME DE ENSAYO DE TRACCIÓN MATERIALES COMPUESTOS

Página 3 de 9

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima de tracción (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
11	180423807720191024-ETC 03-1	22,5	51,6	24,78	0,54	7754,92	579,54	20,766	62748,440	LAT
12	180423807720191024-ETC 03-2	22,5	51,6	24,7	0,55	8502,8	625,90	23,365	54295,070	SGM
13	180423807720191024-ETC 03-3	22,5	51,6	24,56	0,59	8475,98	584,94	28,204	47584,070	SGM
14	180423807720191024-ETC 03-4	22,5	51,6	24,63	0,65	7862,21	491,10	18,295	41009,700	SGM
15	180423807720191024-ETC 03-5	22,5	51,6	24,74	0,51	8468,09	671,14	20,175	86018,430	SGM
				Promedio $\bar{X}$		8212,800	590,523	22,161		
				Desviación estándar $S_{n-1}$		371,182	66,687	3,834		
				Coeficiente de variación $CV$		4,520	11,293	17,301		

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima de tracción (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
16	180423807720191024-ETC 04-1	21,6	56,1	24,64	1,13	16865,18	605,72	36,471	60225,530	SGM
17	180423807720191024-ETC 04-2	21,6	56,1	24,7	1,07	17060,83	645,53	28,069	142442,800	SGM
18	180423807720191024-ETC 04-3	21,6	56,1	24,36	1,1	16839,94	628,45	35,132	56634,160	SGM
19	180423807720191024-ETC 04-4	21,6	56,1	24,73	1,11	17163,38	625,25	32,963	46442,110	SGM
20	180423807720191024-ETC 04-5	21,6	56,1	24,62	1,12	16863,6	611,57	33,382	95042,660	LGM
				Promedio $\bar{X}$		16958,586	623,305	33,203		
				Desviación estándar $S_{n-1}$		145,102	15,584	3,196		
				Coeficiente de variación $CV$		0,856	2,500	9,624		





Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carrizosa



Honorable Gobierno  
Provincial de Turgurghua

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado	
				Ancho	Espeor						
21	180423807720191024-ETC 05-1	20,8	55,2	24,54	0,71	591,68	33,96	51,847	4078,97	LAT	
22	180423807720191024-ETC 05-2	20,8	55,2	24,66	0,67	501,74	30,37	53,765	3257,85	LGM	
23	180423807720191024-ETC 05-3	20,8	55,2	24,57	0,69	564,85	33,32	No registrado	4349,31	LAT	
24	180423807720191024-ETC 05-4	20,8	55,2	24,55	0,7	465,45	27,08	30,696	7887,81	LAT	
25	180423807720191024-ETC 05-5	20,8	55,2	24,5	0,63	468,61	30,36	43,440	5334,18	LAT	
				Promedio $\bar{X}$		518,466	31,018	44,937			
				Desviación estándar $S_{n-1}$		57,201	2,751	10,500			
				Coeficiente de variación $CV$		11,033	8,868	23,365			

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado	
				Ancho	Espeor						
26	180423807720191024-ETC 06-1	24,1	50,9	24,63	1,16	1167,58	40,87	87,099	3957,05	LAB	
27	180423807720191024-ETC 06-2	24,1	50,9	24,62	1,17	1227,53	42,61	59,648	5161,19	LGM	
28	180423807720191024-ETC 06-3	24,1	50,9	24,52	1,2	1058,71	35,98	50,601	4559,86	LAT	
29	180423807720191024-ETC 06-4	24,1	50,9	24,47	1,23	1046,08	34,76	50,770	4261,19	LAT	
30	180423807720191024-ETC 06-5	24,1	50,9	24,49	1,16	1112,35	39,16	52,733	4143,62	LAT	
				Promedio $\bar{X}$		1122,450	38,675	60,170			
				Desviación estándar $S_{n-1}$		75,953	3,285	15,497			
				Coeficiente de variación $CV$		6,767	8,494	25,756			

Código: RG-RM-004  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 21-06-2017  
Revisión: 7

INFORME DE ENSAYO DE TRACCIÓN MATERIALES COMPUESTOS

Página 5 de 9

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
31	180423807720191024-ETC 07-1	23,8	52,5	24,46	0,62	5230,43	344,90	22,416	26701,75	SGM
32	180423807720191024-ETC 07-2	23,8	52,5	24,51	0,68	6462,7	387,76	33,674	28884,48	SGM
33	180423807720191024-ETC 07-3	23,8	52,5	24,64	0,67	5536,52	335,37	21,401	24024,49	SGM
34	180423807720191024-ETC 07-4	23,8	52,5	24,63	0,69	5960,95	350,75	18,739	19513,17	SGM
35	180423807720191024-ETC 07-5	23,8	52,5	24,66	0,64	6424,83	407,09	25,781	16590,32	SGM
				Promedio $\bar{X}$		5923,086	365,173	24,402		
				Desviación estándar $S_{n-1}$		541,657	30,718	5,764		
				Coeficiente de variación $CV$		9,145	8,412	23,621		

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
36	180423807720191024-ETC 08-1	22,5	51,6	24,59	1,38	11584,26	341,37	42,403	28189,29	LAT
37	180423807720191024-ETC 08-2	22,5	51,6	24,71	1,32	12302,16	377,17	32,447	22256,12	LAB
38	180423807720191024-ETC 08-3	22,5	51,6	24,68	1,37	12117,56	358,38	33,157	25750,40	SGM
39	180423807720191024-ETC 08-4	22,5	51,6	24,46	1,58	11906,13	308,08	33,268	27775,02	LAT
40	180423807720191024-ETC 08-5	22,5	51,6	24,6	1,4	10885,29	316,07	27,809	26472,00	LAB
				Promedio $\bar{X}$		11759,080	340,214	33,817		
				Desviación estándar $S_{n-1}$		556,583	28,780	5,302		
				Coeficiente de variación $CV$		4,733	8,459	15,678		



Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carrocero



Honorable Gobierno  
Provincial de Turgurahua

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado	
				Ancho	Espesor						
41	180423807720191024-ETC 09-1	24,4	49,4	24,54	0,4	545,92	55,62	48,084	6616,78	LGM	
42	180423807720191024-ETC 09-2	24,4	49,4	24,58	0,45	397,61	35,95	20,573	4062,09	LGM	
43	180423807720191024-ETC 09-3	24,4	49,4	24,7	0,41	572,74	56,56	104,428	9046,14	LGM	
44	180423807720191024-ETC 09-4	24,4	49,4	24,76	0,46	528,56	46,41	42,681	9593,99	LGM	
45	180423807720191024-ETC 09-5	24,4	49,4	24,64	0,48	463,87	39,22	42,474	4324,94	LGM	
				Promedio $\bar{X}$		501,740	46,749	51,648			
				Desviación estándar		70,692	9,331	31,339			
				$S_{n-1}$		14,089	19,959	60,679			
				Coeficiente de variación							
				CV							

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado	
				Ancho	Espesor						
46	180423807720191024-ETC 10-1	24,5	47,7	24,59	1,01	1345,87	54,19	80,947	7204,99	LAT	
47	180423807720191024-ETC 10-2	24,5	47,7	24,65	0,87	1292,22	60,26	91,784	15271,29	LAB	
48	180423807720191024-ETC 10-3	24,5	47,7	24,74	0,83	1259,09	61,32	111,521	9570,75	LAB	
49	180423807720191024-ETC 10-4	24,5	47,7	24,84	0,87	1282,76	59,36	85,083	9340,09	LAB	
50	180423807720191024-ETC 10-5	24,5	47,7	24,91	0,79	1263,82	64,22	82,925	9436,95	LGM	
				Promedio $\bar{X}$		1288,752	59,869	90,452			
				Desviación estándar		34,684	3,664	12,465			
				$S_{n-1}$		2,691	6,120	13,781			
				Coeficiente de variación							
				CV							

Código: FG-RM-004  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 21-06-2017  
Revisión: 7

INFORME DE ENSAYO DE TRACCIÓN MATERIALES COMPUESTOS

Página 7 de 9



N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
51	18042380720191024-ETC 11-1	23,9	50,7	24,83	0,45	2693,32	241,05	12,097	23605,39	LAB
52	18042380720191024-ETC 11-2	23,9	50,7	24,67	0,44	2642,83	243,47	15,685	23035,36	LAB
53	18042380720191024-ETC 11-3	23,9	50,7	24,67	0,45	2754,85	248,15	27,231	18413,33	LAT
54	18042380720191024-ETC 11-4	23,9	50,7	24,55	0,45	2579,71	233,51	17,145	20106,49	LAT
55	18042380720191024-ETC 11-5	23,9	50,7	24,55	0,47	2792,72	242,03	15,357	22364,53	LAT
		Promedio $\bar{X}$				2692,686	241,643	17,503		
		Desviación estándar $S_{n-1}$				85,324	5,300	5,742		
		Coeficiente de variación $CV$				3,169	2,193	32,808		

N°	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	% Elongación	Módulo de Young (MPa)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espesor					
56	18042380720191024-ETC 12-1	23,5	51,8	24,81	0,93	5306,16	229,97	20,962	21564,12	LGM
57	18042380720191024-ETC 12-2	23,5	51,8	24,77	0,92	5590,17	245,31	23,507	17505,73	LGM
58	18042380720191024-ETC 12-3	23,5	51,8	24,62	0,92	5408,72	238,79	23,774	17178,18	LGM
59	18042380720191024-ETC 12-4	23,5	51,8	24,59	0,81	5315,63	266,88	19,922	23475,40	LGM
60	18042380720191024-ETC 12-5	23,5	51,8	24,74	0,91	5340,88	237,23	12,049	14058,57	LGM
		Promedio $\bar{X}$				5392,312	243,635	20,043		
		Desviación estándar $S_{n-1}$				117,648	14,091	4,761		
		Coeficiente de variación $CV$				2,182	5,784	23,756		



**Nomenclatura:**

**Tipo de falla evaluado:** El tipo de falla evaluado se lo realiza mediante los criterios de la norma ASTM D3039-2017.

Primer caracter	Tipo de falla	Segundo caracter	Área de la falla	Tercer caracter	Localización de falla
L	Lateral	A	En el agarre	T	Parte superior
G	Agarre	I	Dentro del agarre	U	Desconocido
A	Angular	G	Zona calibrada	M	Medio

ANEXO 5: Informe de ensayo de Flexión.



Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carrocero



Honorable Gobierno  
Provincial de Tungurahua

**LABORATORIO DE RESISTENCIA DE MATERIALES**  
**ENSAYO DE FLEXIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS**  
**INFORME DE RESULTADOS N°: 180423807720190724-EFC**

**DATOS GENERALES**

**DATOS INFORMATIVOS:**

N° de proforma: RM-2019-050

Empresa / Cliente: Sr. Manuel David Telenchana Flores.

RUC/C.I.: 1804238077

Ciudad: Ambato.

Dirección: Atahualpa, La Florida. Teléfono: 0998505562

Correo: davidtelechana@gmail.com

**DATOS DEL ENSAYO:**

Lugar de Ejecución del Ensayo: Laboratorio de Resistencia de Materiales.

Dirección: Ambato/Catiglata. Toronto y Río de Janeiro.

Método de ensayo: ASTM D7264-2015: Método de prueba estándar para propiedades de flexión de materiales compuestos de matriz de polímero.

Tipo de ensayo: Cuantitativo. Procedimiento: A Radio de carga: 5 mm

Equipo utilizado: Máquina de ensayos universal Polímeros Metrotest 50 KN

Modelo: MTE 50.

Serie: 8210M002

Velocidad de ensayo: 5 mm/min. Precarga: 0,01 N. Distancia entre apoyos: 96 mm

Fecha de Inicio de Ensayo: 2019/07/26 Fecha de Finalización de Ensayo: 2019/07/26

Los resultados obtenidos en el presente informe corresponden a ensayos realizados en probetas de *materiales compuestos de matriz polimérica*. Las probetas fueron recibidas en el Laboratorio de Resistencia de Materiales del CFPMC del H.G.P. Tungurahua.

**OBJETOS DE ENSAYO**

**Número de Probetas cuantificadas**

N°	Identificación del grupo	Configuración	Probetas a Ensayar
1	180423807720190724-EFC 01	Fibra de vidrio	5
2	180423807720190724-EFC 02	Fibra de aramida	5
3	180423807720190724-EFC 03	Fibra de carbono	5
Total			15

Nota: La fabricación de las probetas en tipo y cantidad es declarada por el cliente.

Observaciones: Ninguna.

<b>Elaborado por:</b>	<b>Aprobado por:</b>	
Ing. Fernando Galarza Mg. Analista Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC	Ing. Fernando Tibán R. Analista Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC	Ing. Jorge Rodas MEng. Director Técnico Área de Ensayos e Inspecciones CFPMC



Lugar y fecha de emisión de informe: Ambato, 08 de noviembre de 2019

N° de Factura: 001-002-0000074833

Código: RG-RM-004  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 21-06-2017  
Revisión: 7

INFORME DE ENSAYO DE TRACCIÓN  
MATERIALES COMPUESTOS

Página 1 de 3



Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carroero



Honorable Gobierno  
Provincial de Tungurahua

**Resultados:**

Probeta	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Deflexión (mm)	Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (Calculado) (MPa)	Deformación máxima (%) (Calculado)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espeor						
1	180423807720190724-EFC 01-1	22,5	50,8	12,97	3,06	153,05	6,400	181,47	14233,21	1,28	OAB
2	180423807720190724-EFC 01-2	22,5	50,8	12,99	3,11	171,98	6,506	197,11	14963,30	1,32	OAB
3	180423807720190724-EFC 01-3	22,5	50,8	12,98	3,10	184,60	7,499	213,11	14080,64	1,51	OAB
4	180423807720190724-EFC 01-4	22,5	50,8	12,95	3,08	175,14	6,205	205,29	16499,67	1,24	OAB
5	180423807720190724-EFC 01-5	22,5	50,8	12,98	3,10	168,82	6,393	194,89	15104,74	1,29	OAB
					Promedio $\bar{X}$	170,718	6,60	198,37	14976,31	1,33	
					Desviación estándar $S_{n-1}$	11,507	0,51	11,88	960,69	0,11	
					Coefficiente de variación CV	6,740	7,78	5,99	6,41	8,05	

Probeta	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Deflexión (mm)	Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (Calculado) (MPa)	Deformación máxima (%) (Calculado)	Tipo de falla evaluado
				Ancho	Espeor						
6	180423807720190724-EFC 02-1	21,8	51,3	12,91	3,71	254,03	8,277	205,86	10297,17	2,00	OAB
7	180423807720190724-EFC 02-2	21,8	51,3	13,20	3,70	263,49	11,859	209,97	7350,06	2,86	OAB
8	180423807720190724-EFC 02-3	21,8	51,3	13,19	3,91	246,14	12,540	175,77	5506,34	3,19	OAB
9	180423807720190724-EFC 02-4	21,8	51,3	13,27	3,90	233,51	7,141	166,60	9188,31	1,81	OAB
10	180423807720190724-EFC 02-5	21,8	51,3	13,25	3,81	242,98	11,787	181,91	6222,00	2,92	OAB
					Promedio $\bar{X}$	248,030	10,32	188,02	7712,77	2,56	
					Desviación estándar $S_{n-1}$	11,346	2,44	19,01	2004,91	0,61	
					Coefficiente de variación CV	4,574	23,60	10,11	25,99	23,89	

Código: RG-RM-005  
Fecha de Elaboración: 11-05-2016  
Fecha de última aprobación: 18- 04 -2018  
Revisión: 9

INFORME DE ENSAYO DE FLEXIÓN MATERIALES COMPUESTOS

Página 2 de 3





Centro de Fomento Productivo  
Metalmeccánico Carracero



Honorable Gobierno  
Provincial de Tungurahua

Probeta	Identificación de probeta	Temperatura (°C)	Humedad Relativa (%)	Dimensiones mm		Fuerza máxima (N)	Deflexión (mm)	Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (Calculado) (MPa)	Deformación máxima (%) (Calculado)	Tipo de falla evaluado	
				Ancho	Espeor							
11	180423807720190724-EFC 03-1	21,4	51,2	12,97	4,06	863,06	6,904	581,31	31854,87	1,82	OAB	
12	180423807720190724-EFC 03-2	21,4	51,2	13,07	3,94	826,77	7,125	586,79	32106,23	1,83	OAB	
13	180423807720190724-EFC 03-3	21,4	51,2	13,03	3,83	656,37	6,511	494,50	30458,88	1,62	OAB	
14	180423807720190724-EFC 03-4	21,4	51,2	13,02	3,90	852,01	6,765	619,54	36068,31	1,72	OAB	
15	180423807720190724-EFC 03-5	21,4	51,2	12,98	3,88	798,37	7,631	588,34	30521,55	1,93	OAB	
				Promedio $\bar{X}$		799,316	6,99	574,10	32201,97		1,78	
				Desviación estándar $S_{n-1}$		83,708	0,42	46,95	2288,03		0,12	
				Coeficiente de variación CV		10,472	6,06	8,18	7,11		6,53	

### Nomenclatura de tipo de falla evaluado:

El tipo de falla evaluado se lo realiza mediante los criterios de la norma ASTM D7264-2015.

Primer carácter	Segundo carácter	Área de falla	Tercer carácter	Ubicación de falla
O	A	En el punto de carga	B	Fondo
	L	Entre la carga y el punto de apoyo	V	Varios
	U	No conocido	R	Derecha
			M	Medio
			U	Desconocido
			L	Izquierda
			T	Parte superior