



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

**TRABAJO EXPERIMENTAL PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO  
DE INGENIERA MECÁNICA**

**TEMA:**

---

**“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE  
PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HÍBRIDO DE MATRIZ  
EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL  
(CHAMBIRA)”**

---

**AUTORA:** Liliana Estefanía Amaya Jaya

**TUTOR:** Ing. Juan Gilberto Paredes Salinas, Mg.

**AMBATO - ECUADOR**

**Marzo – 2022**

## CERTIFICACIÓN

En mi calidad de Tutor del Trabajo Experimental, previo a la obtención del título de Ingeniera Mecánica, con el tema: **“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HÍBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL (CHAMBIRA)”**, elaborado por la Srta. Liliana Estefanía Amaya Jaya, portadora de la cedula de ciudadanía: C.I. 0503619025, estudiante de la Carrera de Ingeniería Mecánica, de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

Certifico:

- Que el presente proyecto experimental es original de su autor.
- Ha sido revisado cada uno de sus capítulos componentes.
- Esta concluido en su totalidad.

Ambato, Marzo 2022

---

**Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas**

**TUTOR**

## **AUTORÍA DE LA INVESTIGACION**

Yo, Liliana Estefanía Amaya Jaya, con C.I. 0503619025, declaro que todas las actividades y contenidos expuestos en el presente proyecto técnico con el tema **“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HÍBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL (CHAMBIRA)”**, así como también los análisis estadísticos, gráficos, conclusiones y recomendaciones son de mi exclusiva responsabilidad como autora del trabajo experimental, a excepción de las referencias bibliográficas citadas en el mismo.

Ambato, Marzo 2022



---

**Liliana Estefanía Amaya Jaya**

**C.I: 0503619025**

**AUTORA**

## **DERECHOS DE AUTOR**

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que 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 documento dentro de las regulaciones de la Universidad, siempre y cuando esta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, Marzo 2022



---

**Liliana Estefanía Amaya Jaya**

**C.I: 0503619025**

**AUTORA**

## **APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO**

Los miembros del Tribunal de Grado aprueban el informe de Trabajo Experimental, realizado por la estudiante Liliana Estefanía Amaya Jaya, de la Carrera de Ingeniería Mecánica bajo el tema: **“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HÍBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL (CHAMBIRA)”**.

Ambato, Marzo 2022

Para constancia firman:

.....  
**Ing. Mg. Wilson Henry Vaca Ortega**

**Miembro Calificador**

.....  
**Ing. Mg. María Belén Paredes Robalino**

**Miembro Calificador**

## DEDICATORIA

*A Dios por sus bendiciones, el valor, la fortaleza y perseverancia brindada día a día.*

*En especial desde el cielo a mi abuelito Manuel (+) que siempre deposito su confianza en mí y me brindo consejos para seguir adelante en pie de lucha, por todas las bendiciones que he recibido en tiempos difíciles.*

*A mis padres Cesar Antonio e Hilda María por ser los primeros educadores en mi vida que pese a las dificultades y obstáculos que se nos ha presentado en nuestro camino han estado a mi lado brindándome su apoyo.*

*A mis hermanos Brayan, Kevin y Stalin por haberme acompañado en este viaje por mostrar siempre ese cariño y apoyo recibido.*

*A mis tíos Jaime y Gabriel (+) quienes han sido una gran fuente de ejemplo y motivación para poder continuar con mis estudios.*

*Liliana Amaya*

## AGRADECIMIENTO

*A la Universidad Técnica de Ambato en especial a la Carrera de Ingeniería Mecánica por ser gestores de mi formación y darme la oportunidad de continuar día a día con un nuevo aprendizaje para mi desarrollo personal y profesional.*

*A mis padres y hermanos por el apoyo que me han brindado durante estos últimos años de trayectoria estudiantil.*

*A mi tutor Ing. Msc. Juan Gilberto Paredes Salinas por brindarme la oportunidad de desarrollar el presente trabajo de titulación durante estos largos meses, por su paciencia, apoyo y confianza.*

*A mis compañeros de aula Alex, Juan, Luis, Santiago, Katherine, Denis, Alexander y Samanta con quienes tuve la dicha de compartir largas horas de estudio y trabajo en equipo, por sus palabras de aliento para culminar exitosamente esta etapa.*

*Al Sargento Eduardo Carillo por brindarnos un pedacito de su conocimiento y a la vez a CIDFAE por abrirme las puertas de sus instalaciones y por toda la ayuda que me brindaron durante el trayecto a la institución.*

*Liliana Amaya*

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN .....	ii
AUTORÍA DE LA INVESTIGACION .....	iii
DERECHOS DE AUTOR.....	iv
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO .....	v
DEDICATORIA .....	vi
AGRADECIMIENTO.....	vii
ÍNDICE DE CONTENIDOS .....	viii
ÍNDICE DE FIGURAS Y GRÁFICAS .....	xi
ÍNDICE DE TABLAS .....	xiv
RESUMEN.....	xvii
ABSTRACT.....	xviii
CAPÍTULO I.....	1
1.1. Antecedentes investigativos .....	1
1.2. Marco Teórico.....	3
1.2.1. Materiales Compuestos .....	3
1.2.2. Clasificación de los materiales compuestos .....	6
1.2.3. Interfaz .....	7
1.2.4. Matrices poliméricas .....	7
1.2.5. Tipos de resina Epóxica .....	13
1.2.6. Proceso de curado de la resina epoxica.....	15
1.2.7. Refuerzo con fibras .....	16
1.2.8. Fibras.....	21
1.2.9. Proceso de extracción de fibras naturales .....	24
1.2.10. Moldeo del material compuesto .....	25
1.3. Objetivos .....	30
1.3.1. Objetivo general.....	30
1.3.2. Objetivos específicos .....	30
CAPÍTULO II .....	31
2.1. Diagrama de flujo de trabajo experimental.....	31
2.2. Materiales.....	33
2.3. Métodos.....	35



2.3.1. Nivel o tipo de investigación.....	35
2.3.1.1. Investigación Experimental.....	36
2.3.1.2. Investigación Descriptiva.....	36
2.2.1.3. Investigación Bibliográfica .....	36
2.3.2. Población y muestra .....	36
2.3.2.1. Población.....	36
2.3.2.2. Muestra.....	36
La siguiente tabla muestra las combinaciones que se generó por el MSR dando como resultado 15 combinaciones siendo así 2 de ellas puntos centrales y 13 combinaciones base.....	39
2.3.3. Hipótesis.....	40
2.3.4. Señalamiento de variables.....	40
2.3.4.1. Variable independiente.....	40
Optimización bajo metodología de superficie de respuesta MSR del material compuesto. ....	40
2.3.4.2. Variable dependiente.....	40
2.3.4.3. Término de relación .....	40
2.5. Plan de recolección de la información .....	43
2.6. Plan de procesamiento y análisis.....	43
2.6.1. Adquisición de la materia prima .....	43
2.6.2. Determinación de las propiedades físicas de la fibra .....	44
2.6.3. Determinación de la cantidad de Matriz .....	46
2.6.4. Determinación de la densidad calculada y medida del material compuesto ....	48
2.6.5 Preparación de la fibra y del tejido .....	49
2.6.6. Elaboración de probetas .....	50
2.6.7. Curado y corte de las probetas .....	54
2.8 Ensayo de materiales.....	54
2.8.1 Tracción.....	55
2.8.2. Flexión.....	56
2.8.3. Impacto.....	57
CAPÍTULO III.....	58
RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	58
3.1. Interpretación y tabulación de resultados.....	58

3.1.1. Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a tracción.....	58
3.1.2. Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a flexión .....	103
3.1.3. Fichas de recolección de datos de probetas de impacto ensayadas.....	148
3.2. Análisis y discusión de resultados.....	178
3.2.1. Análisis e interpretación de los ensayos a tracción .....	181
3.2.1.1. Análisis del esfuerzo máximo a la tracción ( $S_{ut}$ ).....	181
3.2.1.2. Análisis de Modulo de Elasticidad.....	185
3.2.1.3. Análisis del porcentaje de elongación.....	190
3.2.2. Análisis e interpretación de los ensayos a flexión .....	193
3.2.2.1. Análisis de esfuerzo máximo de flexión .....	193
3.2.2.2. Análisis del Módulo de Elasticidad del ensayo a flexión .....	195
3.2.2.3. Análisis de la deflexión máxima .....	198
3.2.3. Análisis del ensayo de impacto .....	200
3.2.3.1. Análisis y optimización de la energía medio de fallo .....	200
3.2.4. Optimización generalizada.....	204
3.2.5. Verificación de la hipótesis.....	205
CAPÍTULO IV .....	207
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	207
4.1. Conclusiones .....	207
4.2. Recomendaciones.....	208
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	210
ANEXOS.....	213

## ÍNDICE DE FIGURAS Y GRÁFICAS

<b>Figura 1-1.</b> Aplicabilidad de materiales compuestos .....	4
<b>Figura 1-2.</b> Material compuesto .....	5
<b>Figura 1- 3.</b> Matriz .....	5
<b>Figura 1-4.</b> Refuerzo .....	6
<b>Figura 1-5.</b> Tipos de materiales.....	6
<b>Figura 1-6.</b> Matrices elastómeras .....	9
<b>Figura 1-7.</b> Resina poliéster .....	10
<b>Figura 1-8.</b> Resina poliéster canoa.....	10
<b>Figura 1-9.</b> Conjunto resina Epoxi.....	11
<b>Figura 1-10.</b> Resina epoxi enlace covalente.....	12
<b>Figura 1-11.</b> Estructura química R.B.A .....	14
<b>Figura 1-12.</b> Estructura química R. Novolac .....	14
<b>Figura 1-13.</b> Estructura química R. Bromada .....	15
<b>Figura 1-14.</b> Estructura química R. flexible.....	15
<b>Figura 1-15.</b> Acelerador .....	16
<b>Figura 1-16.</b> Orientación de fibras .....	17
<b>Figura 1-17.</b> Longitud vs Resistencia .....	18
<b>Figura 1-18.</b> Fibra en material compuesto .....	18
<b>Figura 1-19.</b> Dirección de fibras .....	19
<b>Figura 1-20.</b> Esfuerzo vs Deformación .....	20
<b>Figura 1-21.</b> Clasificación general fibras.....	21
<b>Figura 1-22.</b> Mapa conceptual de fibras naturales .....	22
<b>Figura 1-23.</b> Fibra-Algodón .....	23
<b>Figura 1-24.</b> Fibra animal.....	23
<b>Figura 1-25.</b> Fibra de vidrio .....	24
<b>Figura 1-26.</b> Molino de azúcar .....	24
<b>Figura 1-27.</b> Fibra en descomposición natural.....	25
<b>Figura 1-28.</b> Estratificación manual.....	26
<b>Figura 1-29.</b> Estratificación por inyección.....	26
<b>Figura 1-30.</b> Sistema de pultrición.....	27
<b>Figura 1-31.</b> Moldeo en frío.....	27

<b>Figura 1-32.</b> Sistema de inyección.....	28
<b>Figura 1-33.</b> Moldeo de inyección forzada .....	28
<b>Figura 1-34.</b> Sistema de Centrifugación .....	28
<b>Figura 1-35.</b> Saco de vacío.....	29
<b>Figura 1-36.</b> Molde de vacío.....	29
<b>Figura 2-1.</b> Diagrama de flujo.....	32
<b>Figura 2-2.</b> Distribución de probetas a ensayar.....	46
<b>Figura 2-3.</b> Máquina universal de ensayos para tracción.....	55
<b>Figura 3-1.</b> Graficas de residuos para el Esfuerzo Máximo (Mpa) de ensayos a tracción. a) Gráfica de probabilidad normal. ....	181
<b>Figura 3-2.</b> Graficas de residuos para el Esfuerzo Máximo (Mpa) de ensayos a tracción, b) Gráfica de Residuos vs ajustes, d) Gráfica de residuos vs orden.....	182
<b>Figura 3-4.</b> Gráfica normal de efectos estandarizados para el Esfuerzo Máximo. .	183
<b>Figura 3-5.</b> Grafica de efectos principales para el Esfuerzo Máximo (Mpa).....	183
<b>Figura 3-6.</b> Grafica normal de efectos estandarizados para el Esfuerzo Máximo. .	184
<b>Figura 3-7.</b> Grafica de superficies del Esfuerzo Máximo. ....	184
<b>Figura 3-8.</b> Grafica optimizada de Esfuerzo Máximo.....	185
<b>Figura 3-9.</b> Grafica de normalidad del Módulo de Elasticidad a Tracción.....	185
<b>Figura 3-10.</b> Grafica normal de Módulo de Elasticidad a Tracción.....	186
<b>Figura 3-11.</b> Diagrama de Pareto de efectos estandarizados de Módulo de Elasticidad a Tracción. ....	187
<b>Figura 3-12.</b> Gráfica de Residuo vs Valor ajustado, y Residuo vs Orden. ....	187
<b>Figura 3-13.</b> Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad. ....	188
<b>Figura 3-14.</b> Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad. ....	189
<b>Figura 3-15.</b> Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad. ....	189
<b>Figura 3-16.</b> Gráfica de deseabilidad para el Módulo de elasticidad.....	190
<b>Figura 3-17.</b> Gráfica de residuos del % de elongación. ....	190
<b>Figura 3-18.</b> Gráfica de efectos principales del % de elongación.....	191
<b>Figura 3-19.</b> Gráfica de interacción del % de elongación.....	191
<b>Figura 3-20.</b> Gráfica de superficie de % de elongación.....	192
<b>Figura 3-21.</b> Gráfica de superficie de % de elongación.....	192
<b>Figura 3-22.</b> Gráfica de residuos para Esf. Max de flexión. ....	193
<b>Figura 3-23.</b> Gráfica de superficie para Esf. Max de flexión.....	194

<b>Figura 3-24.</b> Gráfica de análisis para Esf. Máx. de flexión. ....	194
<b>Figura 3-25.</b> Gráfica de normalidad 1 de Mod. Elast. de flexión. ....	195
<b>Figura 3-26.</b> Gráfica de residuos de Mod. Elast. de flexión. ....	196
<b>Figura 3-27.</b> Gráfica de Pareto de Mod. Elast. de flexión. ....	196
<b>Figura 3-28.</b> Gráfica para el análisis de efectos principales de Mod. Elast. de flexión. ....	197
<b>Figura 3-29.</b> Gráfica para el análisis de efectos principales de Mod. Elast. de flexión. ....	197
<b>Figura 3-30.</b> Gráfica para el análisis de efectos principales de Mod. Elast. de flexión. ....	198
<b>Figura 3-31.</b> Gráfica de normalidad de Deflexión Máxima de Flexión. ....	198
<b>Figura 3-32.</b> Gráfica de normalidad de Deflexión Máxima de Flexión. ....	199
<b>Figura 3-33.</b> Gráfica de normalidad de Deflexión Máxima de Flexión. ....	199
<b>Figura 3-34.</b> Gráfica de superficie de Deflexión Máxima de Flexión. ....	200
<b>Figura 3-35.</b> Gráfica de superficie de Energía media de fallo. ....	200
<b>Figura 3-36.</b> Gráfica normal de efectos estandarizados de Energía de Impacto. ....	201
<b>Figura 3-37.</b> Diagrama de Pareto de efectos de Energía media de fallo. ....	201
<b>Figura 3-38.</b> Gráfica de residuos de Energía de fallo. ....	202
<b>Figura 3-39.</b> Gráfica de efectos principales para Energía de fallo. ....	202
<b>Figura 3-40.</b> Gráfica de superficies para Energía de fallo. ....	203
<b>Figura 3-41.</b> Gráfica de optimización para Energía de fallo. ....	203
<b>Figura 3-42.</b> Análisis de optimización general. ....	204

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1-1.</b> Clasificación de las matrices poliméricas .....	7
<b>Tabla 1-2.</b> Tipos de resinas .....	8
<b>Tabla 1-3.</b> Temperatura de las resinas.....	9
<b>Tabla 1-4.</b> Resina epoxi vs Resinas.....	12
<b>Tabla 1-5.</b> Comparación de resinas epoxi vs poliéster.....	13
<b>Tabla 1-6.</b> Eficiencia de las fibras.....	20
<b>Tabla 2-1.</b> Descripción de materiales utilizados para la elaboración del material compuesto. ....	33
<b>Tabla 2-2.</b> Factores de entrada y niveles. ....	37
<b>Tabla 2-3.</b> Matriz de diseño.....	37
<b>Tabla 2-4.</b> Combinaciones principales para ejecución de ensayos. ....	39
<b>Tabla 2-5.</b> Variables Independientes.....	41
<b>Tabla 2-6.</b> Variables dependientes .....	42
<b>Tabla 2-7.</b> Determinación de la densidad de fibra de chambira sin tejer a través del método de gravimetría.....	44
<b>Tabla 2-8.</b> Determinación de la densidad de fibra de chambira tejida a través del método de gravimetría.....	45
<b>Tabla 2-9.</b> Determinación de la densidad de fibra de kevlar a través del método de gravimetría. ....	45
<b>Tabla 2-10.</b> Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de chambira.....	47
<b>Tabla 2-11.</b> Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de kevlar.....	48
<b>Tabla 2-12.</b> Densidad de resina, fibra de chambira y kevlar.....	48
<b>Tabla 2-13.</b> Densidad del material compuesto en general. ....	49
<b>Tabla 2-14.</b> Realización de tejido.....	49
<b>Tabla 2-15.</b> Proceso de elaboración de probetas.....	50
<b>Tabla 2-16.</b> Curado y corte de probetas. ....	54
<b>Tabla 2-17.</b> Propiedades de los ensayos a tracción. ....	55
<b>Tabla 2-18.</b> Propiedades de los ensayos a flexión.....	56
<b>Tabla 2-19.</b> Propiedades de los ensayos a flexión.....	57
<b>Tabla 3-1.</b> Ficha técnica, caso 1 a tracción del material compuesto. ....	58
<b>Tabla 3-2.</b> Ficha técnica, caso 2 a tracción del material compuesto. ....	61

<b>Tabla 3-3.</b> Ficha técnica, caso 3 a tracción del material compuesto. ....	64
<b>Tabla 3-4.</b> Ficha técnica, caso 4 a tracción del material compuesto. ....	67
<b>Tabla 3-5.</b> Ficha técnica, caso 5 a tracción del material compuesto. ....	70
<b>Tabla 3-6.</b> Ficha técnica, caso 6 a tracción del material compuesto. ....	73
<b>Tabla 3-7.</b> Ficha técnica, caso 7 a tracción del material compuesto. ....	76
<b>Tabla 3-8.</b> Ficha técnica, caso 8 a tracción del material compuesto. ....	79
<b>Tabla 3-9.</b> Ficha técnica, caso 9 a tracción del material compuesto. ....	82
<b>Tabla 3-10.</b> Ficha técnica, caso 10 a tracción del material compuesto. ....	85
<b>Tabla 3-11.</b> Ficha técnica, caso 11 a tracción del material compuesto. ....	88
<b>Tabla 3-12.</b> Ficha técnica, caso 12 a tracción del material compuesto. ....	91
<b>Tabla 3-13.</b> Ficha técnica, caso 13 a tracción del material compuesto. ....	94
<b>Tabla 3-14.</b> Ficha técnica, caso 14 a tracción del material compuesto. ....	97
<b>Tabla 3-15.</b> Ficha técnica, caso 15 a tracción del material compuesto. ....	100
<b>Tabla 3-16.</b> Ficha técnica, caso 1 a flexión del material compuesto. ....	103
<b>Tabla 3-17.</b> Ficha técnica, caso 2 a flexión del material compuesto. ....	106
<b>Tabla 3-18.</b> Ficha técnica, caso 3 a flexión del material compuesto. ....	109
<b>Tabla 3-19.</b> Ficha técnica, caso 4 a flexión del material compuesto. ....	112
<b>Tabla 3-20.</b> Ficha técnica, caso 5 a flexión del material compuesto. ....	115
<b>Tabla 3-21.</b> Ficha técnica, caso 6 a flexión del material compuesto. ....	118
<b>Tabla 3-22.</b> Ficha técnica, caso 7 a flexión del material compuesto. ....	121
<b>Tabla 3-23.</b> Ficha técnica, caso 8 a flexión del material compuesto. ....	124
<b>Tabla 3-24.</b> Ficha técnica, caso 9 a flexión del material compuesto. ....	127
<b>Tabla 3-25.</b> Ficha técnica, caso 10 a flexión del material compuesto. ....	130
<b>Tabla 3-26.</b> Ficha técnica, caso 11 a flexión del material compuesto. ....	133
<b>Tabla 3-27.</b> Ficha técnica, caso 12 a flexión del material compuesto. ....	136
<b>Tabla 3-28.</b> Ficha técnica, caso 13 a flexión del material compuesto. ....	139
<b>Tabla 3-29.</b> Ficha técnica, caso 14 a flexión del material compuesto. ....	142
<b>Tabla 3-30.</b> Ficha técnica, caso 15 a flexión del material compuesto. ....	145
<b>Tabla 3-31.</b> Ficha técnica, caso 1 de impacto del material compuesto. ....	148
<b>Tabla 3-32.</b> Ficha técnica, caso 2 de impacto del material compuesto. ....	150
<b>Tabla 3-33.</b> Ficha técnica, caso 3 de impacto del material compuesto. ....	152
<b>Tabla 3-34.</b> Ficha técnica, caso 4 de impacto del material compuesto. ....	154

<b>Tabla 3-35.</b> Ficha técnica, caso 5 de impacto del material compuesto. ....	156
<b>Tabla 3-36.</b> Ficha técnica, caso 6 de impacto del material compuesto. ....	158
<b>Tabla 3-37.</b> Ficha técnica, caso 7 de impacto del material compuesto. ....	160
<b>Tabla 3-38.</b> Ficha técnica, caso 8 de impacto del material compuesto. ....	162
<b>Tabla 3-39.</b> Ficha técnica, caso 9 de impacto del material compuesto. ....	164
<b>Tabla 3-40.</b> Ficha técnica, caso 10 de impacto del material compuesto. ....	166
<b>Tabla 3-41.</b> Ficha técnica, caso 11 de impacto del material compuesto. ....	168
<b>Tabla 3-42.</b> Ficha técnica, caso 12 de impacto del material compuesto. ....	170
<b>Tabla 3-43.</b> Ficha técnica, caso 13 de impacto del material compuesto. ....	172
<b>Tabla 3-44.</b> Ficha técnica, caso 14 de impacto del material compuesto. ....	174
<b>Tabla 3-45.</b> Ficha técnica, caso 15 de impacto del material compuesto. ....	176
<b>Tabla 3-46.</b> Propiedades mecánicas del material compuesto. ....	178
<b>Tabla 3-47.</b> Análisis de pruebas de normalidad .....	186
<b>Tabla 3-48.</b> Análisis de ANOVA para el Módulo de Elasticidad. ....	188



## RESUMEN

La presente investigación experimental se inició con la elaboración de un material híbrido de matriz de resina epóxica y refuerzo de fibra de chambira y kevlar, en base a la optimización de las propiedades mecánicas y a través del análisis bajo metodología de superficie de respuesta. El material compuesto se moldeó utilizando un método de estratificación al vacío para ser llevado a un proceso de curado a distintas temperaturas, posteriormente se llevó a cabo un proceso de corte a laser. Para el análisis se tomaron en cuenta los factores que intervinieron directamente a través del diseño de Box-Benken, orientación 1 de -45,45 y 0 grados, orientación 2 de -45,45 y 0 grados y temperatura de 60, 90 y 120 grados centígrados, con el número exacto de factores se realizó uno específico de configuración de factores y niveles, siendo válidos sus supuestos paramétricos ejecutados por el análisis de variabilidad ANOVA posterior a la ejecución de los ensayos, dando como resultado óptimo un valor predicho de una orientación 1 (-7,727 grados), orientación 2 (3,18grados) y temperatura (106 grados centígrados), presentando una deseabilidad de 0,4887 por ciento lo que permitió alcanzar valores sumamente favorables para todas sus propiedades. Palabras clave: Fibra de chambira, Fibra de kevlar, MSR, Deseabilidad, Propiedades mecánicas.

**Palabras clave:** Fibra de chambira, Fibra de kevlar, MSR, Deseabilidad, Propiedades mecánicas.

## ABSTRACT

The present experimental investigation began with the elaboration of a hybrid material of epoxy resin matrix and chambira and kevlar fiber reinforcement, based on the optimization of the mechanical properties and through the analysis under the response surface methodology. The composite material was molded using a vacuum stratification method to be cured at different temperatures, after which a laser cutting process was carried out. For the analysis, the factors that intervened directly through the Box-Benken design were taken into account, orientation 1 of -45.45 and 0 degrees, orientation 2 of -45.45 and 0 degrees and temperature of 60, 90 and 120 degrees centigrade, with the exact number of factors, a specific configuration of factors and levels was made, its parametric assumptions executed by the ANOVA variability analysis after the execution of the tests being valid, giving as an optimal result a predicted value of an orientation 1 (-7.727 degrees), orientation 2 (3.18 degrees) and temperature (106 degrees centigrade), presenting a desirability of 0.4887 percent, which allowed reaching highly favorable values for all its properties.

**Keywords:** Chambira fiber, Kevlar fiber, MSR, Desirability, Mechanical properties.

# CAPÍTULO I

## MARCO TEÓRICO

### 1.1. Antecedentes investigativos

La necesidad de una base de datos adicionales y similares al tema de investigación ha generado una revisión a fondo de temas similares tales como materiales compuestos ya estas son independientes de la fuente de investigación tales como artículos científicos, revistas y en el repositorio de la Universidad Técnica de Ambato en donde se consigue varios datos de interés que serán importante analizar.

Para Wei Chen y Qian Xinming [1], el resultado del espectro de absorción UV indicó que la absorbancia UV del sol contenido en PEG era mucho mejor que el de sol sin PEG. Además, TiO<sub>2</sub> películas delgadas con un espesor de aproximadamente 300 nm pueden ser uniformemente recubierto en las fibras de Kevlar bajo condiciones ultrasónicas.

Los resultados de la medición mecánica mostraron que, después de exponerlo a la luz ultravioleta durante 160 h, las fibras no recubiertas se convirtieron en polvo, mientras que el 37,5 por ciento de resistencia y el 41,2 por ciento de la extensión de la rotura aún permanecía para las fibras recubiertas de TiO<sub>2</sub>. El rendimiento mecánico de las fibras recubiertas de TiO<sub>2</sub> son mucho mejores que las no recubiertas durante el período de exposición a los rayos UV, lo que demostró que la durabilidad ultravioleta de las fibras de Kevlar puede ser mejorado significativamente al recubrir una película delgada de TiO<sub>2</sub>.

Para Wang Shuang y Wu Zelin [2], la fibra híbrida Zylon-Kevlar-Zylon puede reforzar eficazmente el imán 100 pulsos, la fuerza del aro de la fibra apenas se degrada. La mayoría de las fuerzas de Lorentz son resistidas por compuesto de Zylon / epoxi mientras que el compuesto de Kevlar / epoxi es efectivo en la prevención de los movimientos de cizallamiento debidos al pozo y sus propiedades de impregnación entre el tejido Kevlar y el epoxi. La resistencia ultima a la tracción (UTS) de la fibra híbrida Zylon-Kevlar-Zylon se prueba como 4.98 GPa a través de la prueba de explosión de imán pequeño, que cumple los requisitos de tensión del imán de 100

pulsos. En el siguiente paso, el método de refuerzo de fibra híbrida se utilizará para más pulsaciones. imanes.

El estudio realizado por Bingili [3], la adición de nano-alúmina en la fracción adecuada mejora la resistencia a la tracción del tejido compuesto, que indican la fuerza de unión entre las fibras y la resina de matriz se mejoran debido a la adición de nano-alúmina.

Para Maheswaran y Velmurugan [4], la diferencia en la magnitud del módulo elástico a lo largo y ancho de la orientación de la fibra es de 417 MPa. También el módulo elástico es dominante al largo de la orientación de la fibra del espécimen de tracción. De manera similar, la magnitud de la tensión crítica y el factor de intensidad es dominante a lo largo de la fibra y a su vez la orientación de la muestra de TC.

La información presente en el artículo de Mo Yang y Lang Lijun [5], la pulpa de Kevlar tratada a bajas temperaturas se aplica plasma, NCF y pulpa de madera blanda para preparar un nuevo papel aislante compuesto con baja permitividad relativa, baja pérdida dieléctrica, buena mecánica y propiedades termales. La constante dieléctrica y la pérdida de papel compuesto con 20% de pulpa de Kevlar, 10% NCF y 70% La pulpa de madera blanda fue 29,6% y 43,2% menor que la del papel convencional compuesto por pulpa pura de madera blanda.

Para Madara Sahith y Selvan Pon [6], un extenso estudio de la literatura del filo de corte por chorro de agua abrasivo de mecanizado y materiales compuestos híbridos se realizó primero en entender los avances recientes y desafíos que enfrentan en las propiedades de mecanizado dentro de la industria. Se fabricó una nueva clase de compuesto epoxi reforzado con fibra de kevlar / yute utilizando el método de colocación manual para abordar las aplicaciones de maquinabilidad a gran escala.

Se realizó el diseño de experimentos (DOE) a través del Enfoque Taguchi y el análisis de los modelos estadísticos mediante Análisis de varianza (ANOVA) utilizando Minitab 2018. Se llevaron a cabo varios experimentos variando la presión del agua, la velocidad transversal, la distancia de separación, el caudal másico de partículas abrasivas para el material compuesto de Kevlar y Kevlar / yute hibridado. Se encontró que el caudal másico abrasivo y la distancia de separación tienen un efecto adverso sobre la rugosidad de la superficie.

Para Silva Erika [7], las probetas de cada material compuesto para las pruebas de mecanizado (ranurado y taladrado), se realizaron bajo las mismas fracciones volumétrica 70% matriz y 30% de refuerzo, fabricadas por estratificación manual.

Para Pérez Evelyn [8], mediante el análisis de los resultados empleando la metodología de superficie de respuesta, se determina la condición óptima en el que se obtiene la mejor calidad superficial del material compuesto; el mismo que se genera al emplear los siguientes factores: velocidad de husillo de 468.63 rpm, velocidad de corte de 14.72 m/min, velocidad de avance de 337.28 mm/min, resina epoxi y broca CERIN 118 Ø10.

Para Chiliza William [9], con los ensayos de tracción, flexión e impacto, se obtuvo las propiedades mecánicas, mediante la aplicación de las normas ASTM D3039/D3039M, ASTM 7264/D7264M y la ASTM D5628 respectivamente, obteniendo en total 50 resultados individuales por los 10 tratamientos generados para realizar la optimización (DOE-Mezclas)

Para Cando Luis [10], la estratificación a compresión por ajuste mecánico normal permitió obtener una buena compactación entre la matriz y el refuerzo, estableciéndose así una superficie uniforme en el material compuesto, además, para mejorar la absorción entre la matriz y el refuerzo siempre será necesario ubicar una capa inicial de resina para eliminar la existencia de porosidad y espacio vacíos propios de la cascarilla.

## **1.2. Marco Teórico**

### **1.2.1. Materiales Compuestos**

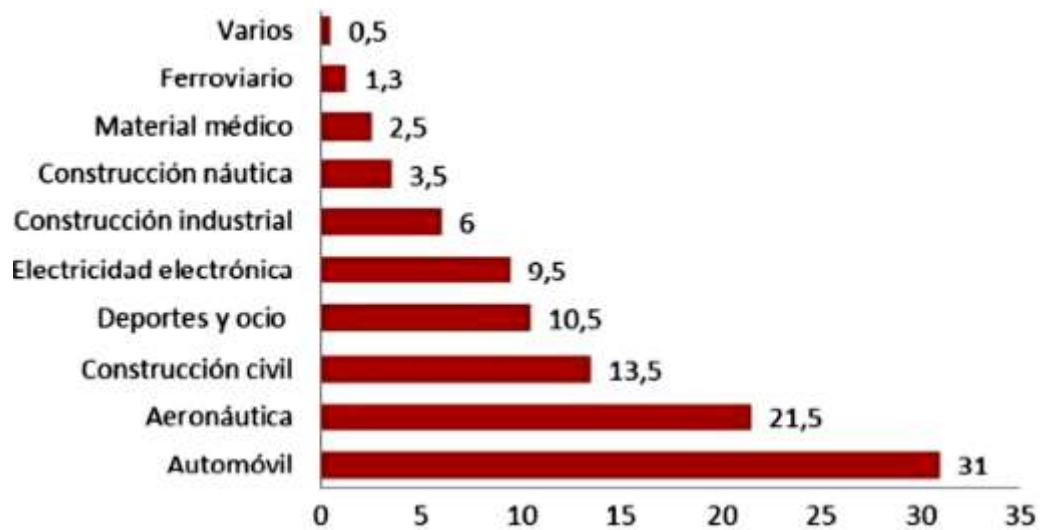
Este tipo de materiales nacen por la unión de varios materiales, para dar así una mejora en sus propiedades, ya que es muy beneficioso para la creación de nuevos tipos de materiales compuestos debido a la aplicación de una solución de parte al problema medioambiental que agrava la condición del planeta. Estos materiales están diseñados de tal forma que se aplica una matriz independiente, y se le aplica un refuerzo tales condiciones ayudan en las propiedades de [11]:

- Rigidez
- Durezas

- Peso
- Resistencia
- Rendimiento a altas temperaturas
- Resistencia a la corrosión
- Conductividad

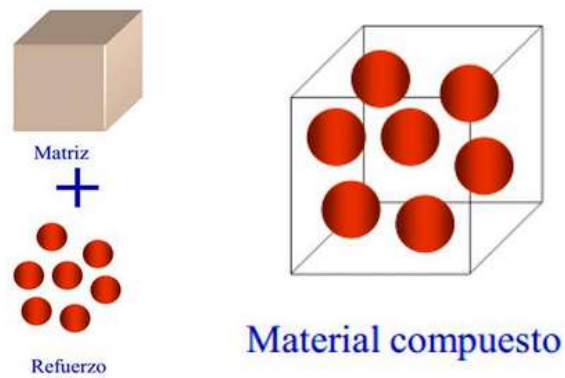
Los campos aplicables de los materiales compuestos son la aeronáutica, en sectores navales respecto a usos militares, en sectores energéticos y actualmente se da aplicaciones en el campo automotriz, ingeniería metalúrgica y mecánica [11].

En la figura 1-1 visualiza la aplicación de los materiales compuestos en la industria.



**Figura 1-1.** Aplicabilidad de materiales compuestos [11]

La conformación de los materiales compuestos, está basando principalmente en la mezcla de una matriz equivalente a la base de este material, mientras que el refuerzo como su nombre mismo dice, brinda mejor resistencia por medio de estas bifurcaciones y segmentos [12]. En la siguiente figura 1-2 se visualiza completamente la composición del material compuesto.

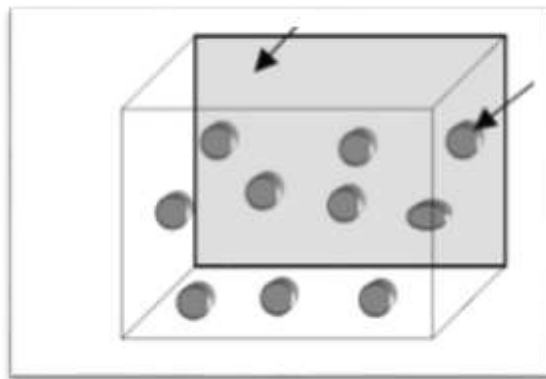


**Figura 1-2.** Material compuesto [12]

### 1.2.1.2. Matriz

La matriz es un componente que brinda soporte al refuerzo a su vez permite mejorar sus propiedades físicas y químicas. Es la principal responsable de transmitir los esfuerzos al refuerzo. En sus varias funciones adicionales se encuentran proteger y brindar cohesión al material, y actúa como ligante de estos [11].

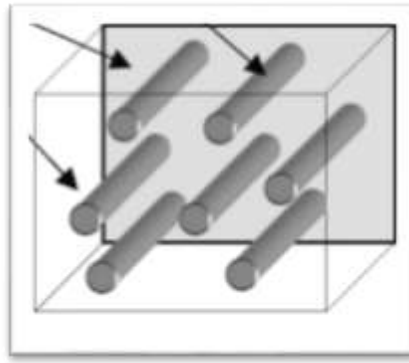
En la siguiente figura 1-3 se aprecia tal parte, del material compuesto.



**Figura 1- 3.** Matriz [12]

### 1.2.1.3. Refuerzo

El refuerzo concierne principalmente a la fase con un carácter discreto y este posee un factor que influye de gran manera en la geometría por lo que define las propiedades mecánicas del material que está realizándose [11].



**Figura 1-4.** Refuerzo [12]

### 1.2.2. Clasificación de los materiales compuestos

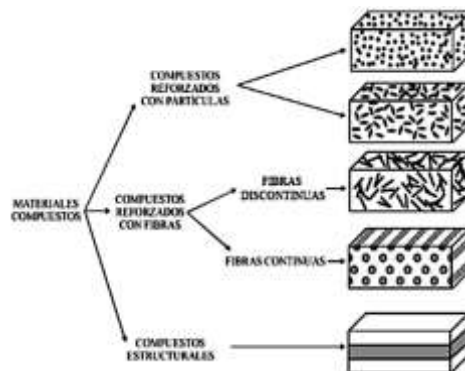
Existe una clasificación que se deriva a los tipos de matriz estas en sí son las siguientes [13]:

- Matriz cerámica
- Matriz metálica
- Matriz Polimérica

Adicionalmente dependiente del tipo de refuerzo ente estas se encuentran:

- Reforzados con partículas
- Reforzadas con fibras
- Reforzadas Estructurales

En la figura 1-5 se puede apreciar de mejor manera la clasificación de los materiales compuestos.



**Figura 1-5.** Tipos de materiales [14]



### 1.2.3. Interfaz

La interfaz dentro del área de materiales compuestos está conformada principalmente por el refuerzo anclado fuertemente a una matriz, si se da esta condición se considerará una interfaz optima caso contrario será una mala interfaz, por lo que genera problemas con el material al momento de adquirir sus propiedades mecánicas [11][14].

La condición principal para que el refuerzo pueda dañar a la matriz es que la misma se encuentre en estado líquido, debido a esto la aplicación correcta será dependiente de las propiedades de la matriz de extenderse sobre una superficie sólida, generando todos los cambios estructurales para mantener sus características físicas y químicas.

### 1.2.4. Matrices poliméricas

Las matrices poliméricas son ampliamente utilizadas, esto debido a su bajo costo de adquisición y como mayor ventaja es su amplia aplicabilidad, como su contraparte estas no soportan altas temperaturas, en su mayoría es aplicada a reforzamiento con fibras naturales o sintéticas, independientemente de su naturaleza en su mayoría brindan materiales compuestos de calidad y amplia aplicabilidad [13].

Como base de los polímeros se refieren a los enlaces químicos covalentes simples. Las moléculas pequeñas que dan origen a los polímeros se llaman monómeros, esto a principales rasgos de la amplia gama de clasificación de los polímeros, estos pueden encontrarse clasificados de la siguiente manera.

**Tabla 1-1.** Clasificación de las matrices poliméricas [15]

Resina	Clasificación
Termoplásticos	Polipropileno (PP)
	Poliamidas (PA)
	Policarbonatos (PC)
	Poliésteres Saturados (PET, PBT)
	Poliacetales (POM)
	Polietetetercetonas (PEEK)
	Polimeros fluorados (PF)
Termoestables	Polesteres Insaturados (UP)
	Poliepoxicos (EP)
	Poliamidas (PI)

Elastómeras	Poliesterilpirioínas (PSP)
	Fenoplastos (PF)
	Poliuretanos (PU)
	Siliconas (SI)

#### 1.2.4.1. Matrices termoestables

Estas matrices se refieren al polímero que se funde al estar en contacto con el suministro de calor, es decir que no pasan a estado líquido por lo tanto no son remodelados. Presentan varios inconvenientes tales como carbonización en el molde, donde se encuentran, esto al someterlo a altas temperaturas[16].

Estos polímeros gracias a su estructura molecular tienden a ser entrecruzados por lo que se encuentran sumamente rígidos.

En el mercado su aplicación suele ser variable, pero los más aplicados se encuentran: Resina epoxi, poliéster, viniléster, urea-formaldehído.

En la tabla 1-2 se aprecia cada resina con su respectiva descripción:

**Tabla 1-2.** Tipos de resinas [16]

Resinas	Características
<b>Poliéster</b>	Utilizado ampliamente en aplicaciones comerciales, de bajo costo y flexibilidad en el procesamiento. empleada con bajas temperaturas
<b>Viril éster</b>	Similar al poliéster, pero con mejores propiedades mecánicas y mayor resistencia a la humedad y al fuego. Son de elevado costo.
<b>Epóxicas</b>	Son costosas, de alto rendimiento, usadas primordialmente con compuestos de fibra continua. Tiene mejor rendimiento a temperaturas elevadas que el poliéster y el viril.
<b>Bismaleimidias</b>	Usadas a temperaturas de 135-177°C. Requieren post-curado a elevadas temperaturas
<b>Poliamidias</b>	Resinas usadas a muy altas temperaturas con un rango de 280-316°C. difíciles de procesar.
<b>Fenólicas</b>	Resinas de alta temperaturas. usadas en aeronaves. La resistencia al fuego es excelente. Son difíciles de procesar.
<b>Esteres cimato</b>	Son matrices versátiles que ofrecen elevadas resistencias. dureza. propiedades eléctricas y baja absorción de humedad. Fueron creadas para competir con las bismaleimidias. Son empleadas en la fabricación de antenas. misiles y microelectrónica.

En la tabla 1-3 se presenta a estas matrices termoestables, pero con la condición de temperatura en cada una de ella se aprecia una clasificación donde se requiere de varios tipos de temperatura.

**Tabla 1-3.** Temperatura de las resinas [17]

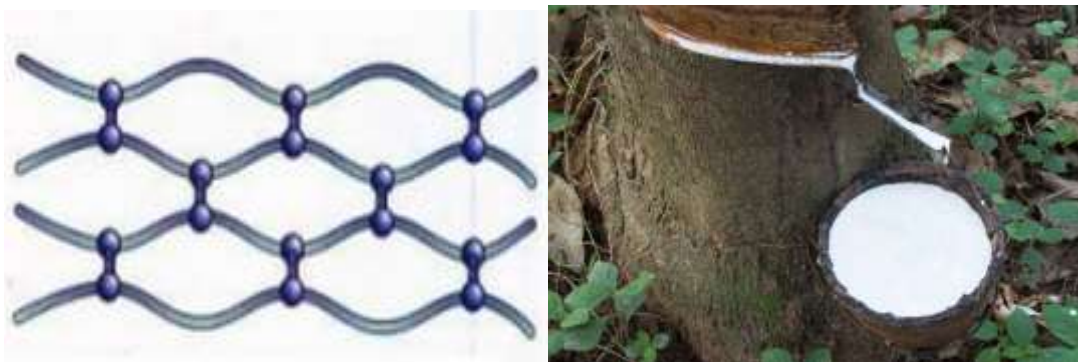
<b>BAJAS TEMPERATURAS</b>	Isoftálica Poliéster. Ortoftálica
<b>MEDIAS TEMPERATURAS</b>	Viniléster, Epoxi
<b>MEDIAS-ALTAS TEMPERATURAS</b>	Fenólica
<b>ALTAS TEMPERATURAS</b>	Bismaleimida, Poliimida Esteres cianato, Polieteramida

#### 1.2.4.2. Matrices elastómeras

Estas matrices se refieren a polímeros que tienen alta flexibilidad en las cadenas de moléculas en estas tienen libertad de movimiento, estas poseen doble enlace en sus cadenas, su compartimento es denominado como-elásticos, sus propiedades radican en que son infusibles e insolubles pero hinchables. Los más comunes y aplicables en la industria son los siguientes[12]:

- Caucho natural
- Caucho sintético

En la figura 1-6, se visualiza la cadena y la resina correspondiente a este hecho:



**Figura 1-6.** Matrices elastómeras

#### 1.2.4.3. Resina poliéster

Esta resina es ampliamente utilizada en materiales compuestos, esto representando el 75% del total de resinas, es ocupada en la industria automotriz y la marina debido a su resistencia a la corrosión y peso comparado con la mayoría de los metales. Esta resina es un poliéster insaturado es un termoestable [17].



**Figura 1-7.** Resina poliéster [17]

Este tipo de resinas se utiliza en la fabricación de elementos de aviones debido a sus excelentes propiedades mecánicas y a su resistencia ante la degradación ambiental, ampliamente ocupada en embarcaciones debido a su resistencia a la degradación de agua. Además, es utilizada como recubrimiento, en pinturas y en el área eléctrica es ocupada como aislante eléctrico.



**Figura 1-8.** Resina poliéster canoa

Entre las propiedades que estas poseen se encuentran bajo peso, baja densidad. Entre las ventajas en la ingeniería, es utilizada en el área de construcción, la resina poliéster es muy accesible debido al costo accesible que tiene este tipo de resina.

Cabe destacar que las resinas poliéster regularmente son metidas en cámaras de temperatura como proceso de post curado, esto con el fin de eliminar el estireno que se genera durante proceso de secado y así mejorar el rendimiento del material. Es recomendable someter a este proceso para que el material cumpla con su proceso [12][17]

#### **1.5.4.4. Resina epóxica**

Este tipo de resina es utilizada en la industria de la construcción, son denominados polímeros termoestables, son ampliamente utilizadas debido a sus propiedades físicas y mecánicas comparadas con las resinas poliéster y vinilester, En la tabla 1-4 se visualiza las propiedades de estas resinas, respecto a otras que podemos encontrar en el mercado [12][17].



**Figura 1-9.** Conjunto resina Epoxi

Tabla 1-4. Resina epoxi vs Resinas [7]

Propiedad	Matriz				
	Poliéster Insaturado	Resina Epoxi	Resina Fenólica	Resina Viniléster	Resina Polimida
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	1,17-1,26	1,17-1,25	1,25-1,3	1,17-1,25	1,27-1,42
Alargamiento (%)	< 3	6-8	< 3	3,5-7	6-10
Fluencia	Muy baja				
Temperatura de Moldeo (°C)	T <sub>amb</sub> hasta 180	T <sub>amb</sub> hasta 170	150-190	T <sub>amb</sub> hasta 175	≥ 350
Temperatura de Reblandecimiento	80 - 160	80 - 130	100 - 150	100 - 150	260
Propiedades reológicas	Muy buenas				Función de la resina
Calor de reacción	Reacción exotérmica dependiente de la geometría de la pieza				
Contracción de fraguado (%)	6 - 10	1 - 3	0,5 - 1,5	0,1 - 1	0,5 - 0,7
Contracción posterior (%)	Hasta 3	Prácticamente ninguna	Hasta 0,4	Hasta 1	Casi ninguna
Resiste a:	Agua, soluciones acuosas, fuel, gasolina	Alcohol, gasolina, benzol, aceites y grasas	Alcohol, gasolina, benzol, aceites y grasas	37% HCl, ClO <sub>2</sub> , agua salina, alquitranes	-
No resiste a:	Agua hirviendo, ácidos y lejías, benzol y alcohol	Agua hirviendo, ésteres, ácidos y bases, cetonas.	Ácidos y bases concentradas	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> al 75%, NaCl al 6%, NaOH al 15%, agua hirviendo	-
Inflamabilidad	No autoextinguible	Difícilmente inflamable, después arde	Difícilmente inflamable	No autoextinguible	-

Estas resinas se presentan en forma líquida tipo viscosa ya que pueden convertirse en material sólido por medio de endurecedores que vienen conjuntamente en el kit de resinas. La ventaja principal de este tipo de resinas epoxi, es que las reacciones durante el proceso de curado no son muy exageradas por lo que la contracción será mínima o menor en comparación a otras resinas del mercado.[18]

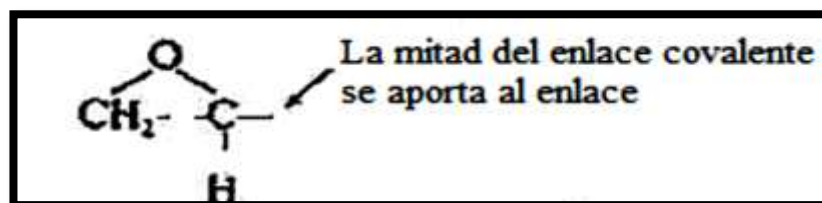


Figura 1-10. Resina epoxi enlace covalente [19]

La resina epoxi suele ser más ventajosa que el poliéster, pero en contraste presenta un proceso de curado lento, por lo que en esta resina es necesario esperar dos horas para que cambie de su estado gelatinoso. La parte química radica en que la resina epoxi contiene un átomo de oxígeno unido a dos átomos de carbono[12].

Poseen un color característico como ámbar o marrón, la temperatura de curado se encuentra desde los [5 y 150] °C, este intervalo cambia dependiendo del agente de curado. Si la viscosidad de estos productos es muy elevada debe obligarse a darse un proceso post curado. En la tabla 1-5 se visualiza las propiedades de la resina epoxi en comparación al poliéster, presentes en los mercados nacionales.

**Tabla 1-5.** Comparación de resinas epoxi vs poliéster [9]

Propiedad	Resina epoxi	Resina poliéster
Densidad $g/cm^3$	[ 1,1-1,4]	[ 1,2-1,5]
Módulo de Young $GN/m$	[3-6]	[2-4,5]
Relación de Poisson	[0,38-0,4]	[0,37-0,39]
Resistencia a la tracción $MN/m^2$	[35-100]	[40-90]
Elongación a la ruptura %	[1-6]	2
Temperatura de distorsión por calor °C	[50-300]	[50-110]
Contracción de curado %	[1-2]	[4-8]

### 1.2.5. Tipos de resina Epóxica

Este tipo de resina se caracteriza principalmente por su alta efectividad ya que mantiene propiedades para ser aplicadas en diferentes superficies debido a rigidez y estabilidad. [16].

#### 1.2.5.1. Resina epoxi a base BISFENOL-A

Esta resina es la más utilizada en el campo industrial esto gracias a su gran versatilidad, la estructura de este tipo de resina está en hipoclorhidrin y el bisfenol a conformando su estructura molecular. Se presentan en forma líquida, semisólida o sólida, esto variando su peso molecular [19].

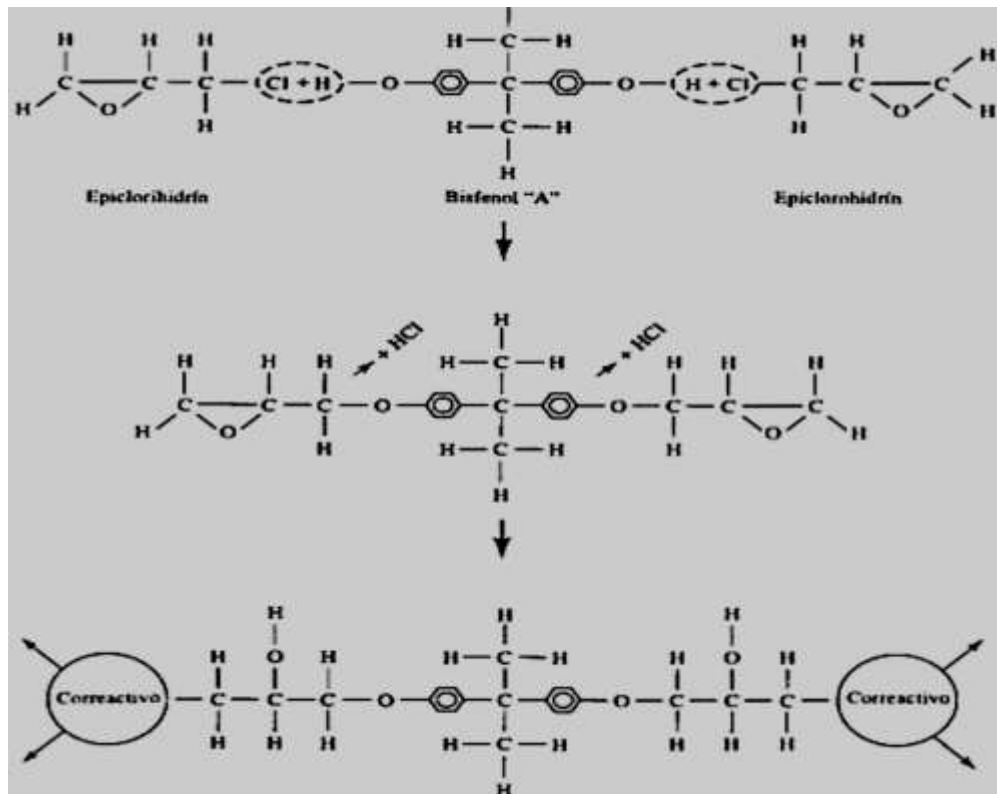


Figura 1-11. Estructura química R.B.A.[20]

### 1.2.5.2. Resina epoxi a base BISFENOL F Y/O NOVOLAC

Esta resina contiene mayor entrecruzamiento de las uniones de sus moléculas por lo que esto le permite una mejora de sus propiedades mecánicas y químicas a su vez en sus resistencias térmicas, es ocupada en materiales compuestos y con frecuencia se le da un curado con aminas aromáticas o anhídridos [11].

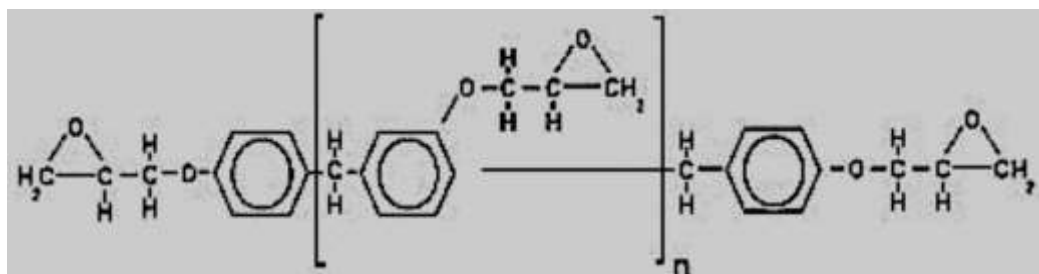
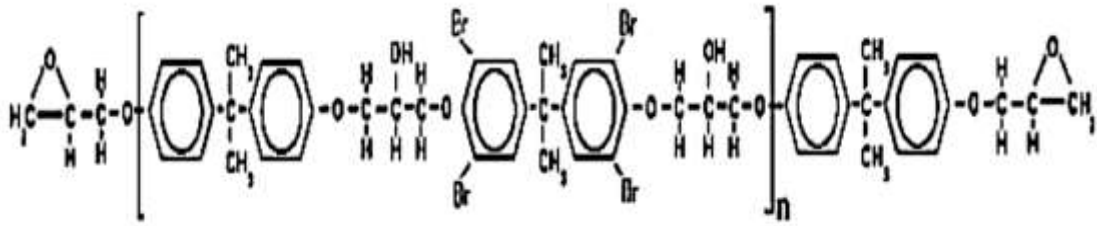


Figura 1-12. Estructura química R. Novolac [11]

### 1.2.5.3. Resina epoxi bromadas

Este tipo de resinas Epoxi se derivan a la combinación de epichlorhidrina y tetrabromobisfenol. Estas moléculas de bromo le ayudan a la resina dando la propiedad de autoextinción, una propiedad muy importante y eficaz en muchos casos [16].

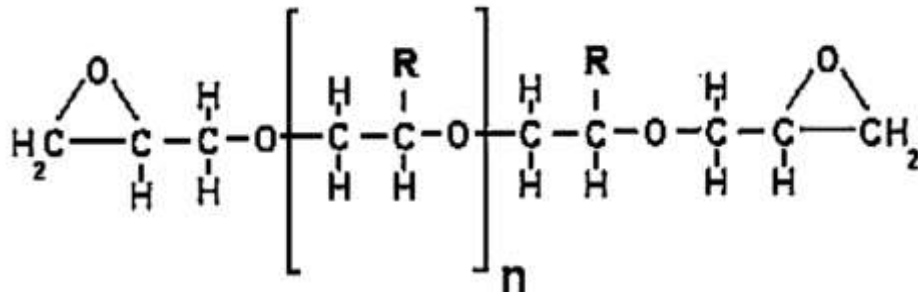




**Figura 1-13.** Estructura química R. Bromada

#### 1.2.5.4. Resina epoxi flexibles

Este tipo de resina epoxi se las cataloga en flexibles debido a que tienen cadenas lineales largas de poliglicoles ramificadas sustituyendo directamente a los bisfenoles en la estructura química debido a esto da una elasticidad. Estas resinas suelen ocuparse en elementos que necesiten una resistencia al impacto [11].



**Figura 1-14.** Estructura química R. flexible [11]

#### 1.2.6. Proceso de curado de la resina epoxica

Es un requisito esencial al momento de generar un material compuesto para esto el curado se debe tomar en cuenta los estados de líquido a sólido, este cambio debe darse en un tiempo muy tardío por lo que para acelerar este fenómeno se añade algunos químicos como catalizadores y aceleradores ya que estos agentes permiten reducir drásticamente el tiempo de este proceso.

Estos químicos mencionados tales como aceleradores se basan en peróxidos orgánicos, y deben ser ocupados según la necesidad de uso, debido a que, si se ocupan de manera incorrecta generan problemas a la salud y piezas mal generadas [11].



**Figura 1-15.** Acelerador [11]

En ausencia de un catalizador se mostraría una reacción incompleta, caso contrario el catalizador podría generar algo diferente a lo que se busca, la mala adición de los mismos causa que las propiedades mecánicas sean inferiores.

### **1.2.7. Refuerzo con fibras**

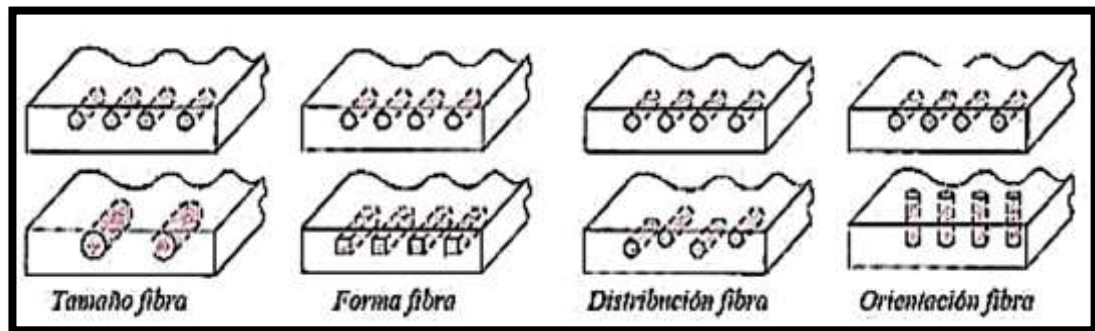
Las fibras son necesarias para el refuerzo de un material compuesto, esto debido a que mejoran las propiedades mecánicas y físicas del componente a su vez ayudan con la resistencia a la fatiga manteniendo una baja densidad.

Los principales parámetros que se deben tomar en cuenta son la orientación y su grosor ya que brindan la resistencia específica y módulo específico, que corresponden respectivamente a las relaciones entre la resistencia a la tracción y el peso específico y entre el módulo de elasticidad y el peso específico [12].

Los materiales compuestos varían según el eje geométrico o a su vez al plano que están siendo constituidos. Debido a que el material compuesto presenta un comportamiento isotrópico, esto se genera una complicación al momento de tener la orientación de la fibra.

Una aplicación de las fibras en los materiales compuestos es por medio de la orientación de estas en la dirección en la que se dará una mayor carga, con esto se incrementa la eficiencia del refuerzo, en el material, siendo más resistente y tenaz.

En la figura 1-16 se dispone a visualizar los parámetros de las fibras como refuerzos en materiales compuestos.



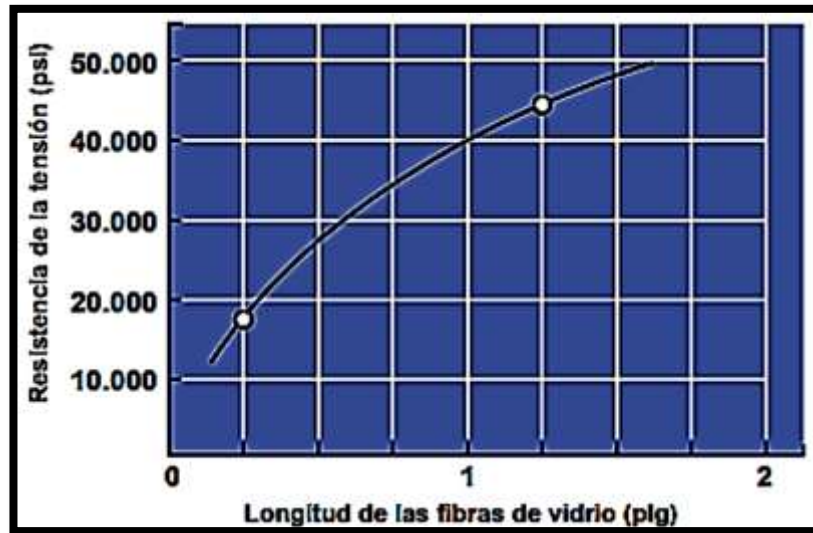
**Figura 1-16.** Orientación de fibras [12]

### 1.2.7.1. Longitud y diámetro de fibras

Independientemente de la longitud de las fibras esto dependiendo de su naturaleza son empleadas como refuerzo estas varían en tamaño y longitud por lo que pueden ser cortas, largas o continuas rebanadas, etc. Se las pueden dimensionar por la relación de forma  $l/d$ , cabe señalar que las fibras que normalmente se utilizan tienen diámetros de (10-150) micrones. Por medio de esta relación la resistencia mejora cuando la forma de la fibra es elevada [12].

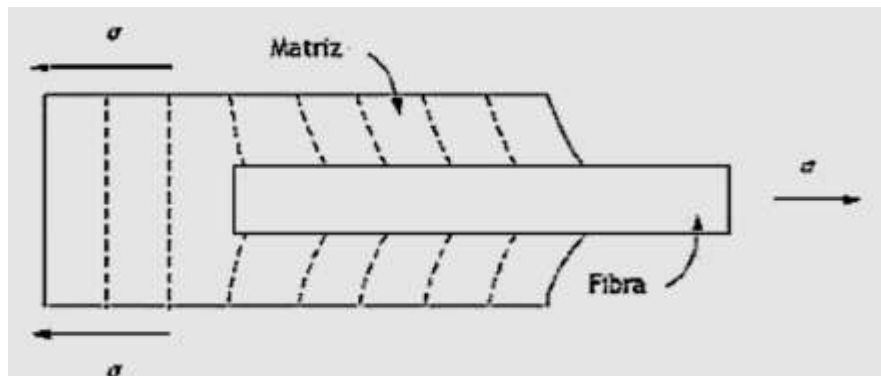
Se debe tener en cuenta que en los materiales compuestos mientras más pequeño sea el diámetro de una fibra tienen menos defectos que se producen en el proceso de aplicación de carga. Esto implica que no se fracturan las fibras en el proceso de conformación del material compuesto.

Las fibras largas son empleadas en campos industriales, esto debido a que los extremos de una fibra soportan menos carga que el resto, esta condición de si tenemos menos extremos, mayor será la capacidad de la fibra para soportar una carga a la cual se la vaya aplicar a su tiempo. En la figura 1-17 se tiene la relación de la longitud vs la resistencia a la tensión [14].



**Figura 1-17.** Longitud vs Resistencia [14]

En materiales compuestos al ser aplicado un esfuerzo de tracción, la unión fibra-matriz (a la que se haya diseñado previamente sin importar el origen de la fibra ni de la matriz) cede en los extremos de la fibra y la matriz se deforma. Por medio de la figura 1-18, se visualiza este fenómeno físico[14].



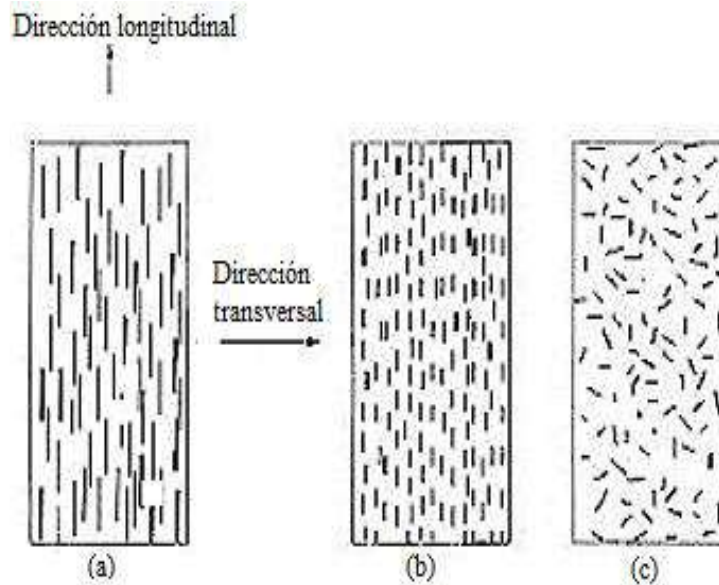
**Figura 1-18.** Fibra en material compuesto [14]

### 1.2.7.2. Cantidad y orientación de fibra

La cantidad afecta directamente a las propiedades físicas del material compuesto tal es el caso en la resistencia y rigidez, esto se puede determinar principalmente por la regla de mezclas para materiales compuestos, así se determina por la norma de fracción máxima volumétrica de fibras la cual dicta que sea un 80%, debido que si no se

encuentra en este porcentaje no cumple su función o presentara fallos en su composición inicial de material [14].

En la figura 1-19, se presenta ejemplos de este tema.



**Figura 1-19.** Dirección de fibras [14]

La orientación las fibras son un factor importante de diseño ya que estas se las puede acomodar en la matriz, está en cuestión del diseñador la orientación, pero cabe destacar que las fibras más cortas aleatorias brindan un comportamiento isotrópico, como su contraparte la orientación unidireccional de las fibras genera un comportamiento anisotrópico, por medio de esta se obtiene una buena resistencia y rigidez. En contraparte se tiene que si la carga es perpendicular a las fibras ya sea sintéticas o naturales, producirá propiedades pobres comparadas a las normales de los materiales en cuestión.

### **1.2.7.3. Eficiencia de la orientación de las fibras**

Existen factores de eficiencia que varían dependiendo de la orientación y la dirección que servirá para cálculos de diseñadores que serán indispensables para la creación de nuevos materiales compuestos [16].

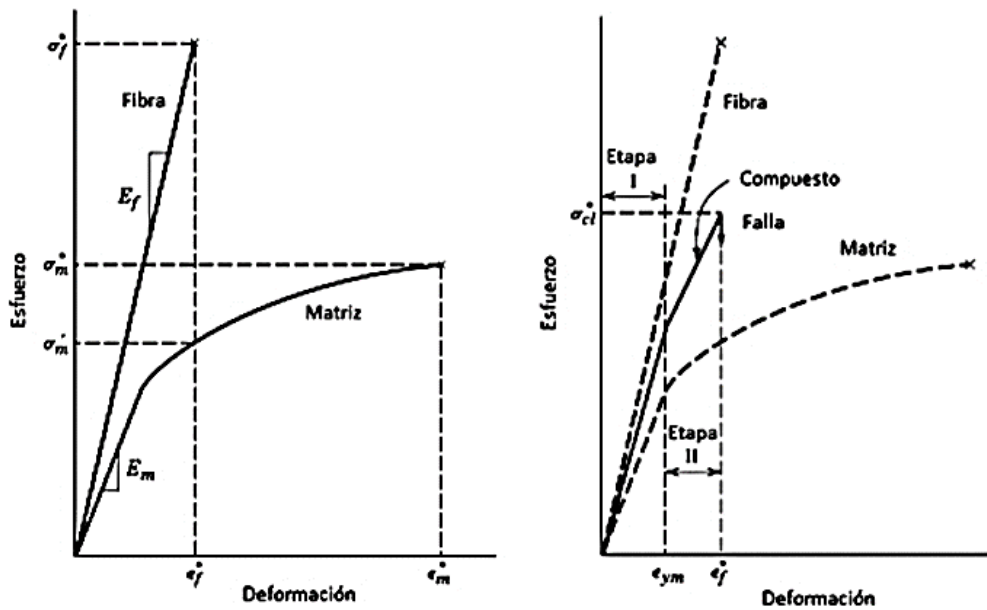
En la siguiente tabla se puede apreciar varios factores de eficiencia.

**Tabla 1-6.** Eficiencia de las fibras

Orientación de fibra	Dirección de refuerzo	Eficiencia del refuerzo
Todas las fibras paralelas	Paralelas a las fibras	1
	Perpendicular a las fibras	0
Fibras orientadas al azar y uniformemente.	Cualquier dirección en el Plano de las fibras	3/8
Fibras orientadas al azar y uniformemente distribuidas en el espacio	Cualquier dirección	1/5

**Fuente:** Autora

Gracias a los datos presentados en la tabla 1-6 se obtienen gráficas de esfuerzo y deformación de un material compuesto reforzado con fibras continuas y una distribución unidireccional, esto varían dependiendo de las propiedades y el origen de materiales unidos para generar el material compuesto, por lo que se presenta a continuación la curva esfuerzo vs deformación para un material compuesto básico, en la figura 1-20 se puede visualizar de mejor manera los diagramas antes mencionados.



**Figura 1-20.** Esfuerzo vs Deformación [14]

### 1.2.8. Fibras

Las fibras se presentan como material fino, delgado en ciertos casos, a su vez varían su diámetro y grosor, con esto se hace la implementación de nuevos materiales en la industria esto debido a la principal necesidad de buscar materiales alternativos en sustitución del petróleo y plásticos, su utilización empezó con fibras aplicándolas a un material de refuerzo en distintos tipos de materiales compuestos entre las fibras están las naturales y sintéticas que encontramos la siguiente clasificación general [21].

<b>FIBRAS NATURALES</b>	<b>VEGETALES</b> (celulosa)	De fruto y semilla	Algodón, Coco
		De tallo	Lino, Cáñamo, Bambú, Yute
		De hoja	Esparto, Sisal, Miraguano
	<b>ANIMALES</b> (proteína)	Glándulas Sedosas	Seda, Seda Salvaje
		Folículos Pilosos	Lana, Cachemire, Angora, Crin
	<b>MINERALES</b> (inorgánica)	Amianto, Metales (Oro, Plata)	
<b>FIBRAS QUÍMICAS</b>	<b>ARTIFICIALES</b>	Celulósicas	Rayones (Viscosa, Acetato), Caucho, Látex
		Proteínicas	Vegetales (Ardil), Algas (Alginato), Animales (Fibrolana)
		Metálicas	Oro, Plata, Cobre
	<b>SINTÉTICAS</b>	Policondensación	Poliamida, Poliéster
		Polimerización	Polivinilo, Poliuretano, Polipropileno

**Figura 1-21.** Clasificación general fibras [15]

#### 1.2.8.1. Fibras naturales

Con respecto a las fibras naturales son en sí de celulosa, hemicelulosa, lignina, pectina y otra conformación de cerosas [22].

Las aplicaciones varían desde la utilización de refuerzos en materiales compuestos, esto al estar expuestas al unir una matriz polimérica. Las fibras naturales al ser fácil de conseguirlas son de bajo costo, por lo que son ocupadas de mejor manera en el campo industrial, se sabe en base a varios materiales compuestos que al estar mezcladas con las resinas brindan unas buenas propiedades de los materiales compuestos [23].

Se sabe que las propiedades de fibras sintéticas como el vidrio, arámida y carbono, son equivalentes de gran medida a las naturales en ejemplos se encuentran el yute, algodón, coco, etc.

### 1.2.8.1.1. Clasificación de las fibras naturales

La clasificación general de las fibras naturales se manifiesta de la siguiente manera: fibras de origen vegetal, animal y mineral [23].

En la figura 1-22 se puede apreciar la clasificación por medio de un mapa conceptual.

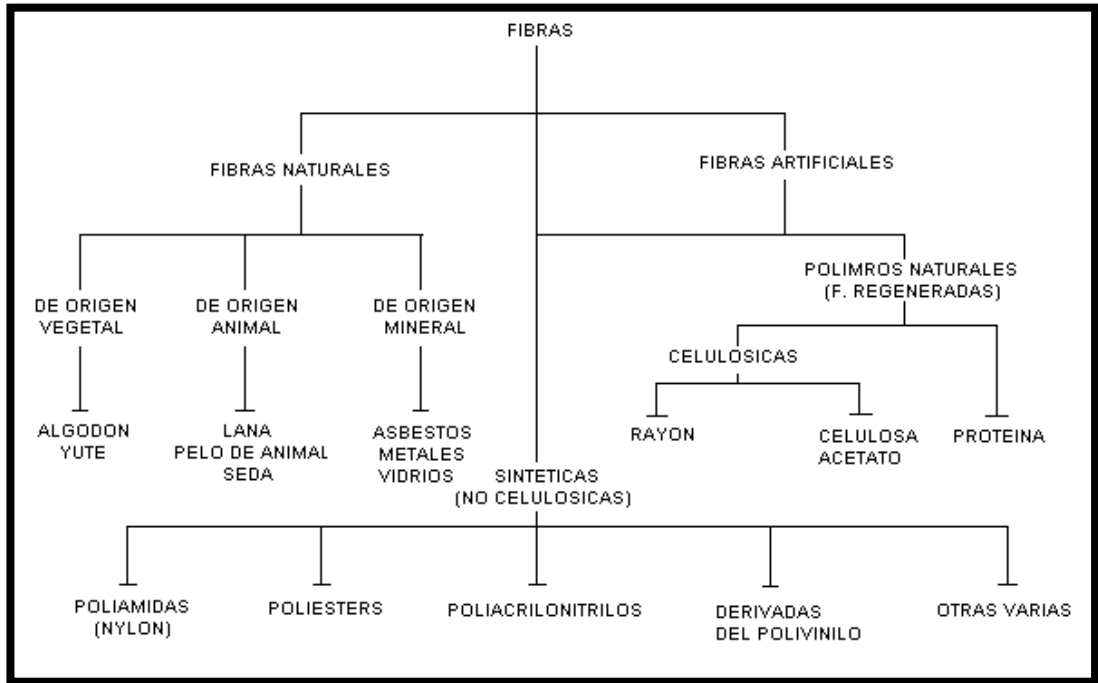


Figura 1-22. Mapa conceptual de fibras naturales [23]

### 1.2.8.1.2. Fibras de origen vegetal

Estas como su nombre lo indica, provienen de restos de plantas y árboles, incluyendo frutos de los mismos, un ejemplo práctico sería las fibras de coco y algodón, muy utilizados en industria textil. Mientras se pueda aprovechar de mejor manera es recomendable revisar el diámetro y grosor de las fibras para tratar de diseñar nuevos materiales, en respuesta al cambio climático [23].





**Figura 1-23.** Fibra-Algodón [24]

#### **1.2.8.1.3. Fibras de origen animal**

Provenientes principalmente de glándulas sedosas o folículos pilosos, con esto abarcan pelos de animales domésticos y salvajes, con los que son posibles empelarlas de formas textiles, así mismo un claro ejemplo de este tipo de fibra es el cabello humano ya que es posible aplicarla para este fin [24].



**Figura 1-24.** Fibra animal [24]

#### **1.2.8.1.4. Fibras de origen mineral**

Estas fibras son artificiales debido a la intervención del hombre es decir que se realizan fibras utilizando la materia inorgánica, son ocupadas principalmente como aislantes térmicos y acústicos. Entre ejemplos se encuentran la fibra de vidrio, la lana de vidrio, de roca y de escoria [24].



**Figura 1-25.** Fibra de vidrio [24]

### **1.2.9. Proceso de extracción de fibras naturales**

Mediante este proceso se logra separar las fibras naturales presentes en los elementos ya mencionados, en este proceso se debe ser cuidadoso para no dañar el material orgánico, Por medio de métodos químicos, mecánicos se han logrado evitar dañar estas fibras, ocupándolo de mejor manera [24].

#### **1.2.9.1. Proceso mecánico**

Este método es ocupado de forma manual o a su vez por medio de los llamados molinos, en los que se aplican partes de banano, coco, etc. Los molinos son ocupados en grandes empresas como la caña de azúcar, cáñamo y el yute, este método es ineficiente ya que hay daños en las fibras de estos restos orgánicos [24].



**Figura 1-26.** Molino de azúcar [24]

#### **1.2.9.2. Proceso biológico**

Ocupada de mejor manera, en laboratorios adaptando grandes cantidades de agua, para lograr este cometido, por medio de enzimas provenientes de bacterias principalmente,

se aplica a los restos orgánicos y se las descomponen en un lapso de tiempo de 2 a 3 semanas, esto varía dependiendo de la humedad, y la temperatura ambiente, además que brinda una buena calidad en las fibras, su desventaja es el tiempo de acción [24].

Este proceso naturalmente se da por la descomposición natural de los árboles y plantas, pero debido al tiempo que ocupan es mejor realizarlo de una manera coordinada.



**Figura 1-27.** Fibra en descomposición natural [24]

### **1.2.9.3. Proceso químico**

Este proceso se compone principalmente en métodos químicos como reacciones que rompan los enlaces covalentes que unen la hemicelulosa, de la cual se aplican solventes, es un proceso más técnico y más costoso en términos monetarios, además de que debe ser supervisado para tener buenos resultados [24].

### **1.2.10. Moldeo del material compuesto**

Las distintas formas que se pueden conformar un material compuesto, debido a los distintos procesos ya disponibles dependiendo de la necesidad del usuario, además de las fibras y resinas disponibles [25].

#### **1.2.10.1. Estratificación manual**

La forma más sencilla y practica de generar un material compuesto, no requiere muchos elementos adicionales, como presiones excesivas o alta maquinaria, pero en comparación de otros procesos, este adopta las propiedades físicas, químicas, en el proceso de curado [26].

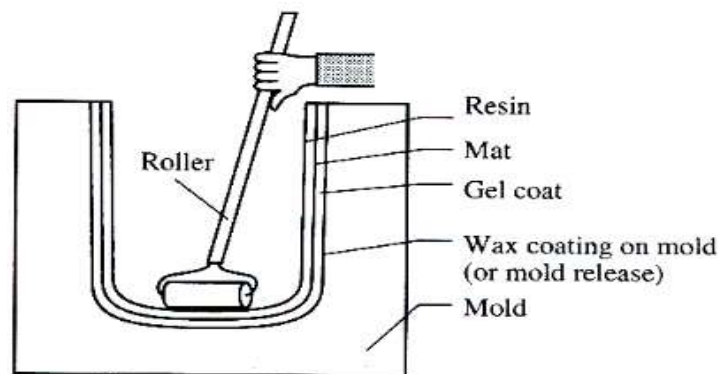
El proceso consiste en:

Primer paso: Colocar en el molde un agente desmoldante, para que al finalizar el proceso no se pegue con el molde.

Segundo paso: Aplicar “Gelcoat” por medio de brochas o un rodillo en el molde.

Tercer paso: Consiste el pre-curado en esto se debe poner capas sobre capas de material de refuerzo (independientemente de cuál sea) y debe colocarse el acelerador sobre cada una de las capas conformadas.

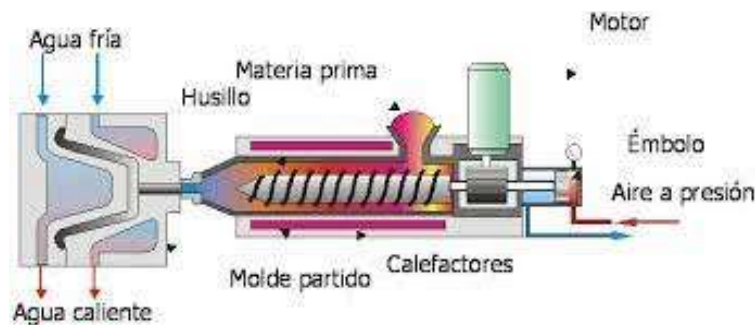
Paso final: A temperatura ambiente, se mantiene la probeta hasta que logre secarse por completo, después de esto con el cuidado necesario, se sacara el material compuesto.



**Figura 1-28.** Estratificación manual [26]

### 1.2.10.2. Moldeo por inyección

Este tipo de conformación de materiales se dan por inyección en caliente de materiales plásticos, poliméricos, conformando con fibras que son cortas, la presión es elevada para después dejarlo secar o un post curado, para que adquiera mejores propiedades mecánicas y químicas [27].



**Figura 1-29.** Estratificación por inyección [27]

### 1.2.10.3. Pultrusión

Un proceso que se basa en una máquina para el conformado a través de esta se da material con fibras que son bañadas en resina, por medio de esta se da calor y presión para conformarla, al final se da curados parciales o totales [27].

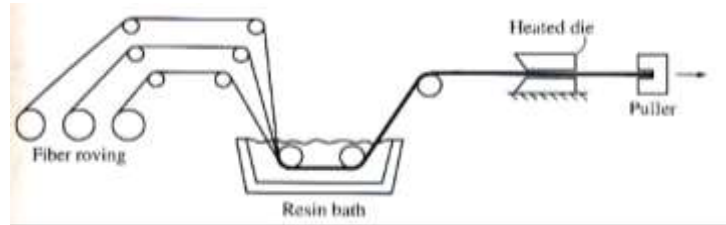


Figura 1-30. Sistema de pultrusión

### 1.2.10.4. Moldeo por prensado en frío

Un proceso que se caracteriza por la utilización de un molde, en donde claro esta se le da calor a la misma, por lo que está a presión, su proceso se da por empapan con resina, y se le permite una compresión por el molde [27].

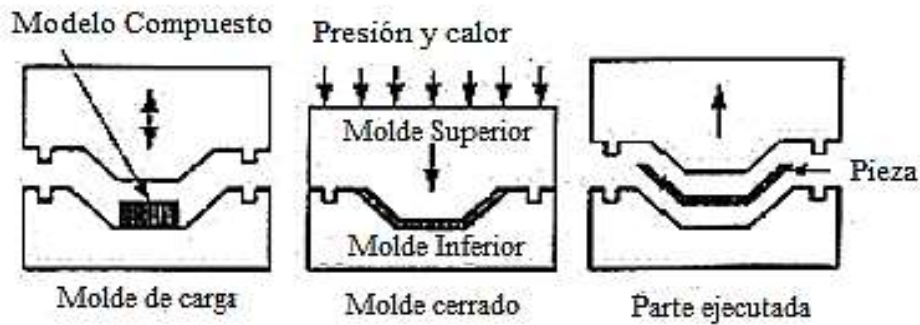
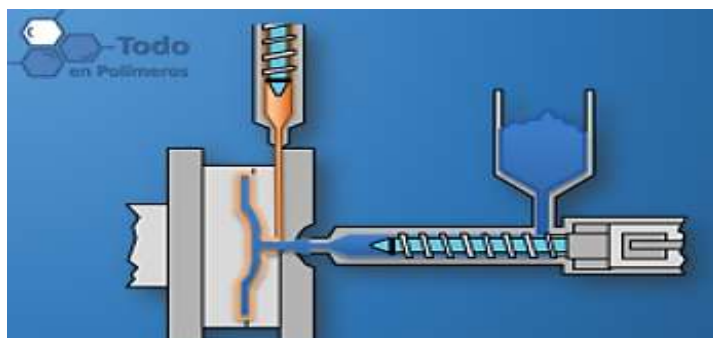


Figura 1-31. Moldeo en frío

### 1.2.10.5. Inyección de resinas

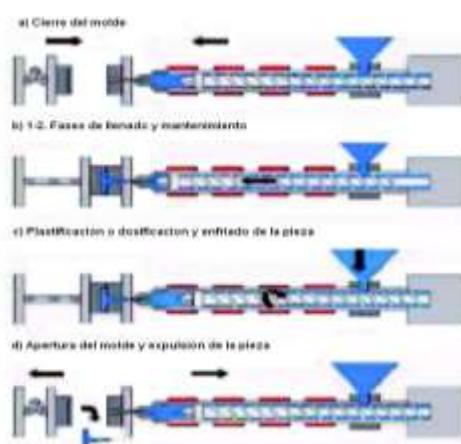
En este método se inyecta la resina para cimentarla con las fibras tejidas en el mismo molde, después será cerrado. Por medio de conductos a muy bajas presiones serán inyectadas las resinas, hasta generar el completo uso de la probeta [27].



**Figura 1-32.** Sistema de inyección

### 1.2.10.6. Moldeo por inyección con relación forzada

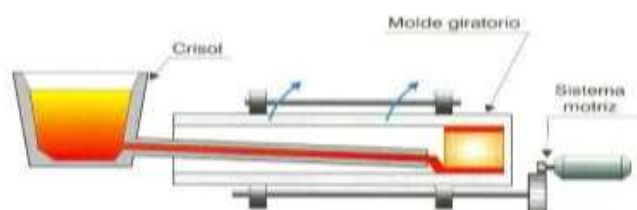
Es un sistema en el cual la resina tiene un proceso de curado rápido que consta de dos componentes que se mezclan inmediatamente antes un proceso de inyección con fibras en formas de trozo aleatorio ya que brinda mayor eficiencia [27].



**Figura 1-33.** Moldeo de inyección forzada

### 1.2.10.7. Generación por medio de centrifugación

Se da por medio de centrifugación colocando la resina y la fibra, en donde por medio de la fuerza centrífuga se logrará la cohesión en el lugar mismo de centrifugación [27][28].



**Figura 1-34.** Sistema de Centrifugación [28]

### 1.2.10.8. Saco de vacío

En este método se impregnan capas de fibras, de forma unidireccional y se les da orientaciones determinadas, estas se ponen en un saco flexible, las cuales dan la temperatura requerida [27].

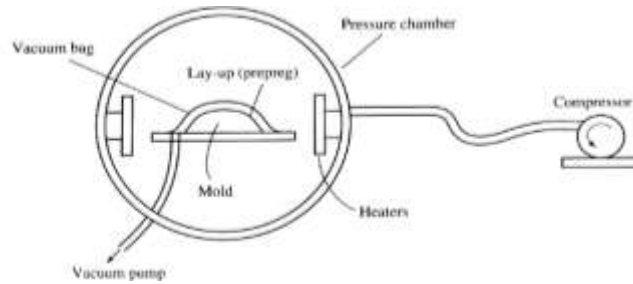


Figura 1-35. Saco de vacío

### 1.2.10.9. Moldeo al vacío

Este tipo de proceso se caracteriza porque se utiliza un molde predefinido y por medio de este se le aplica presión, a la geometría deseada, es normal ocuparla en probetas precisas, es un método muy sencillo de termoformado [27].

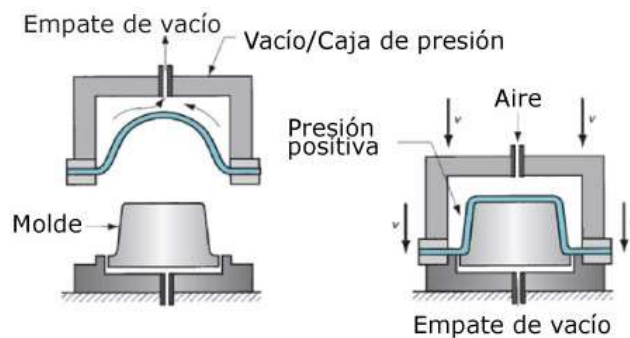


Figura 1-36. Molde de vacío [27]

### **1.3. Objetivos**

#### **1.3.1. Objetivo general**

Determinar la optimización de respuestas múltiples (DOE/MSR) de propiedades mecánicas del material híbrido usando una matriz epóxica reforzado con fibra sintética (kevlar) y fibra natural (chambira).

#### **1.3.2. Objetivos específicos**

- Determinar las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto, bajo las siguientes normas de tracción:(ASTM D3039); flexión: (ASTM D7264) e impacto:(ASTMD5628).
- Determinar cada uno de los parámetros necesarios, para obtener mejoras en el proceso de fabricación del nuevo material.
- Analizar cada una de las variantes en las combinaciones realizadas para reconocer cual es la óptima así de esta manera poder aprovechar adecuadamente las propiedades mecánicas del nuevo material híbrido.

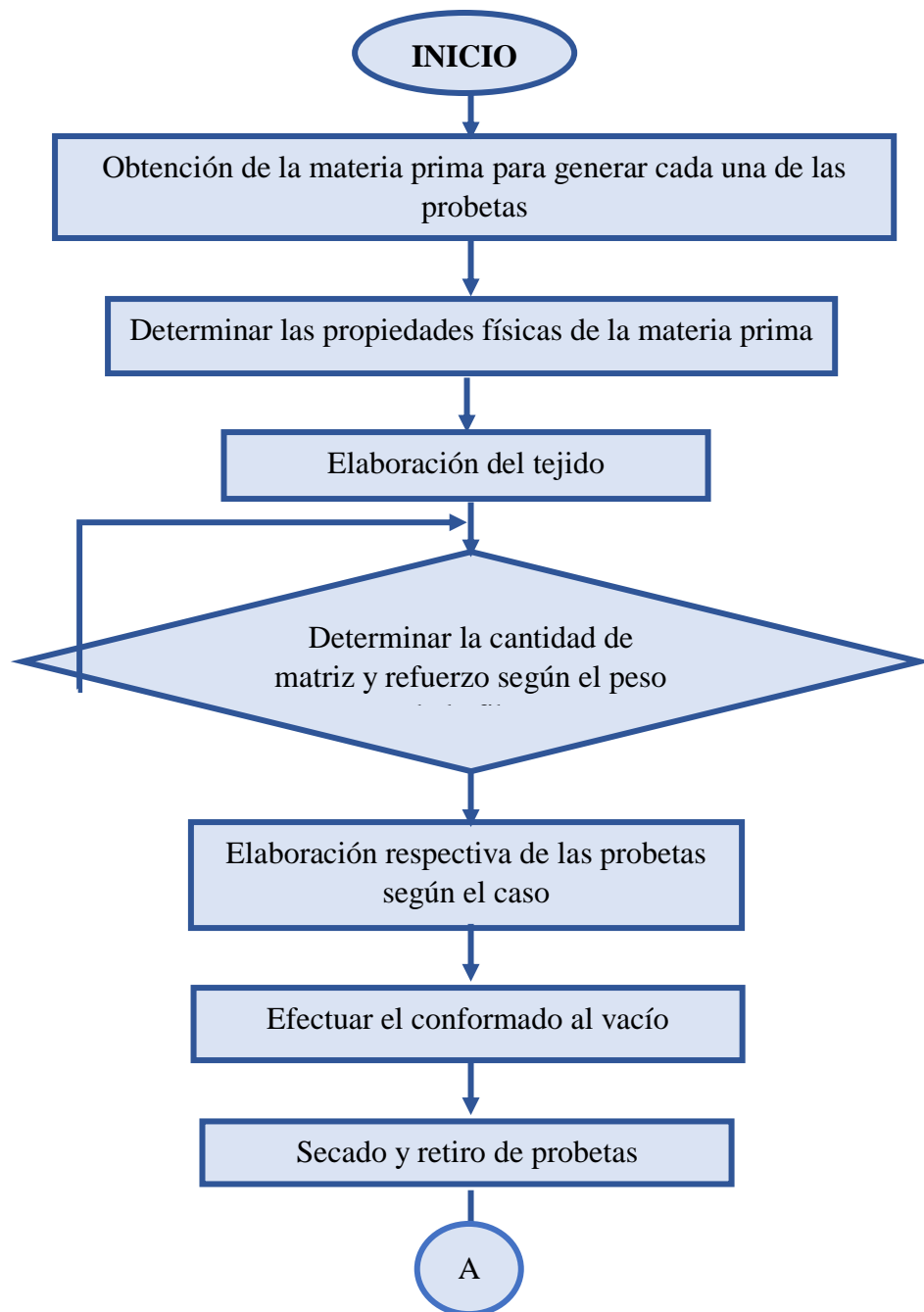


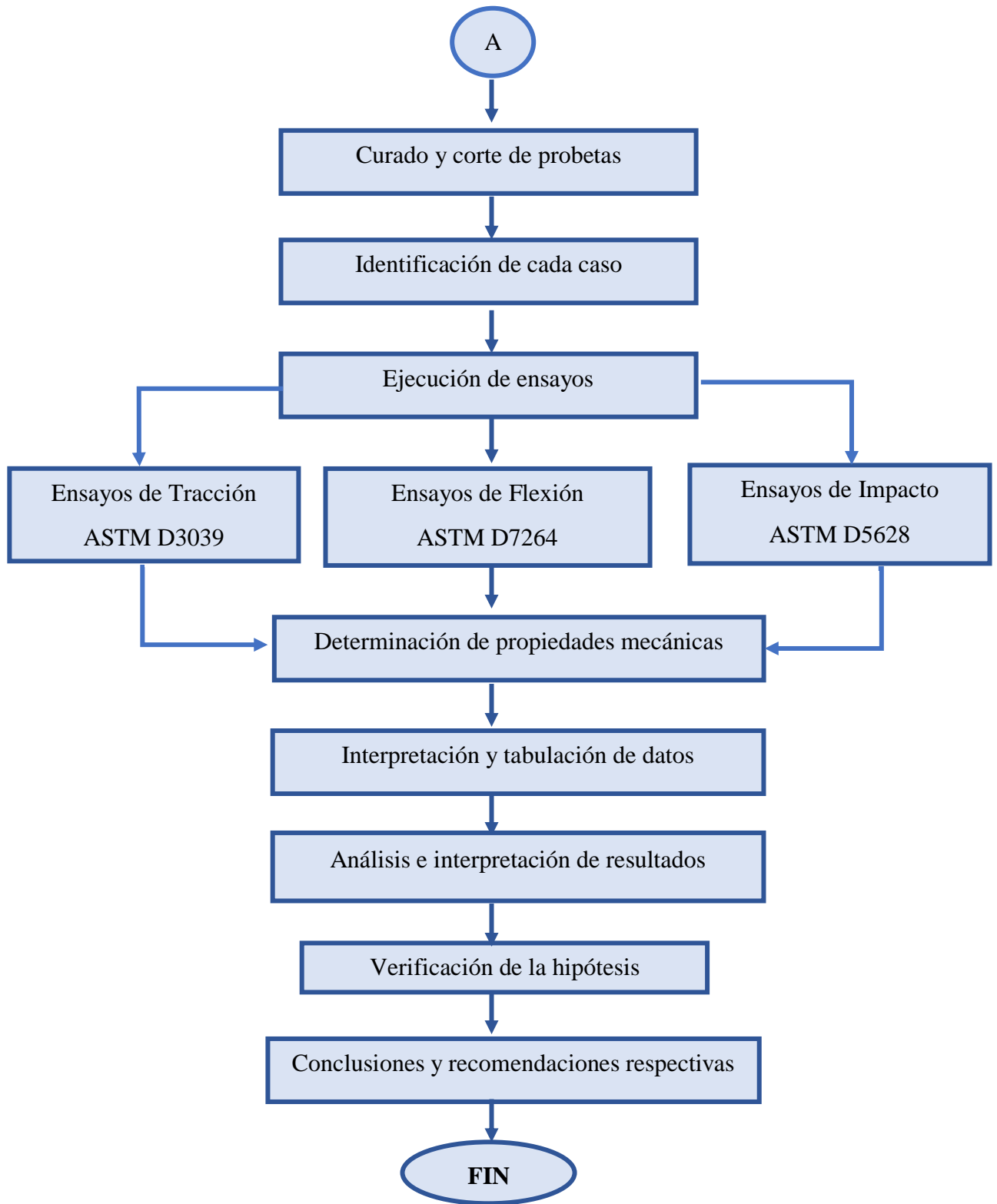
## CAPÍTULO II

### METODOLOGÍA

#### 2.1. Diagrama de flujo de trabajo experimental

Es importante realizar un diagrama de procesos en el cual muestre específicamente los pasos a realizar desde la obtención de la materia prima hasta finalizar con el desarrollo de la investigación.





**Figura 2-1.** Diagrama de flujo





**Fuente:** Autora





## 2.2. Materiales

Son los elementos físicos necesarios para la realización paso a paso de las probetas y del experimento.

**Tabla 2-1.** Descripción de materiales utilizados para la elaboración del material compuesto.

Denominación	Descripción	Ilustración
Fibra de Chambira	Proveniente de la palma Chambira no posee riesgo de extinción, suele crecer en ambientes húmedos del sector oriental del Ecuador.	
Fibra de Kevlar	Fibra sintética para-amida con una estructura molecular con variedad de enlaces y una resistencia térmica alta por ende tiende a ser una fibra muy fuerte.	
Resina Epoxi	Este tipo de resina es un tipo de fluido que posee una viscosidad media. $\rho=1,16 \text{ g/cm}^3$ <b>Marca:</b> Aero epoxi Resina: PR2023 Endurecedor: PH3660	
Bomba al vacío	Marca Viot VPES3 2,75 CFM <b>Voltaje:</b> 110V/60Hz <b>Motor:</b> ¼ HP	

<p>Balanza electrónica</p>	<p>Instrumento de precisión importante para la determinación del peso, posterior sus densidades dependiendo la cantidad de matriz y refuerzo.</p>	
<p>Manta de absorción o Breather</p>	<p>Material fabricado a base de fibras de poliéster su objetivo principal es absorber el exceso de resina durante el proceso.</p> <p><b>Medida:</b> 100cm*100cm Manta de absorción POLY-FLEX</p>	
<p>Peel ply</p>	<p><b>Designación:</b> PA - PP80*</p> <p>Tela desmoldante de baja adherencia al contacto entre superficies y la resina.</p>	
<p>Bagging film</p>	<p>Película plástica que es importante para el forrado del proceso al vacío. Sirve como protección.</p>	
<p>Cinta de vacío</p>	<p>Material adhesivo que evita la existencia de fugas de aire entre la superficie plana y el plástico de enfundado.</p>	

Desmoldante	Es un producto químico que se encarga de no adherir completamente la superficie con el material a trabajar para que su retiro sea más fácil.	
Guaípe	Material utilizado para la limpieza de las superficies presentes en el desarrollo del experimento.	
Tiñer	Facilita la limpieza del área en donde se va a desarrollar el trabajo experimental	
Equipos de protección personal	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Mandil</li> <li>- Mascarilla</li> <li>- Guantes</li> <li>- Lentes</li> </ul>	

**Fuente:** Autora

## 2.3. Métodos

### 2.3.1. Nivel o tipo de investigación

Dado que el objetivo de estudio será analizar las probetas de material compuesto, se da un diseño experimental el que será dado de manera directa y adoptará un diseño

experimental verdadero, esto gracias a que existen varias guías que dan pautas de asimilación de nuevos materiales compuestos.

#### **2.3.1.1. Investigación Experimental**

Para la investigación se implementará el método experimental, debido a que se modificará detalles del experimento obteniendo resultados en base a estos, gracias al desarrollo de un modelo de investigación.

#### **2.3.1.2. Investigación Descriptiva**

Gracias a este método se describen las propiedades de cada elemento y del material de conformación planteado por lo que brindara parámetros para los ensayos mecánicos establecidos.

#### **2.2.1.3. Investigación Bibliográfica**

Por medio de libros, catálogos, revistas y tesis, se obtendrá la información necesaria para el desarrollo correcto de la investigación que se llevará a cabo.

### **2.3.2. Población y muestra**

#### **2.3.2.1. Población**

El presente trabajo tiene como punto de arranque de población las probetas elaboradas a base de una matriz de resina epoxi con refuerzo de fibra de kevlar y fibra de chambira a ensayar y a su vez determinar las propiedades mecánicas presentes. Es importante conocer que la configuración del tejido se realiza en dos capas cada una con su orientación dependiendo de la especificación de MSR. Así mismo para la elaboración de las probetas se toma en cuenta el proceso de estratificación al vacío en una superficie plana.

#### **2.3.2.2. Muestra**

La muestra del presente trabajo se basa primordialmente en el diseño de experimentos (DOE), siendo así, utilizado el diseño de Superficie de Respuesta de Box-Behnken considerando 3 réplicas por cada caso el cual permitirá analizar de la resistencia mecánica en el material compuesto. Se ha tomado 3 factores de entrada y 2 niveles como se explica a continuación:

**Tabla 2-2.** Factores de entrada y niveles.

<b>Factores categóricos</b>		
<b>Factores</b>	<b>Niveles</b>	
Orientación de capa 1	Bajo	-45°
	Medio	0°
	Alto	45°
Orientación de capa 2	Bajo	-45°
	Medio	0°
	Alto	45°
Temperatura de curado en el horno	Bajo	60°
	Medio	90°
	Alto	120°

**Fuente:** Autora

### **Modelo aplicado por MSR**

El diseño de Box-Behnken nos permitirá obtener el número de casos o corridas experimentales generados a través del método de superficie de respuesta ya que existen factores categóricos o cuantitativos es necesario aleatorizar los factores con la finalidad de eliminar en su totalidad la variabilidad de factores que no se pueden controlar, dando así como resultado la obtención de 45 corridas experimentales por cada ensayo lo cual nos permite apreciar los puntos medios y centrales de la curvatura de diseño.

**Tabla 2-3.** Matriz de diseño

<b>Orden Estadístico</b>	<b>Orden de Corrida</b>	<b>Orientación de capas Fibra de Chambira (°)</b>		<b>Orientación de la Fibra de Kevlar (°)</b>	<b>Temperatura de curado (°C)</b>
		<b>Capa 1</b>	<b>Capa 2</b>	<b>Capa 3</b>	
9	1	0	-45	0	60
21	2	45	0	0	60
44	3	0	0	0	90
45	4	0	0	0	90
7	5	-45	0	0	120
26	6	0	-45	0	120
8	7	45	0	0	120

32	8	45	-45	0	90
11	9	0	-45	0	120
19	10	45	45	0	90
37	11	-45	0	0	120
29	12	0	0	0	90
33	13	-45	45	0	90
16	14	-45	-45	0	90
30	15	0	0	0	90
25	16	0	45	0	60
23	17	45	0	0	120
35	18	-45	0	0	60
17	19	45	-45	0	90
36	20	45	0	0	60
22	21	-45	0	0	120
10	22	0	45	0	60
5	23	-45	0	0	60
28	24	0	0	0	90
43	25	0	0	0	90
12	26	0	45	0	120
27	27	0	45	0	120
1	28	-45	-45	0	90
18	29	-45	45	0	90
34	30	45	45	0	90
3	31	-45	45	0	90
38	32	45	0	0	120
15	33	0	0	0	90
2	34	45	-45	0	90
39	35	0	-45	0	60
41	36	0	-45	0	120
20	37	-45	0	0	60
4	38	45	45	0	90
13	39	0	0	0	90
40	40	0	45	0	60
6	41	45	0	0	60
42	42	0	45	0	120
24	43	0	-45	0	60
14	44	0	0	0	90
31	45	-45	-45	0	90

**Fuente:** Autora



La siguiente tabla muestra las combinaciones que se generó por el MSR dando como resultado 15 combinaciones siendo así 2 de ellas puntos centrales y 13 combinaciones base.

**Tabla 2-4.** Combinaciones principales para ejecución de ensayos.

Combinación	Orientación de capas (°)		Temperatura de curado (°C)	Tipo de ensayo	Cantidad de probetas	Total
	Capa 1	Capa 2				
1	0	-45	60	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
2	-45	0	60	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
3	45	0	60	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
4	0	45	60	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
5	-45	-45	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
6	45	-45	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
7	0	0	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
8	0	0	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
9	0	0	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
10	-45	45	90	Tracción	3	10
				Flexión	3	
				Impacto	3	
11	45	45	90	Tracción	3	11
				Flexión	3	
				Impacto	3	

12	0	45	120	Tracción	3	12
				Flexión	3	
				Impacto	3	
13	-45	0	120	Tracción	3	13
				Flexión	3	
				Impacto	3	
14	13	-32	120	Tracción	3	14
				Flexión	3	
				Impacto	3	
15	0	45	120	Tracción	3	15
				Flexión	3	
				Impacto	3	
<b>Total</b>						135

**Fuente:** Autora

### 2.3.3. Hipótesis

El análisis estadístico con la metodología de superficies de respuesta permitirá la optimización de propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

### 2.3.4. Señalamiento de variables

#### 2.3.4.1. Variable independiente

Optimización bajo metodología de superficie de respuesta MSR del material compuesto.

#### 2.3.4.2. Variable dependiente

Propiedades mecánicas

#### 2.3.4.3. Término de relación

Permitirá

## 2.4. Operacionalización de variables

### 2.4.1. Variable Independiente

**Tabla 2-5.** Variables Independientes.

Conceptualización	Categoría	Indicadores	Ítem	Técnicas e Instrumentos
Material híbrido es conocido como un material procedente de naturalezas diferentes ya sea orgánico e inorgánico, y presentan propiedades superiores a las primarias.	MaterialHibrido	Orientación de la fibra de chambira	-45° 0° 45°	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Observación directa</li> <li>- Fichas Técnicas.</li> <li>- Registro de datos</li> <li>- Referencias bibliográficas</li> <li>- Equipos de medición</li> <li>- Horno de curado</li> </ul>
		Fracción volumétrica	$C.R = \frac{100}{127} * PF$ $C.R = \frac{27}{127} * PF$	
		Temperatura de curado	60°C 90°C 120°C	

**Fuente:** Autor

## 2.4.2. Variable Dependiente

**Tabla 2-6.** Variables dependientes

Concepto	Categoría	Dimensiones	Indicadores	Ítem	Herramientas
Un material para su aceptación en el mercado requiere de una evaluación corroborada mediante normas vigentes, a través de la aplicación de fuerzas o cargas en equipos certificados.	Propiedades mecánicas	Tracción	Carga máxima	¿Cuál es la carga máxima aplicada?	Recolección de datos Maquina universal de tracción Norma ASTM D3039
			Esfuerzo máximo	¿Qué resistencia máxima a la tracción tendrá el material?	
			Módulo de elasticidad	¿Cuál será el módulo de elasticidad?	
			Deformación máxima	¿Cuál será el porcentaje de deformación?	
		Flexión	Carga máxima	¿Cuál es la carga máxima aplicada?	Recolección de datos Maquina universal de flexión Norma ASTM D7264
			Esfuerzo máximo	¿Qué resistencia máxima a flexión tendrá el material?	
			Módulo de elasticidad	¿Cuál será el módulo de elasticidad?	
			Deflexión máxima	¿Cuál será la deflexión del material?	
	Impacto	Resistencia al impacto	¿Cuál será la resistencia al impacto que soportará el material?	Recolección de datos Equipo de ensayo de impacto con caída dardo Norma ASTM D5628	
	Optimización	Superficie de respuesta	Valor - p	0-1	Software estadístico
Coefficiente de determinación			0-100%		

**Fuente:** Autor

## **2.5. Plan de recolección de la información**

Para la obtención de datos es importante acoplar tanto reglas y normas para el desarrollo de las probetas, por lo que al ser aplicadas pueden ser construidas con mayor facilidad.

Por medio de los ensayos destructivos de los diferentes tipos de probetas, serán ensayadas y probadas que brindarán varias propiedades del material compuesto en cuestión.

Mediante datos estadísticos proporcionados por el software Minitab v19, serán analizados por completo a través del diseño de experimento generado, por lo que las técnicas de experimentos serán cruciales para el desarrollo de este.

## **2.6. Plan de procesamiento y análisis**

Después de recopilar datos estadísticos serán analizados por el software Minitab, el cual proporciona varias gráficas y figuras que pueden ser analizadas para la obtención de mejores estructuras para el estratificado y las propiedades del material en cuestión.

Mediante análisis del experimento serán planteadas varias soluciones de conformación y mejora del material en uso, por lo que, al tener propiedades, será crucial para la aplicación correcta de este material en la industria.

### **2.6.1. Adquisición de la materia prima**

Es importante reconocer los lugares de los cuales proviene la materia prima principal de nuestro proyecto, la chambira es una de las fibras que se producen en zonas húmedas siendo así la provincia de Pastaza una de las mayores productoras, la fibra que se obtuvo a través de la asociación de artesanos de la provincia de Pastaza (AAPP) a través de ovillos de los mismos que por naturaleza se obtiene un hilo grueso para lo cual en la provincia de Tungurahua cantón Salasaca centro artesanal con la colaboración del Sr. Rubén, se elaboró un suelte de la fibra para obtener una fibra más delgada y así realizar un tejido compacto.

La resina Aeropoxy PR2032, el endurecedor, la tela de absorción y la fibra de kevlar se obtuvo a través del Ing. Ludwin Daniel Núñez Barriga gerente general de Sima Automotriz.

Así mismo el resto de implementos para la elaboración a través del método de estratificación al vacío se obtuvo en JEVSOLUCIONES EN INGENIERÍA.

### 2.6.2. Determinación de las propiedades físicas de la fibra

Es importante conocer las características y propiedades físicas principales de nuestro material para un desarrollo. Siendo así la densidad el principal factor para general los cálculos y resultados necesarios teniendo en cuenta que la densidad se basa principalmente en la relación de su masa respecto al volumen.

$$\rho = \frac{m}{v} \quad \text{Ec.2.1}$$

Donde:

$\rho$ : densidad  $\frac{gr}{cm^3}$

$m$ : masa (gr)

$v$ : volumen ( $cm^3$ )

Para ello se ha tomado en cuenta tres muestras de tejido para la valorización de su densidad, utilizando elemento de medición como: Vaso de precipitación de 250 ml, probeta graduada de 250ml, una balanza electrónica. (Anexo1), el objetivo principal de valorizar esta prueba es determinar la variación de volumen tanto el volumen inicial como el volumen final, sus resultados se muestran en la siguiente tabla.

**Tabla 2-7.** Determinación de la densidad de fibra de chambira sin tejer a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial ( $cm^3$ )	Volumen final ( $cm^3$ )	Variación de volumen ( $cm^3$ )	Densidad ( $gr/cm^3$ )
1	0,2833	150	149,75	0,25	1,133
2	0,2825	150	149,75	0,25	1,130
3	0,2862	150	149,75	0,25	1,145
<b>Densidad promedio (<math>gr/cm^3</math>)</b>					1,136

Fuente: Autora

**Tabla 2-8.** Determinación de la densidad de fibra de chambira tejida a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial (cm <sup>3</sup> )	Volumen final (cm <sup>3</sup> )	Variación de volumen (cm <sup>3</sup> )	Densidad (gr/cm <sup>3</sup> )
1	0,3342	150	149,65	0,32	1,0443
2	0,3536	150	149,62	0,33	1,0715
3	0,3462	150	149,65	0,32	1,1081
<b>Densidad promedio (gr/cm<sup>3</sup>)</b>					1,076

Fuente: Autor

**Tabla 2-9.** Determinación de la densidad de fibra de kevlar a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial (cm <sup>3</sup> )	Volumen final (cm <sup>3</sup> )	Variación de volumen (cm <sup>3</sup> )	Densidad (gr/cm <sup>3</sup> )
1	0,2117	150	149,75	0,15	1,411
2	0,2143	150	149,74	0,15	1,429
3	0,2027	150	149,75	0,15	1,351
<b>Densidad promedio</b>					1,397

Fuente: Autor

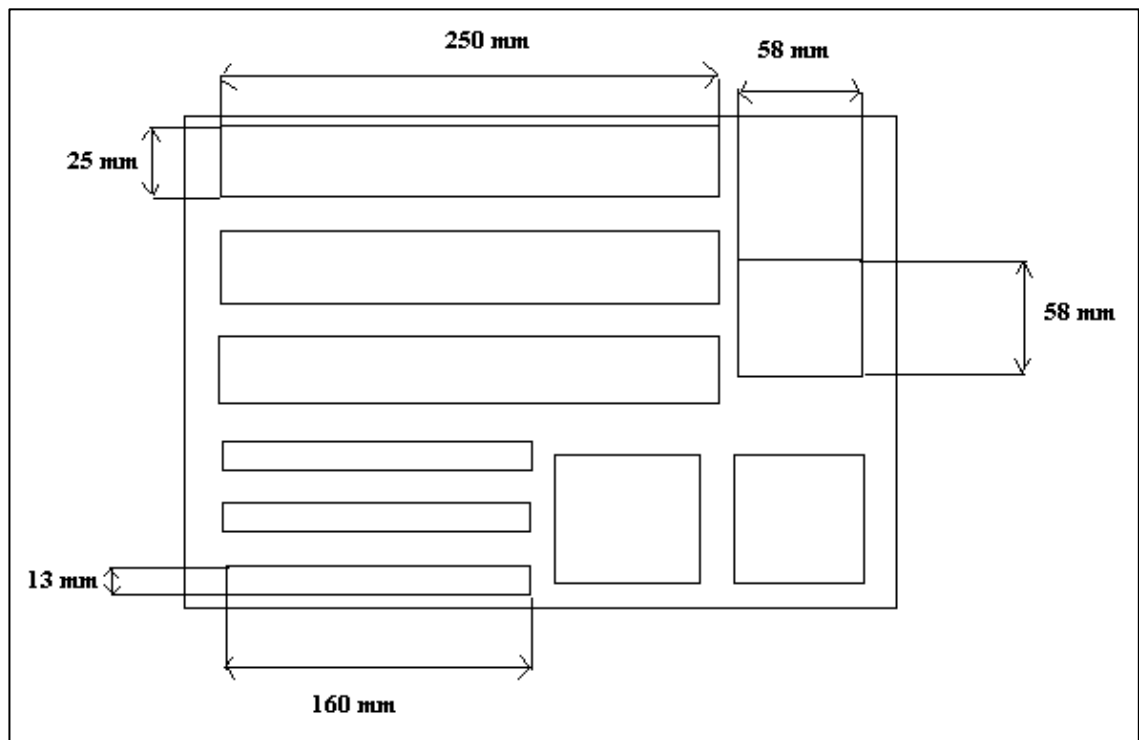
Según el análisis realizado se obtuvo una densidad teórica a través del método de gravimetría de la fibra de chambira sin tejer de (1,136 gr/cm<sup>3</sup>) al igual que la fibra tejida de (0,957 gr/cm<sup>3</sup>) se vio la necesidad para observar la variación que existe debido a que cuando se realiza el tejido se incluye un porcentaje de algodón para lo cual se toma en cuenta para posteriores cálculos una densidad de (1,106 gr/cm<sup>3</sup>). De la misma manera se obtuvo la densidad de la fibra de kevlar que se obtiene un valor de (1,397 gr/cm<sup>3</sup>) valor necesario para nuestro desarrollo.

### **Cálculo volumétrico**

Según la norma ASTM para los ensayos de tracción, flexión e impacto recomienda realizar mínimo 5 probetas para sus ensayos, para lo cual se ha establecido las siguientes medidas:

Distribución de dimensiones para probetas de Tracción, Flexión e Impacto. Partimos de una medida general de 320x150mm con un espesor de separación de 3mm debido al corte que se va a realizar posteriormente.

- Tracción: 250x25mm
- Flexión: 160x13mm
- Impacto: 58x58mm



**Figura 2-2.** Distribución de probetas a ensayar

**Fuente:** Autora

### 2.6.3. Determinación de la cantidad de Matriz

Como punto importante para la determinación de la matriz de Resina Aeropoxy se toma en cuenta el peso adecuado de cada configuración ya que de esta manera nos permitirá obtener un cálculo específico a utilizar. Según el fabricante se toma en cuenta a partir de la siguiente formula:

$$C. R = \frac{100}{127} * PF \quad Ec.2.2$$



$$C.E = \frac{27}{127} * PF$$

Ec.2.3

Donde:

*C. R:* Cantidad de Resina (g)

*C. E:* Cantidad de Endurecedor (g)

*P. F:* Peso de la Fibra (g)

Ya establecidos los parámetros principales para determinar las cantidades de resina y endurecedor obtenemos los siguientes resultados.

**Tabla 2-10.** Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de chambira.

Combinación	Orientación de capas (°)		Temperatura de curado (°C)	Cantidad de resina (gr)	Cantidad de endurecedor (gr)
	Capa 1	Capa 2			
1	0	-45	60	41	10
2	-45	0	60	42	12
3	45	0	60	37	11
4	0	45	60	43	12
5	-45	-45	90	39	11
6	45	-45	90	41	12
7	0	0	90	38	11
8	0	0	90	42	12
9	0	0	90	39	10
10	-45	45	90	43	12
11	45	45	90	39	9
12	0	-45	120	41	11
13	-45	0	120	40	11
14	45	0	120	38	9
15	0	45	120	37	9
<b>TOTAL</b>				<b>600</b>	<b>162</b>

**Fuente:** Autora

**Tabla 2-11.** Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de kevlar.

Combinación	Orientación de capas (°)		Temperatura de curado (°C)	Cantidad de resina (gr)	Cantidad de endurecedor (gr)
	Capa 1	Capa 2			
1	0	-45	60	32	8
2	-45	0	60	32	9
3	45	0	60	34	10
4	0	45	60	33	8
5	-45	-45	90	35	10
6	45	-45	90	33	8
7	0	0	90	34	9
8	0	0	90	33	9
9	0	0	90	33	9
10	-45	45	90	33	9
11	45	45	90	32	9
12	0	-45	120	33	8
13	-45	0	120	35	10
14	45	0	120	33	9
15	0	45	120	35	10
<b>TOTAL</b>				<b>500</b>	<b>135</b>

Fuente: Autora

#### 2.6.4. Determinación de la densidad calculada y medida del material compuesto

**Tabla 2-12.** Densidad de resina, fibra de chambira y kevlar.

Densidad	Resina Epoxi (AEROPOXY)	Fibra de chambira	Fibra de kevlar
(gr/cm <sup>3</sup> )	1,16	1,106	1,397

Fuente: Autora

Para lo cual procedemos a determinar la densidad de cada una de las combinaciones realizadas:



**Tabla 2-13.** Densidad del material compuesto en general.




Combinación	Configuración de fibras	Temperatura de curado (°C)	Peso de la fibra CH (gr)	Peso de la fibra de K(gr)	Cantidad de resina (gr)
1	FCH+FCH+FK	60	32,6	37	55
2	FCH+FCH+FK	60	34	39	57
3	FCH+FCH+FK	60	32,4	35	53
4	FCH+FCH+FK	60	33,6	38	56
5	FCH+FCH+FK	90	32,2	35	53
6	FCH+FCH+FK	90	32,6	36	54
7	FCH+FCH+FK	90	33	35	54
8	FCH+FCH+FK	90	32,4	37	55
9	FCH+FCH+FK	90	34	39	57
10	FCH+FCH+FK	90	34	39	57
11	FCH+FCH+FK	90	32,6	37	55
12	FCH+FCH+FK	120	34	39	57
13	FCH+FCH+FK	120	32,4	36	54
14	FCH+FCH+FK	120	34	39	57
15	FCH+FCH+FK	120	32,4	37	55

**Fuente:** Autora

### 2.6.5 Preparación de la fibra y del tejido

**Tabla 2-14.** Realización de tejido



Descripción	Ilustración
Materia prima en desarrollo	
Haz de fibra	





Desfibrado de matriz principal en 4 hilos delgados	
Tejido en desarrollo hasta de 4 hilos con 1 pasadas	
Tejido finalizado (2m)	




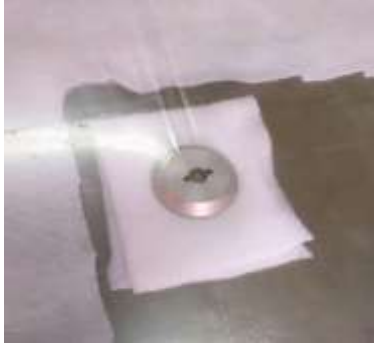
Fuente: Autora




### 2.6.6. Elaboración de probetas

Tabla 2-15. Proceso de elaboración de probetas

Ítem	Actividades	Descripción	Ilustración
1	Trazo de dimensiones	Se realiza trazos sobre la superficie de la fibra de 330x170mm evaluadas para cada probeta.	
2	Corte de las dimensiones de la fibra	Se realiza un corte sobre las superficies trazadas con el objetivo de obtener muestras de fibra con su respectiva dimensión.	

3	Trazo en la mesa de trabajo	Se traza en la superficie de la mesa dimensiones adecuadas para posterior proceder a marcar la ubicación de cada probeta con cinta adhesiva.	
4	Preparación de la superficie de la mesa metálica a trabajar	Es importante realizar una limpieza profunda con desmoldante para retirar de la superficie polvo, basura o cualquier tipo de impurezas que puedan dificultar trabajar en la misma.	
5	Mezcla de resina y endurecedor	Se prepara la resina y el endurecedor de acuerdo al porcentaje establecido según la masa para cada plancha.	
6	Empapar de la mezcla de resina y endurecedor la fibra	Con una brocha se coloca la cantidad adecuada del mismo hasta que toda la superficie de la fibra se encuentre húmeda luego se procese a retirar excesos con una espátula.	




7	Ubicación definida de cada una de las planchas de fibra	Es importante tomar en cuenta su orientación ya que cada espacio está predefinido según su combinación.	
8	Pegado de cinta de vacío (Butillo)	Se coloca esta cinta aproximadamente de 10 a 15cm alrededor de la superficie que se está trabajando con las fibras húmedas..	
9	Colocación de la tela de absorción (Breather) y del Peel Ply	Se procede a colocar cada una de las capas correspondientes según el orden con el fin de que se retiren excesos de resina durante el proceso de secado.	
10	Colocación de un respiradero	Se ubica de manera correcta un respirador en una esquina de la superficie señalada para realizar el conformado, se coloca un acople hembra parte de la bomba de vacío.	

11	Enfundado al vacío, colocación de Bagging film	Para terminar con el proceso de enfundado se coloca una capa de Bagging film y se procede a pegarla con la cinta de vacío en la superficie de la mesa, tomando en cuenta que debe estar muy bien sellado sin fugas de aire.	
12	Ubicación y corte de la salida de aire	Se realiza un corte del Bagging film cerca del acople hembra para la salida de aire, a su vez se conecta con el acople macho y finalmente se procede a encender de la bomba.	
13	Secado y extracción de probetas	Después de realizar el proceso del vacío se procede a retirar cuidadosamente el Bagging film posterior a las 24 horas de haber realizado el proceso y después el resto de implementos.	

**Fuente:** Autora

### 2.6.7. Curado y corte de las probetas

**Tabla 2-16.** Curado y corte de probetas.

Ítem	Actividades	Descripción	Ilustración
1	Aplicación de un peso considerado en las probetas	Durante el proceso de curado es importante aplicar un peso considerado encima de las probetas para evitar pandeos ocasionados principalmente por el calor.	
2	Curado a (60, 90 y 120) °C	Se realiza el curado de las planchas con las temperaturas adecuadas, ya definidas.	
3	Corte de las probetas	Se realiza el corte de las probetas según las dimensiones establecidas, con láser CO <sub>2</sub> con una potencia de 80 watts.	

**Fuente:** Autora

### 2.8 Ensayo de materiales

Estos ensayos mecánicos ayudan a la evaluación de las propiedades de los materiales compuestos a través de la aplicación de máquinas y equipos especializadas bajo normas y códigos, tales como son: ISO, ASTM e INEN.

En el experimento y la investigación se ha optado por tomar la normativa ASTM para los ensayos.



### 2.8.1 Tracción

La normativa indica dimensiones establecidas que regulan la forma de construcción. Esto se estipula en la Norma ASTM D3039, su objetivo principal es generar un valor de esfuerzo máximo a la tracción, conjuntamente con el módulo de elasticidad y su porcentaje de elongación, consiste principalmente en aplicar una fuerza axial de forma progresiva en su eje central hasta provocar una ruptura.



**Figura 2-3.** Máquina universal de ensayos para tracción

**Fuente:** Autora

Los datos obtenidos a través de este tipo de ensayos son:

**Tabla 2-17.** Propiedades de los ensayos a tracción.

Ítem	Propiedad	Fórmula	Descripción
1	Resistencia a la tracción	$\sigma = \frac{P}{A}$	<b><math>\sigma</math></b> : Esfuerzo máximo a la tracción (MPa) <b>A</b> : Área de la sección transversal ( $m^2$ ) <b>P</b> : Fuerza aplicada (N)

2	Deformación	$\epsilon_i = \frac{\delta_i}{L_g}$	$\epsilon_i$ : Deformación máxima (u) $\delta_i$ : Desplazamiento de cabezal móvil (mm) $L_g$ : Longitud calibrada (mm)
3	Módulo de Elasticidad o módulo de Young	$E = \frac{\sigma}{\epsilon}$	$E$ : Módulo de elasticidad o Módulo de Young. $\sigma$ : Esfuerzo máximo a la tracción (MPa) $\epsilon$ : Elongación del material
4	Porcentaje de deformación	$\% \text{ de deformación} = \frac{l_f - l_0}{l_0}$	$l_f$ : Longitud final (mm) $l_0$ : Longitud inicial (mm)

Fuente: Autora

### 2.8.2. Flexión

La normativa indica dimensiones establecidas que regulan la forma de construcción. Esto se regula gracias a la Norma ASTM D 7264 para materiales compuestos de matriz polimérica su fin principal es determinar la rigidez a través de 3 puntos que consiste en la aplicar una carga de manera vertical en el centro de la probeta.

Los datos obtenidos a través de este tipo de ensayos son:

**Tabla 2-18.** Propiedades de los ensayos a flexión.

Ítem	Propiedad	Fórmula	Descripción
1	Esfuerzo máximo	$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2}$	$\sigma$ : Esfuerzo Máximo de Flexión (MPa). $P$ : Fuerza aplicada (N) $L$ : Espacio entre soportes (mm) $b$ : Ancho de la probeta (mm) $h$ : Espesor de la probeta (mm)
2	Deformación Máxima	$\epsilon = \frac{6\delta h}{L^2}$	$\epsilon$ : Deformación Máxima (mm/mm) $L$ : Espacio entre soportes (mm) $h$ : Espesor de la probeta (mm)

3	Módulo de Elasticidad respecto a la Flexión	$E_f^{Chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}$	<p><b><math>E_f^{Chord}</math></b>: Módulo de Elasticidad respecto a la Flexión (MPa).  <b><math>\Delta\sigma</math></b>: Diferencia en esfuerzo flexionante entre dos (MPa).  <b><math>\Delta\varepsilon</math></b>: Diferencia entre dos puntos de deformación seleccionados (0,002)</p>
---	---	--	--

**Fuente:** Autora

### 2.8.3. Impacto

La normativa indica dimensiones establecidas que regulan la forma de construcción. Esto se regula gracias a la Norma ASTM D 5628, método de prueba estándar principalmente para la resistencia al impacto de muestras de plástico planas y rígidas por medio de caídas de dardo. El objetivo de este ensayo es encontrar una energía de impacto optima con la determinación adecuada de su altura.

**Tabla 2-19.** Propiedades de los ensayos a flexión.

Ítem	Propiedad	Fórmula	Descripción
1	Energía media de fallo	$MEF = h * w * f$	<p><b>h</b>: Altura máxima de ruptura (mm)  <b>m</b>: Masa (Kg)  <b>f</b>: Factor de conversión a Joules</p>

**Fuente:** Autora

## CAPÍTULO III

### RESULTADOS Y DISCUSIÓN

#### 3.1. Interpretación y tabulación de resultados

Los resultados de los datos obtenidos de los ensayos a tracción, flexión e impacto de cada una de las combinaciones tienen como ente fundamental el diseño de Box-Behnken que se reflejan a través de graficas recopiladas en las siguientes fichas técnicas.

##### 3.1.1. Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a tracción

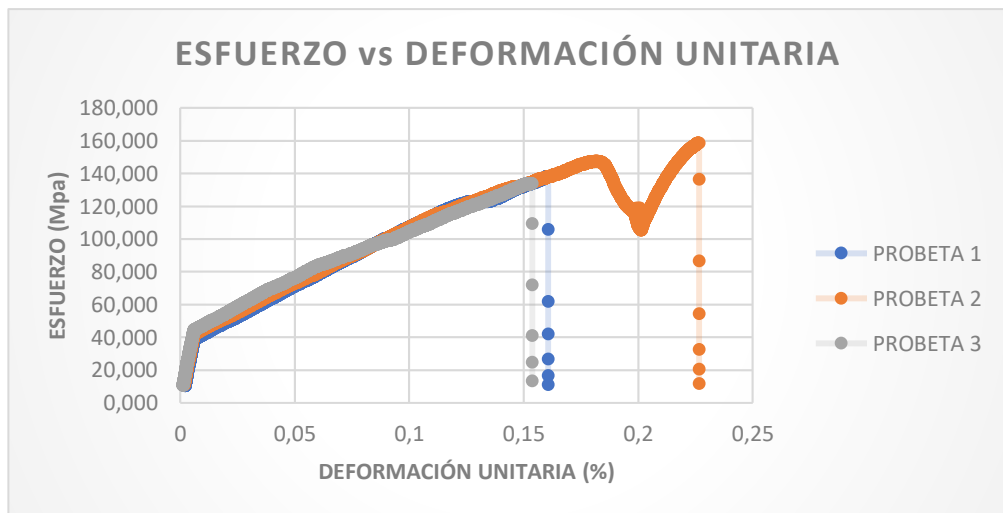
**Tabla 3-1.** Ficha técnica, caso 1 a tracción del material compuesto.

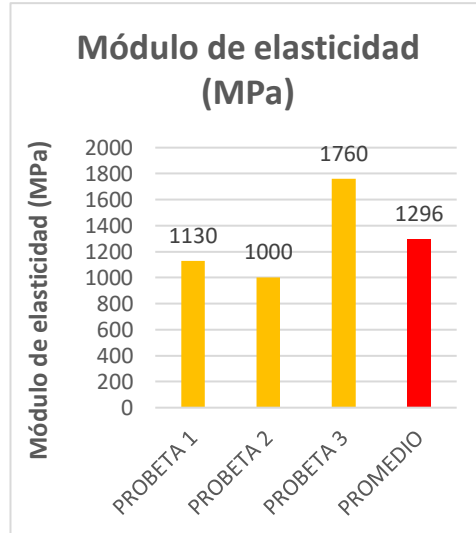
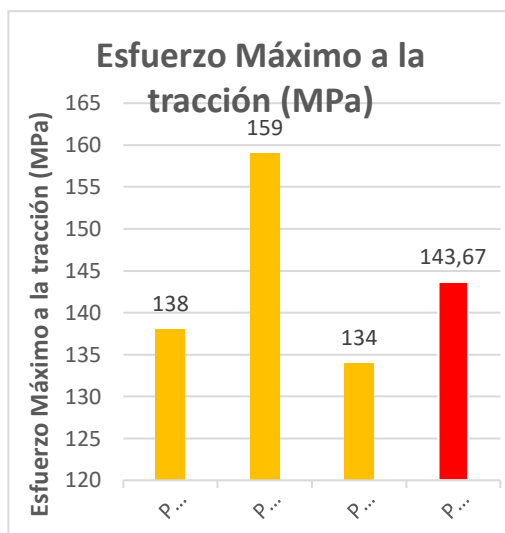
 <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div> 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C1/0.-45/60-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°	
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,87	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6520	69	138	1130	1	GAT
2	7220	80	159	1000	0,5	GAT
3	6260	67	134	1760	2,5	LGM
<b>Promedio</b>	6666,66	72	143	1296	1,33	

## FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



## GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN







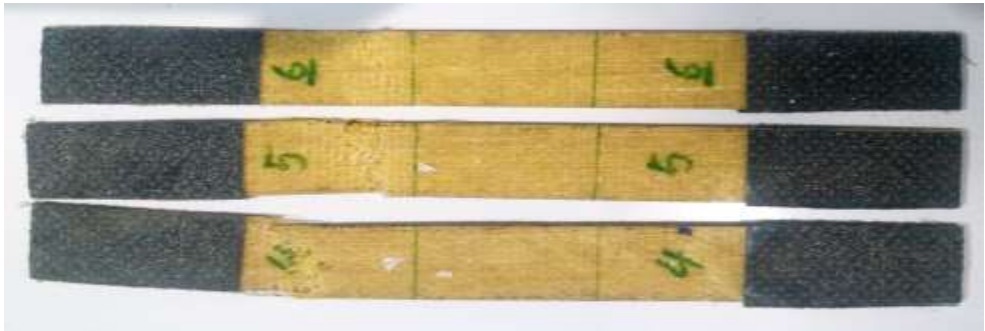
### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

- Las probetas 1 y 2 presentan un tipo de falla de tipo GAT, que indica una ruptura en el agarre o lengüeta, localizada en la parte superior de la probeta. Mientras que la probeta 3 muestra un fallo de tipo LGM que indica que es de tipo lateral en la zona calibrada localizada en medio de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
<b>Carga máxima (N)</b>	6666,66	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	143	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,33	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1296	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

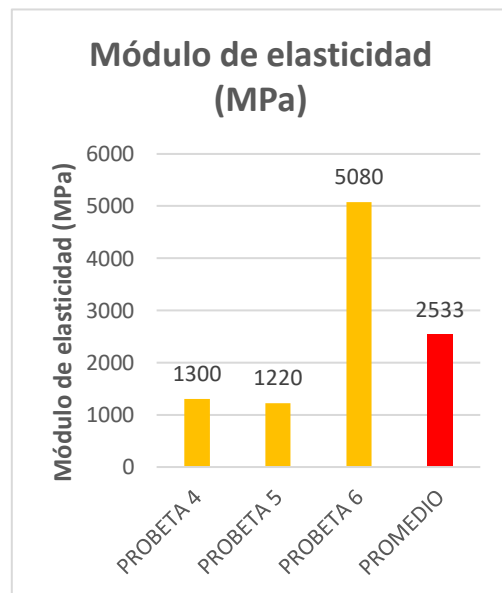
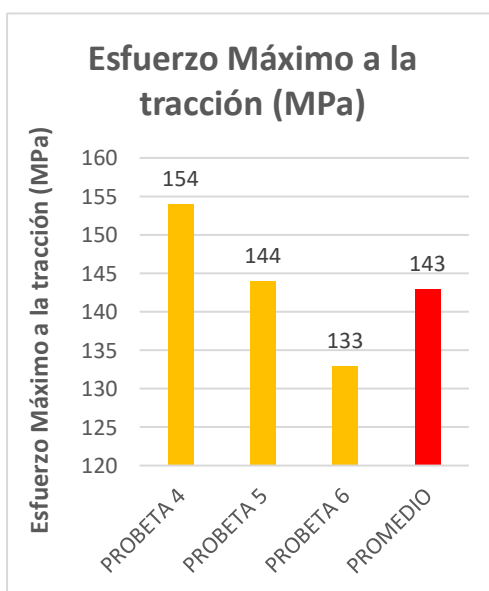
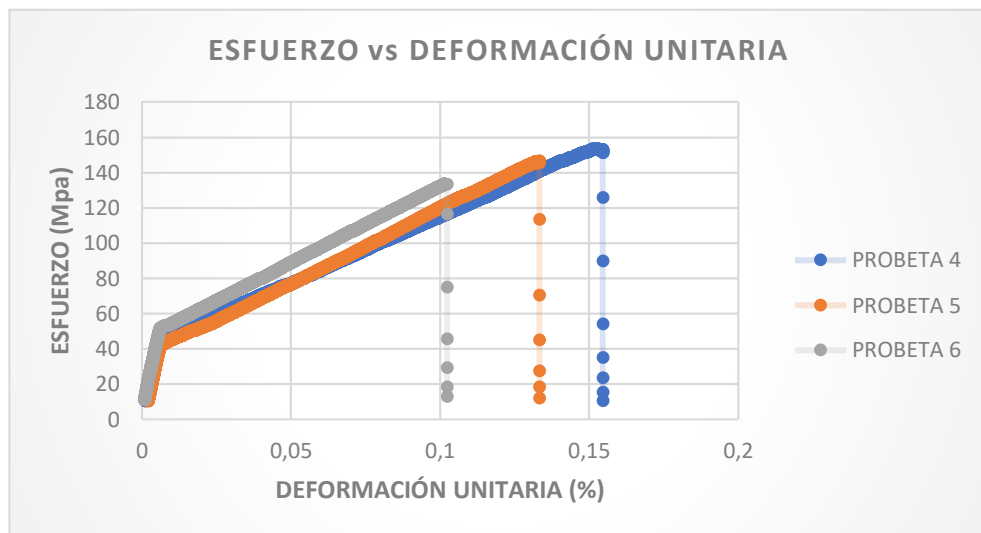
Fuente: Autora

**Tabla 3-2.** Ficha técnica, caso 2 a tracción del material compuesto.

 						
UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C2/-45.0/60-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°	
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,84	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	7180	77	154	1300	0,5	GAB
2	6820	74	144	1220	0,5	GAB
3	5900	67	133	5080	0,5	LAB
<b>Promedio</b>	6633	72	143	2533	0,5	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



### GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN







**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

- Las probetas 1 y 2 indican que es un tipo de falla GAB, lo que representa que es una falla en el agarre o lengüeta, localizada en la parte inferior de la misma. A su vez la probeta 3 es un tipo de falla LAB que es un tipo de falla lateral en el agarre o lengüeta localizada en la parte inferior de la probeta.

<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	6633,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	143,66	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	0,5	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	2533,33	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

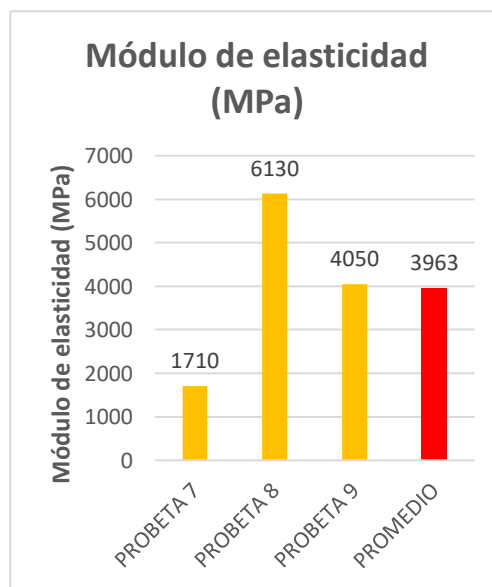
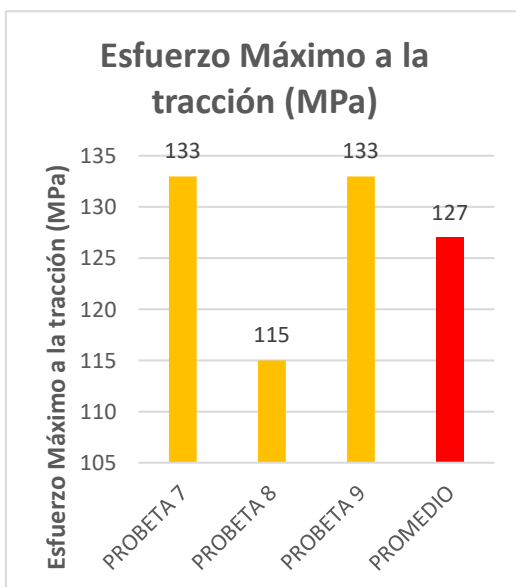
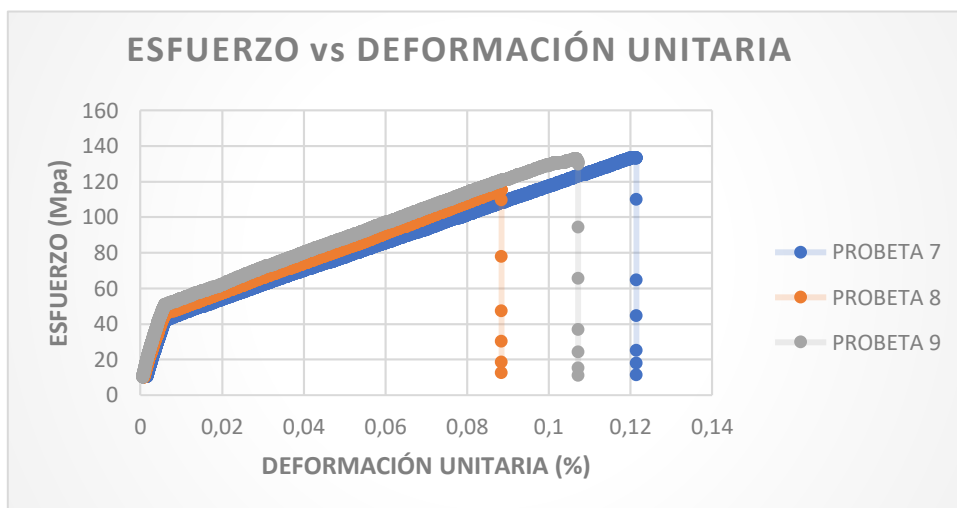
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-3.** Ficha técnica, caso 3 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C3/45.0/60-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	53	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°	
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,96	
RESULTADOS						
Nº de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6340	67	133	1710	0,5	AGM2
2	5740	58	115	6130	2	AGM1
3	6460	67	133	4050	3	AGM1
<b>Promedio</b>	6180	64	127	3963	1,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**

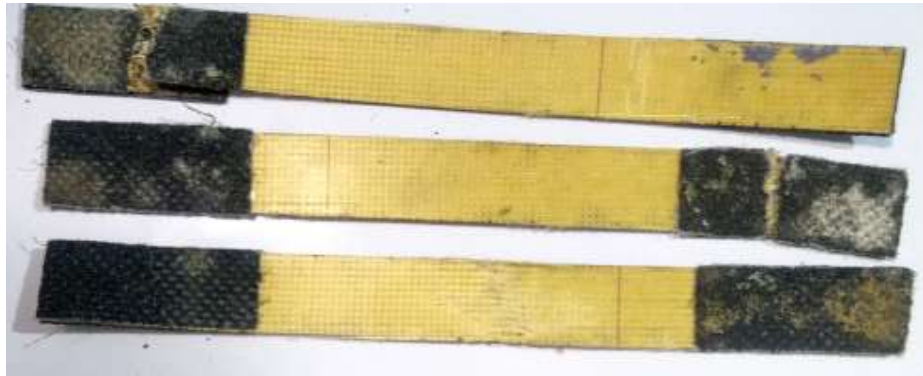


<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La probeta 1 presenta un tipo de fallo AGM2, que muestra un fallo de tipo angular en la zona calibrada localizada en medio de la probeta.</li> <li>- La probeta 2 y 3 representa un tipo de fallo AGM1, muestra una ruptura de tipo angular dentro de la zona calibrada localizada en medio de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	6180	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Lilibiana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	127	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,83	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	3963,33	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

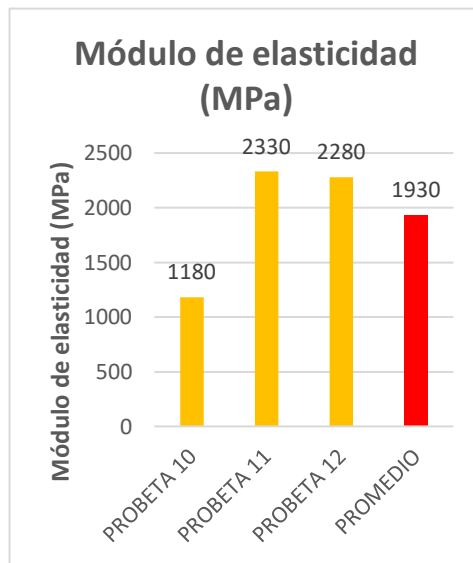
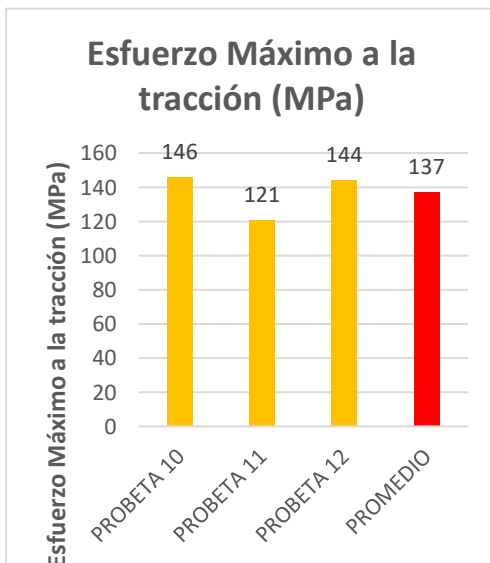
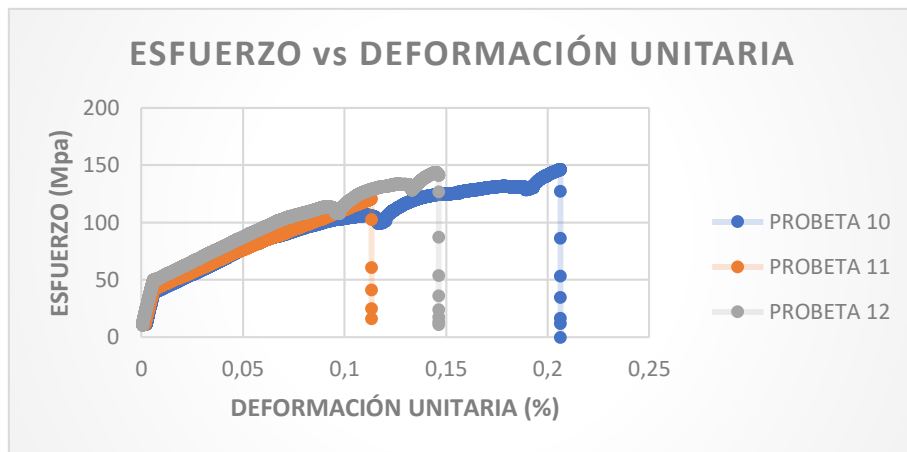
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-4.** Ficha técnica, caso 4 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C4/0.45/60-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	56	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°	
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	71,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,82	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6240	74	146	1180	0,5	GAT
2	5540	61	121	2330	0,5	GAB
3	6680	72	144	2280	3,5	AGM1
<b>Promedio</b>	6153	69	137	1930	1,5	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**






**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

- La probeta 1 nos muestra que es un fallo en el agarre o lengüeta en la parte superior.
- La probeta 2 representa un tipo de fallo en el agarre o lengüeta en la parte inferior de la misma.
- La probeta 3 es un tipo de falla angular en la zona calibrada localizada en medio de la probeta.

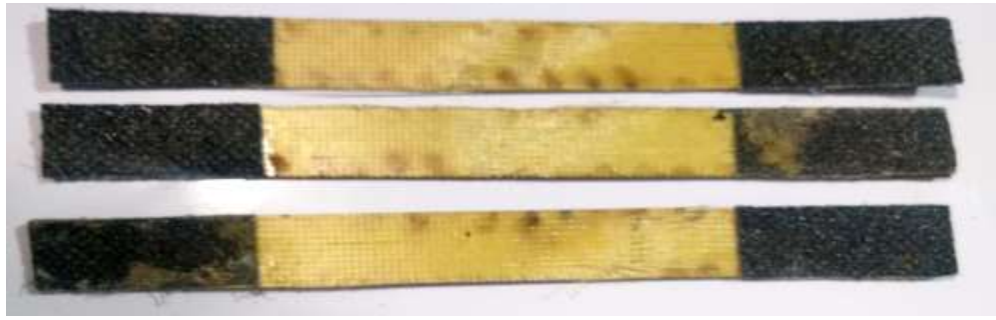
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	6153,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	137	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,5	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1930	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

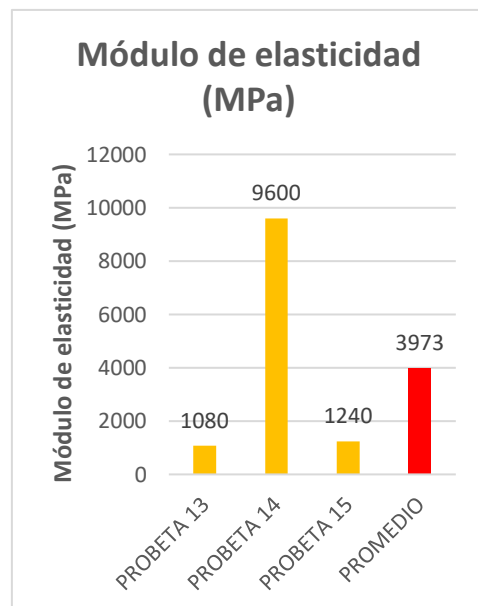
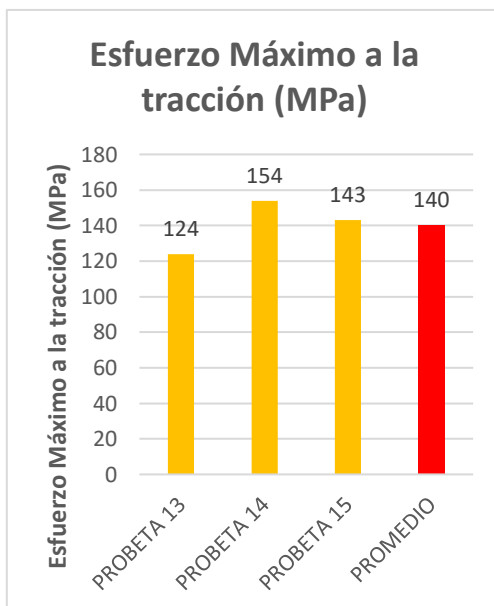
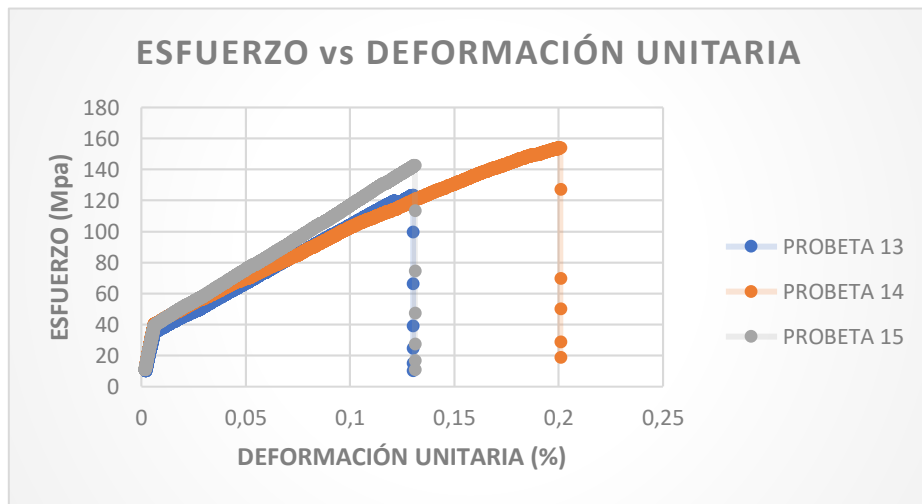
**Tabla 3-5.** Ficha técnica, caso 5 a tracción del material compuesto.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA				
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C5/-45.-45/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz:</b>	53	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,2	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,8	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5920	62	124	1080	5	AGM1
2	6440	77	154	9600	4	AGM1
3	6400	72	143	1240	1	AGM1
<b>Promedio</b>	6253	70	140	3973	3	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						








### GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN



<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Las 3 probetas que se muestran en la gráfica representan un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en el medio de la probeta.</li> <li>- La matriz y el refuerzo muestran una mejor adherencia.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	6253,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	140,3	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	3,33	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	3973,33	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

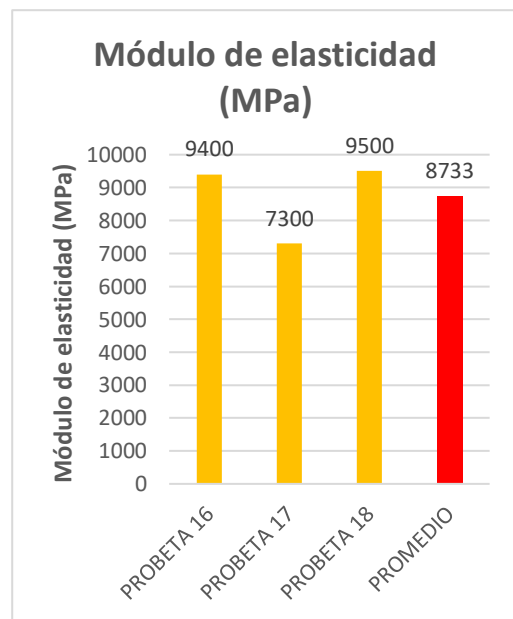
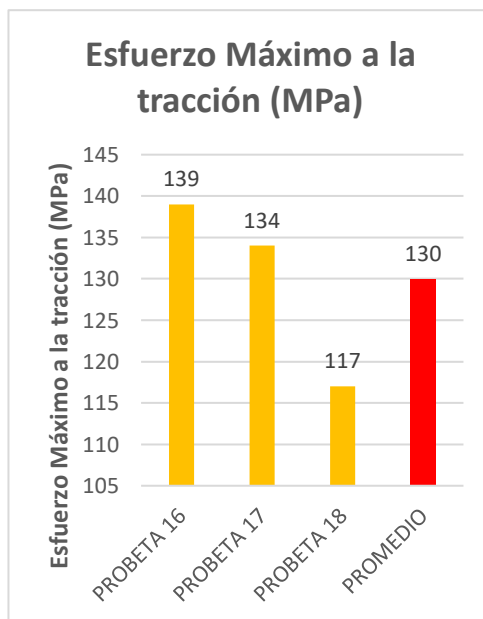
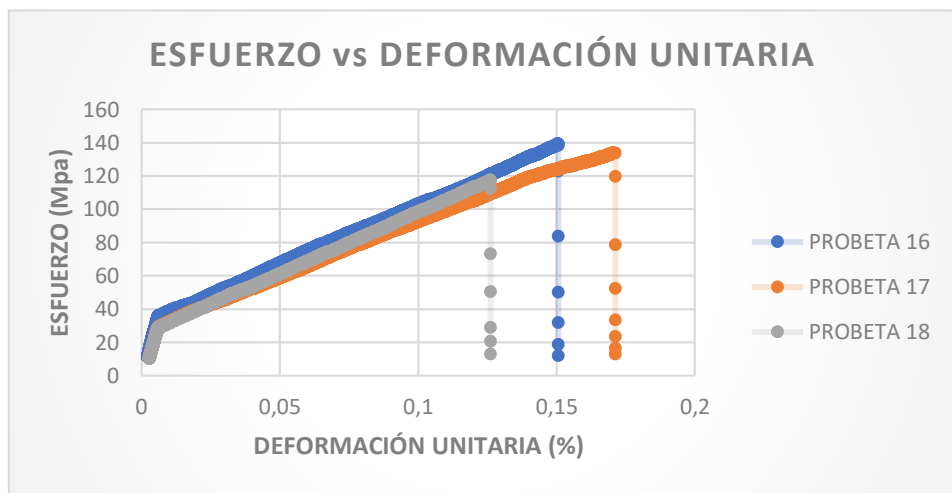
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-6.** Ficha técnica, caso 6 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C6/45.-45/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,85	
RESULTADOS						
Nº de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6200	70	139	9400	1	AGM1
2	6020	77	134	7300	2,5	AGM1
3	5580	59	117	9500	1,5	AGM1
<b>Promedio</b>	5933	68	130	8733	1,6	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						






### GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN

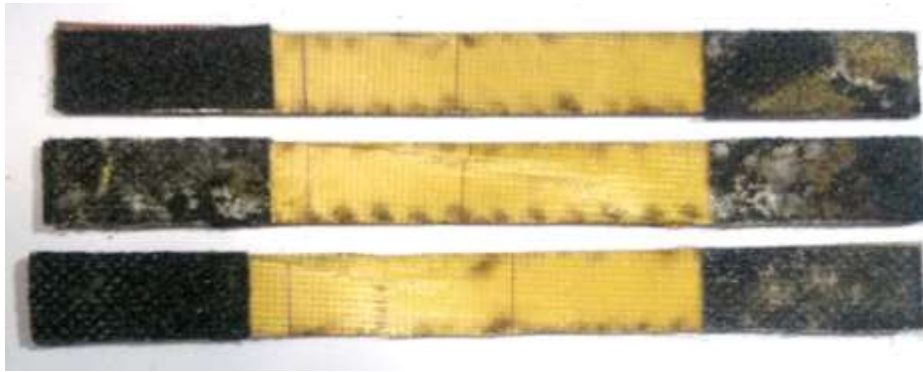


<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La matriz y el refuerzo muestras una mejor adherencia.</li> <li>- Las 3 probetas que se muestran en la gráfica representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en el medio de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5933,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	130	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,6	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	8733,33	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

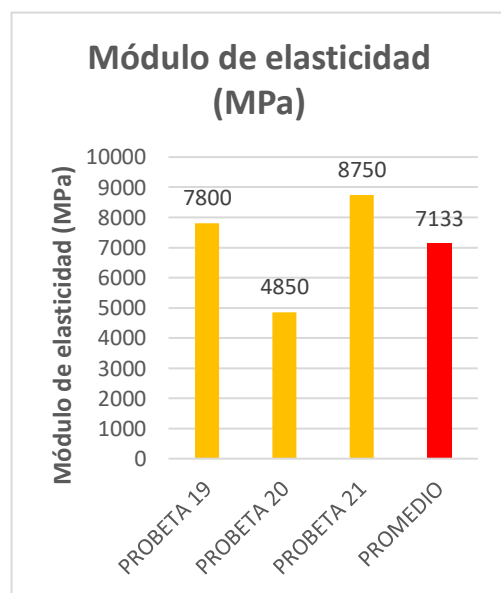
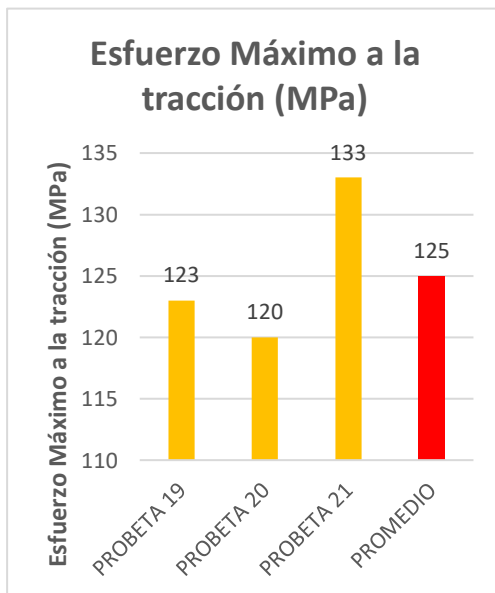
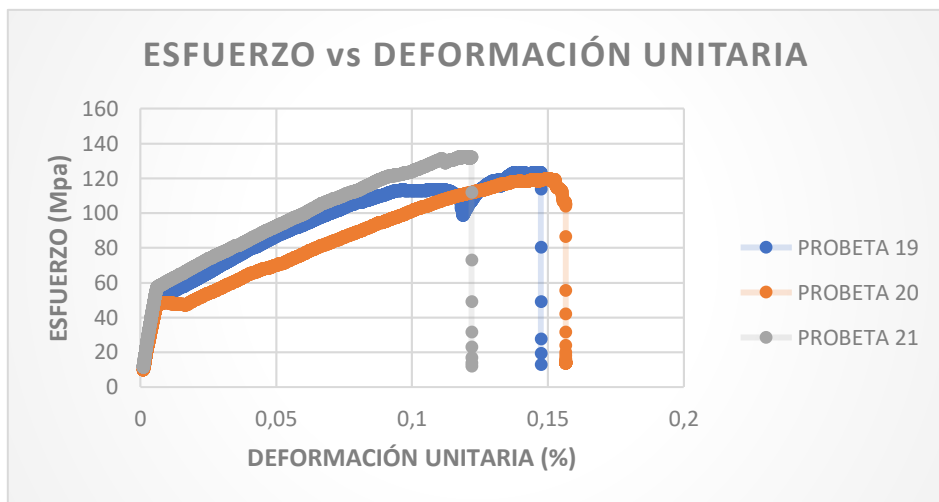
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-7.** Ficha técnica, caso 7 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C7/0.0/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,85	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5460	62	123	7800	1	AGM1
2	6000	60	120	4850	1	AGM1
3	5780	67	133	8750	1,5	AGT
<b>Promedio</b>	5746	63	125	7133	1,16	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**






<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La matriz y el refuerzo muestran una mejor adherencia.</li> <li>- La probeta 1 y 2 que se muestran en la gráfica representa un tipo AGM1 de fallo angular en la zona calibrada, localizada en el medio de la probeta.</li> <li>- La probeta 3 representa un tipo de falla angular en la zona calibrada, localizada en la parte superior de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5746,66	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	125,33	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,16	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	7133,33	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

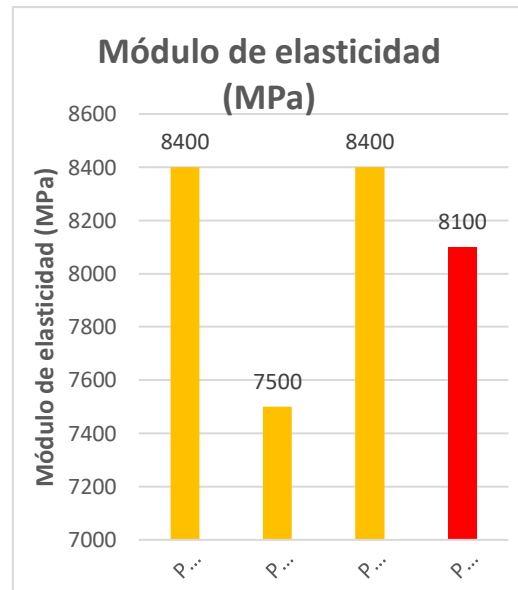
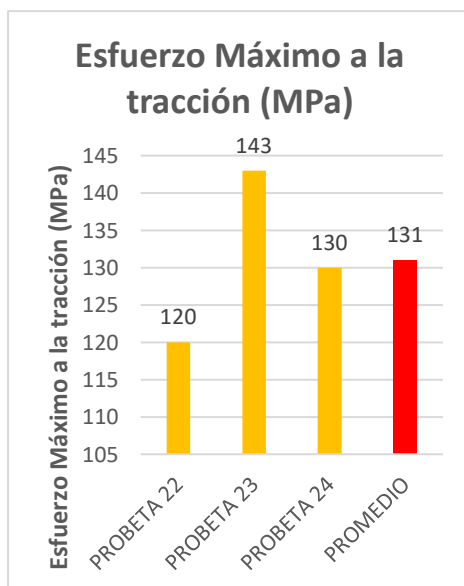
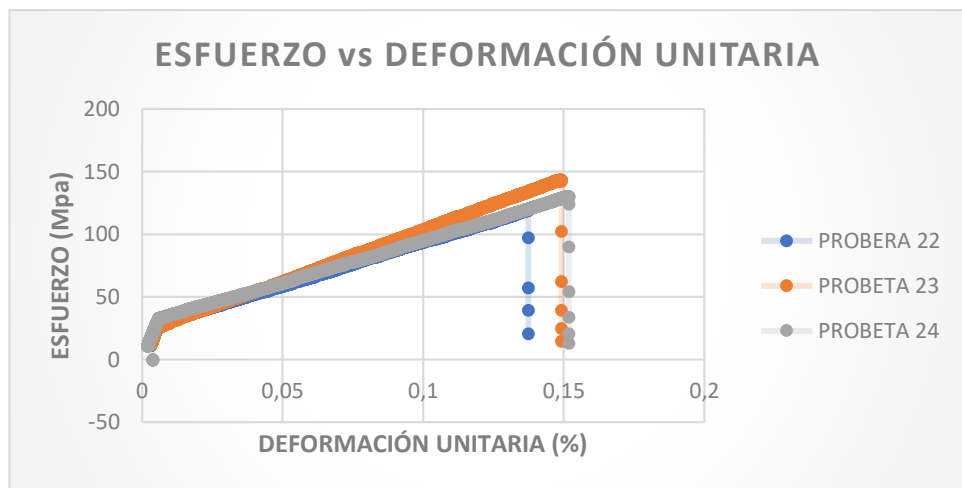


**Tabla 3-8.** Ficha técnica, caso 8 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C8/0.0/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,78	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5180	60	120	8400	2	AGT
2	5940	67,50	143	7500	3,5	LGM
3	5900	65	130	8400	0,5	AGB
<b>Promedio</b>	5673	64	131	8100	2	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						






### GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN



<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La probeta 1 muestra un tipo de fallo angular que se encuentra en la zona calibra, localizada en la parte superior de la probeta.</li> <li>- La probeta 2 representa un fallo de tipo lateral en la zona calibrada localizada en la parte media de la probeta.</li> <li>- La probeta 3 representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en la parte inferior de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5673,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	131	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	2	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	8100	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

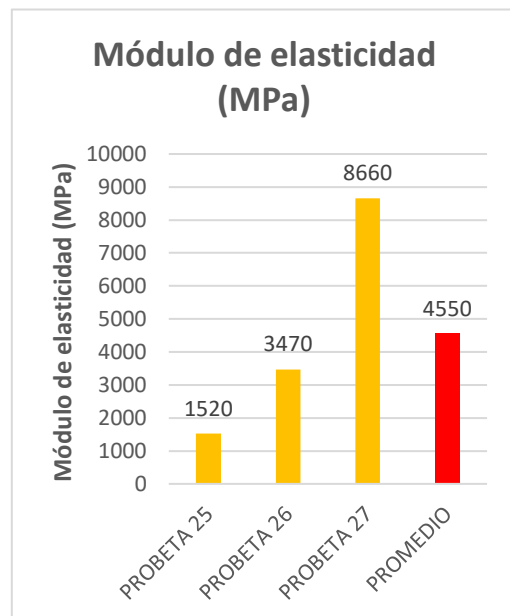
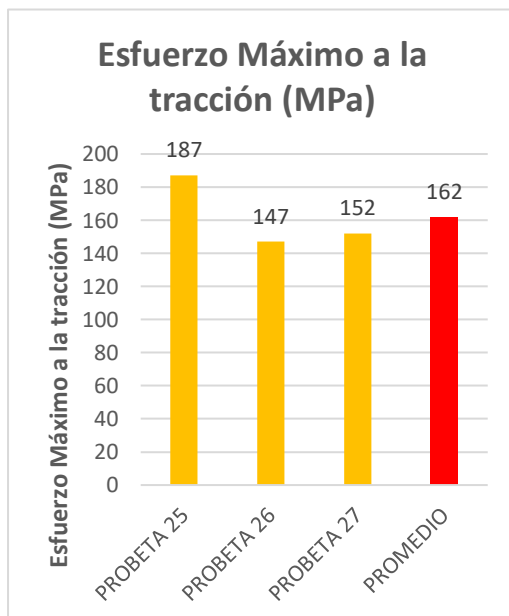
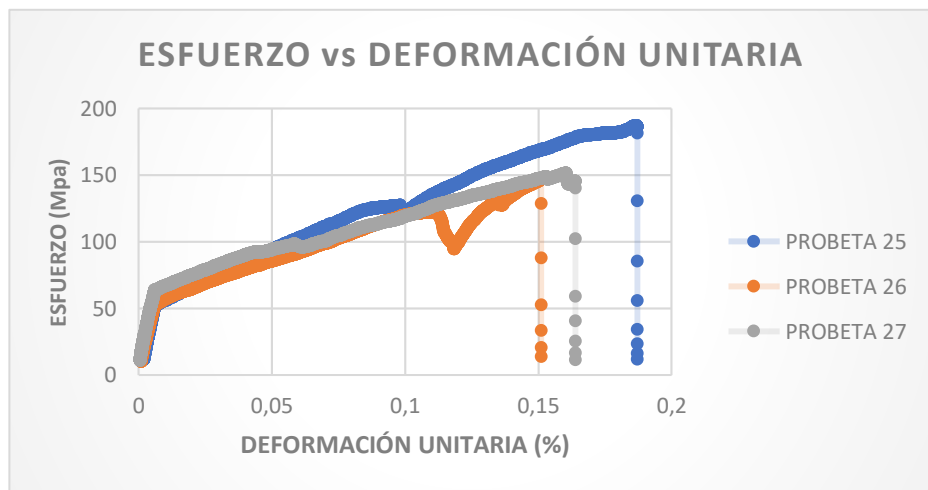
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-9.** Ficha técnica, caso 9 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C9/0.0/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,8	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	7820	94	187	1520	4,5	AGM1
2	7000	74	147	3470	1,5	AGB
3	6820	76	152	8660	1,5	AGB
<b>Promedio</b>	7213	81	162	4550	2,5	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						






### GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN



<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La probeta 1 que se muestras en la gráfica representa un tipo AGM1 de fallo angular en la zona calibrada, localizada en el medio de la probeta.</li> <li>- La probeta 2 y 3 representada por AGB muestra un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en la parte inferior de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	7213,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	162	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	2,5	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	4550	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

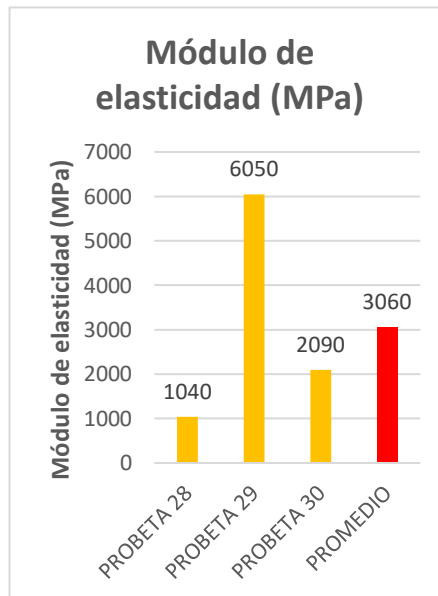
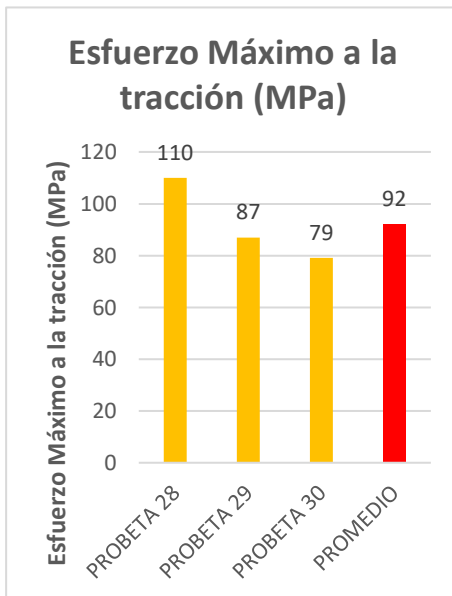
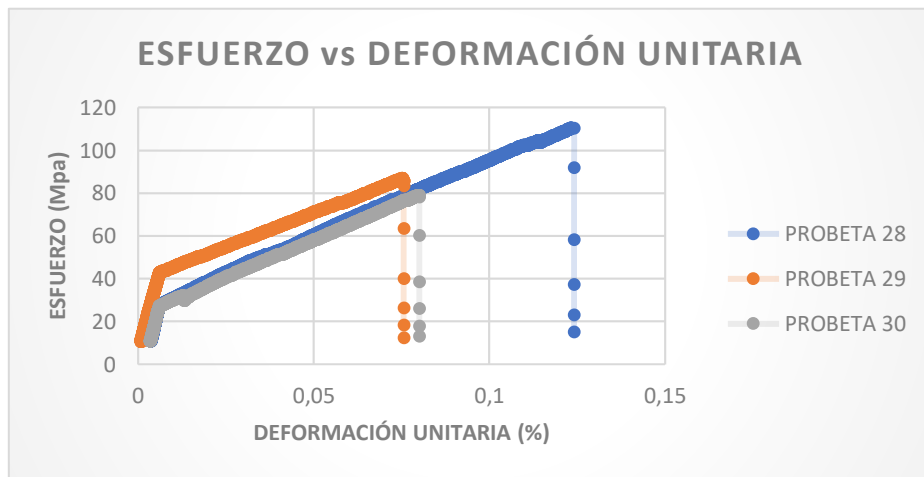
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-10.** Ficha técnica, caso 10 a tracción del material compuesto.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA				
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C10/-45.45/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°	
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,87	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5080	56	110	1040	0,5	AGT
2	4080	44	87	6050	1,5	AGT
3	3640	40	79	2090	0,5	AGT
<b>Promedio</b>	4266	46	92	3060	0,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**







<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<p>- La matriz y refuerzo muestra una mejor adherencia en el caso las probetas 1, 2 y 3 representan un fallo AGT que muestra un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en la parte superior de la probeta.</p>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	4266,66	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	92	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	0,83	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	3060	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

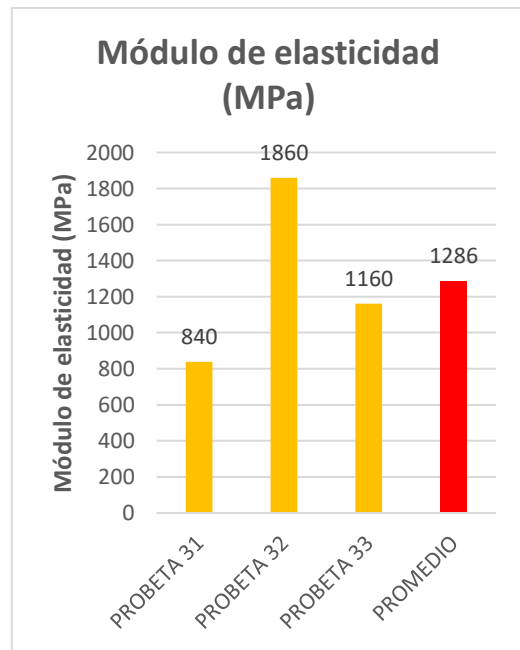
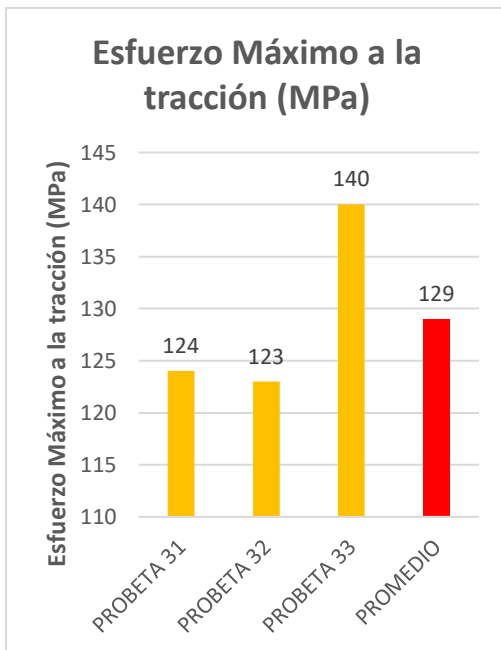
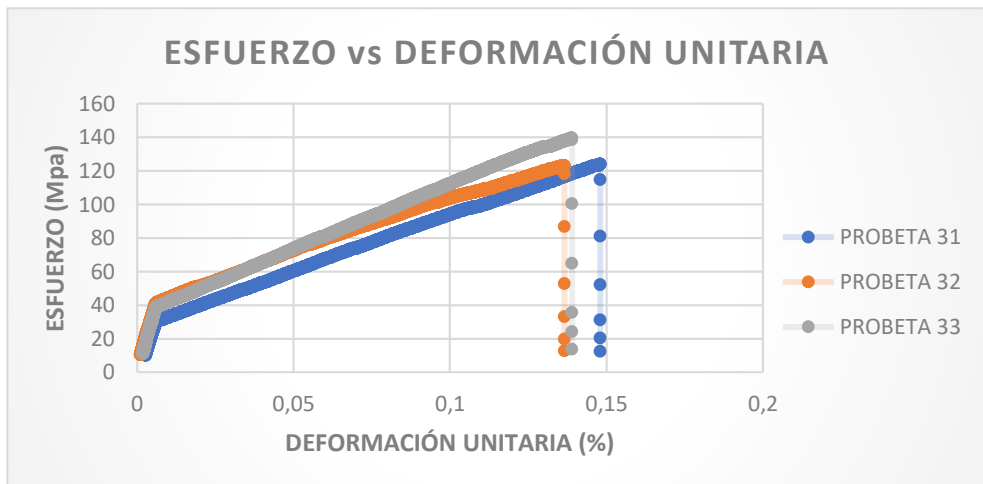
**Fuente:** Autora

**Tabla 3-11.** Ficha técnica, caso 11 a tracción del material compuesto.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS</b>							
<b>TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17</b>							
<b>DATOS INFORMATIVOS</b>							
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato				
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B						
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg				
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C11/45.45/90-T				
<b>PARÁMETROS DE ENSAYO</b>							
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3		
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°		
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH		
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,87		
<b>RESULTADOS</b>							
<b>N° de probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de Fluencia (MPa)</b>	<b>Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (MPa)</b>	<b>Elongación (%)</b>	<b>Tipo de falla</b>	
1	5940	62	124	840	1	AGB	
2	5740	62	123	1860	0,5	AGM1	
3	6120	70	140	1160	1	AGM1	
<b>Promedio</b>	5933	64	129	1286	0,83		
<b>FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO</b>							
							






**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**



<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<p>- La probeta 1 muestra un fallo AGB que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada de la probeta, localizada en la parte inferior de la misma.</p> <p>- La probeta 2 y 3 muestra un fallo AGM1 que es un fallo de tipo angular en la zona calibrada, localizada en el medio de la probeta con un punto de ruptura.</p>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5933,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	129	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	0,83	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1286,66	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

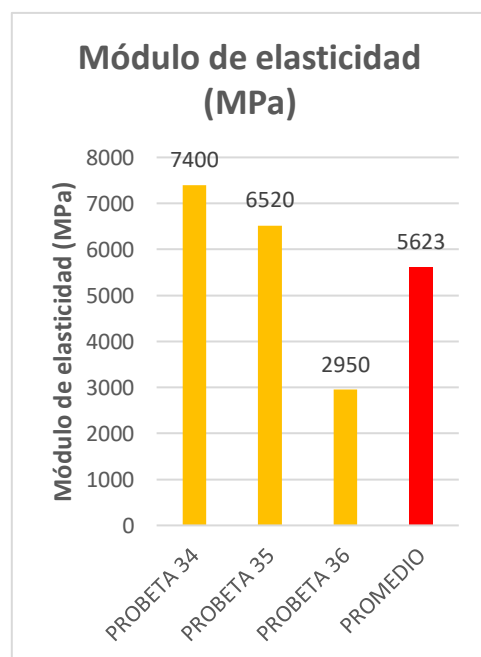
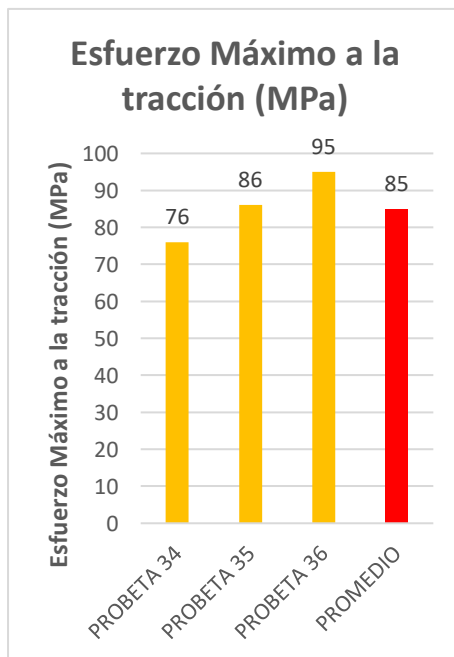
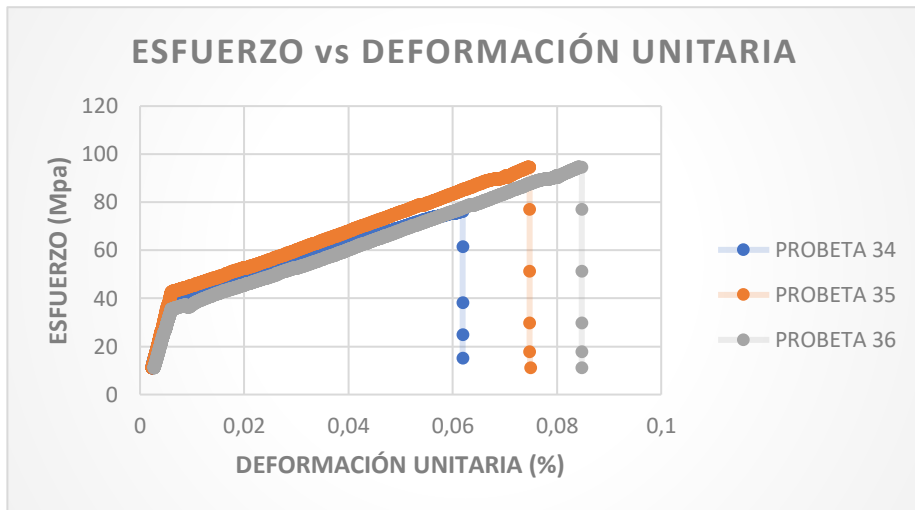
**Fuente:** Autora

Tabla 3-12. Ficha técnica, caso 12 a tracción del material compuesto.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS</b>							
<b>TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17</b>							
<b>DATOS INFORMATIVOS</b>							
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato				
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B						
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg				
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C12/0.-45/120-T				
<b>PARÁMETROS DE ENSAYO</b>							
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3		
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57		
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°		
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH		
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,86		
<b>RESULTADOS</b>							
<b>N° de probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de Fluencia (MPa)</b>	<b>Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (MPa)</b>	<b>Elongación (%)</b>	<b>Tipo de falla</b>	
1	3420	41	76	7400	1,5	LGB	
2	4080	43	86	6520	1	LGB	
3	4240	48	95	2950	0,5	LGB	
<b>Promedio</b>	3913,33	44	85	5623	1		
<b>FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO</b>							
							





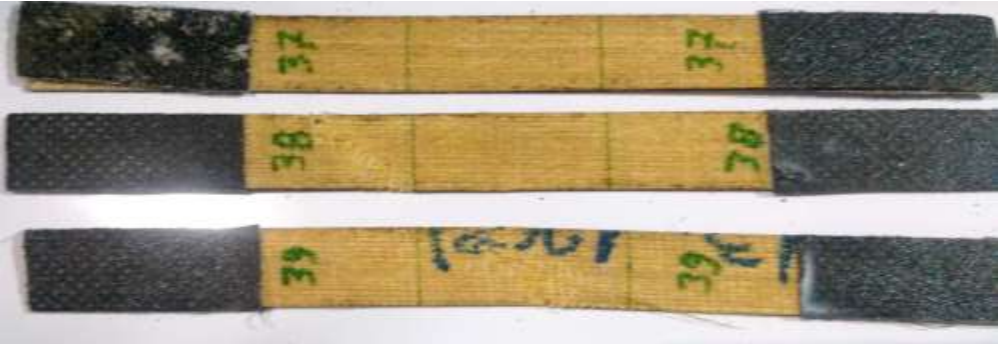
**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**



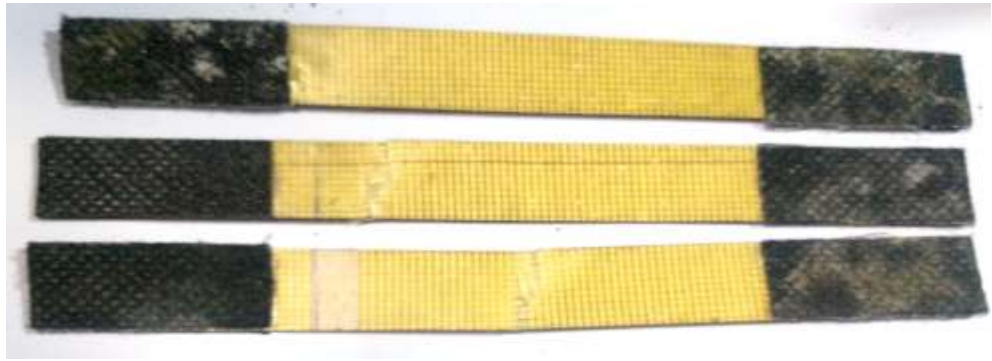
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<p>- Las 3 probetas representadas en la graficas tienen un tipo de fallo LGB lo que muestra ser un fallo de tipo lateral en la zona calibrada de la probeta, localizada en la parte inferior de la misma.</p>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	3913,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	143	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1296	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

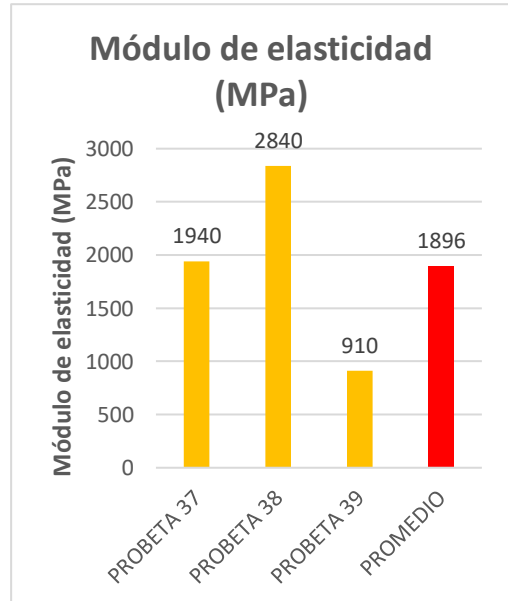
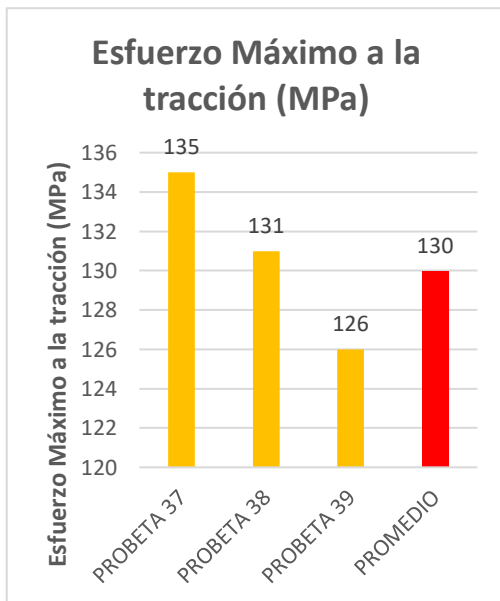
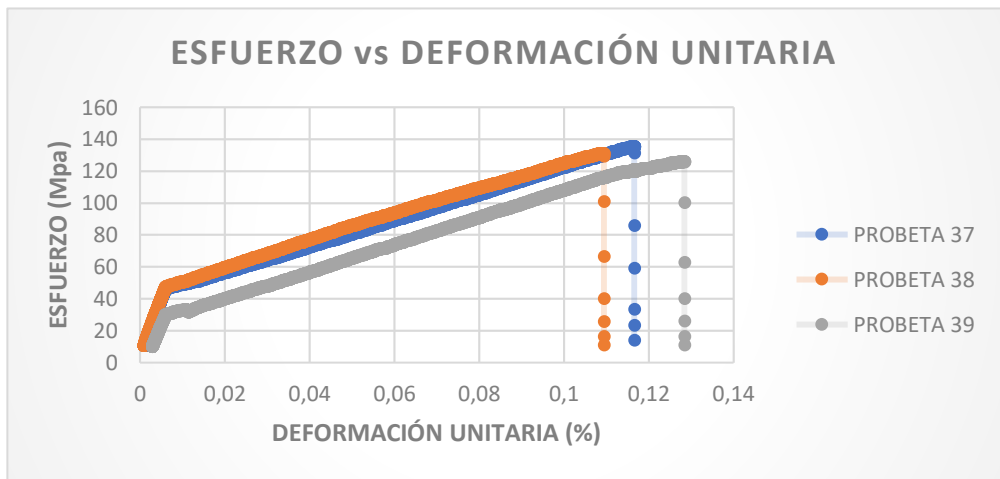
Tabla 3-13. Ficha técnica, caso 13 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C13/-45.0/120-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°	
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°,0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,92	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6240	68	135	1940	1	AGB
2	6140	66	131	2840	0,5	AGB
3	6240	77	126	910	8	AGM1
<b>Promedio</b>	6206	70	130	1896	3,1	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						








**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**

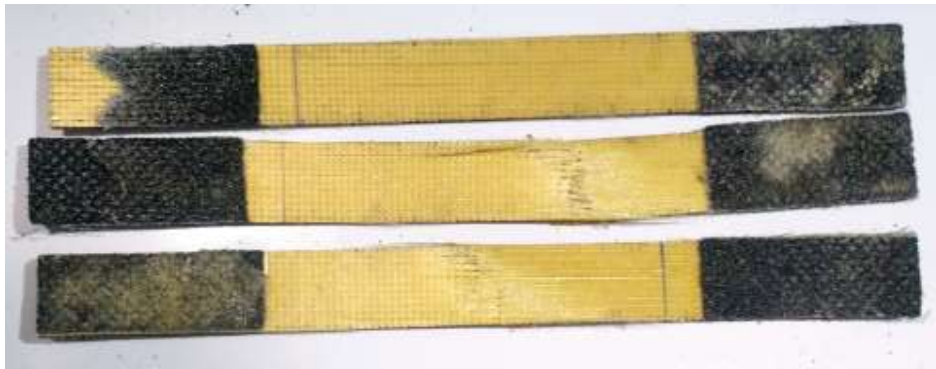


<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Las probetas 1 y 2, muestran un tipo de fallo AGB, que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, en este caso está localizada en la parte inferior de la probeta.</li> <li>- La probeta 3, muestra un fallo AGM1, que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en la parte media de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	6206,66	<b>Elaborado por:</b>	Srta: Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	130	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	3,1	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1896,66	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

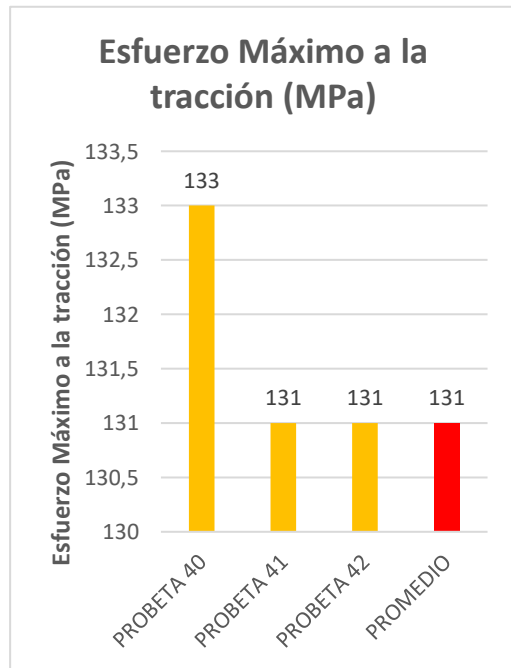
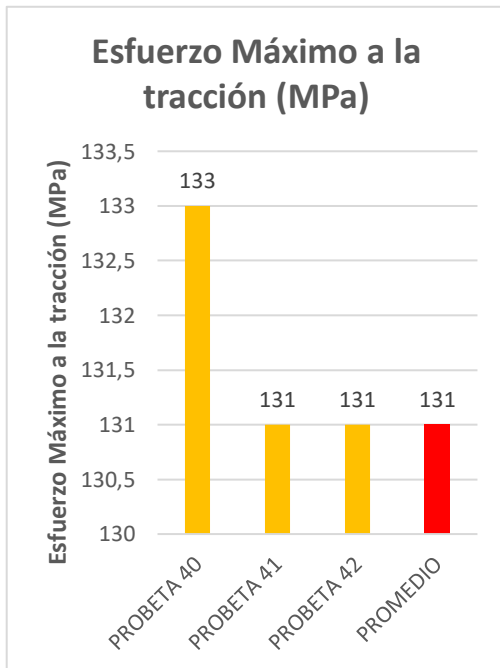
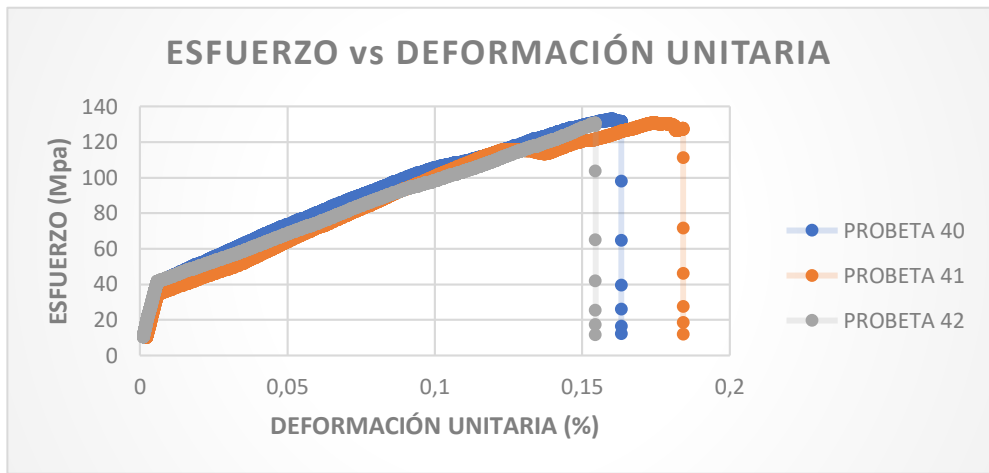
**Fuente:** Autora

Tabla 3-14. Ficha técnica, caso 14 a tracción del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C14/45.0/120-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D3039-17	<b>Probetas ensayadas:</b>	3	
<b>Marca:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	250*25*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57	
<b>Refuerzo:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°	
<b>Orientación de fibra:</b>	45°,0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH	
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,93	
RESULTADOS						
Nº de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6300	67	133	1420	8	GAB
2	6140	70	131	850	1,50	AGM1
3	4400	66	131	1260	2	AGM1
<b>Promedio</b>	5613	67	131	1176	3,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						






**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**

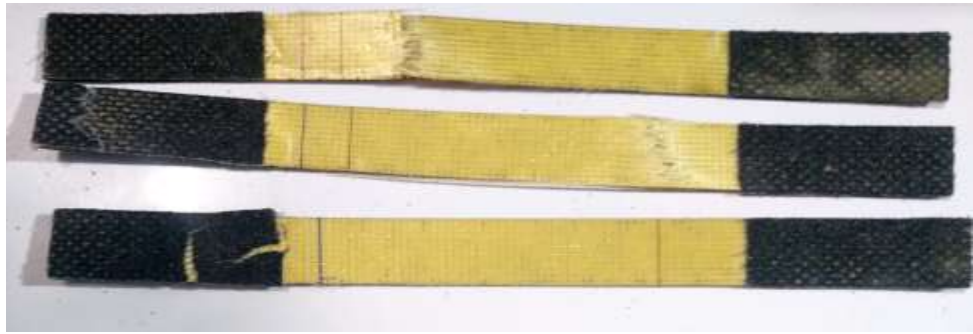


<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La probeta 1, muestra un tipo de fallo AGB, que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, en este caso está localizada en la parte inferior de la probeta.</li> <li>- Las probetas 2 y 3, muestra un fallo AGM1, que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, localizada en la parte media de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5613,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	131	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	3,83	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	1176	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

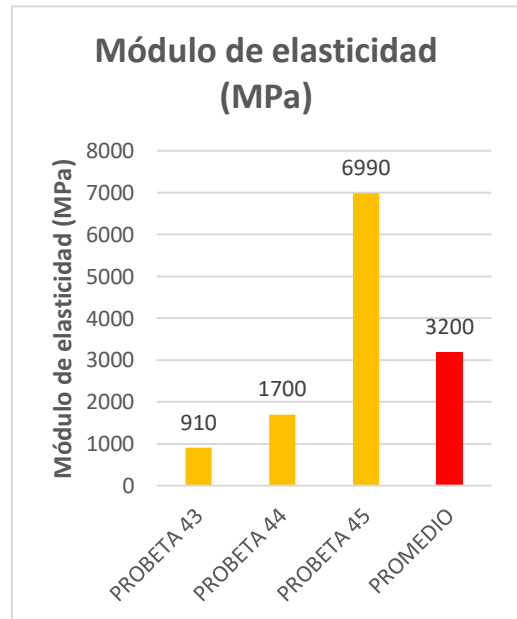
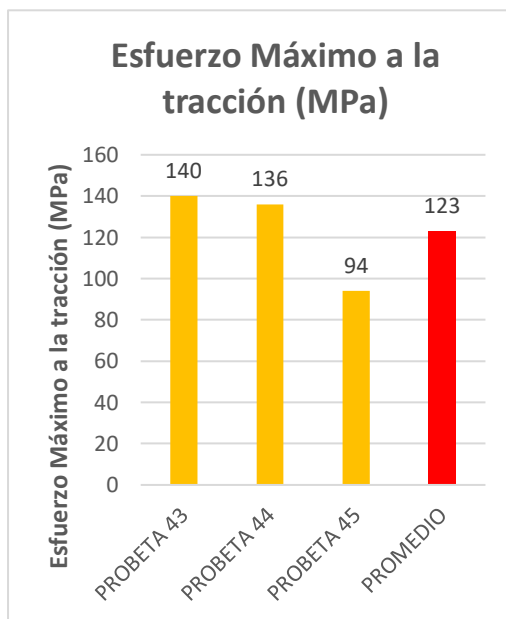
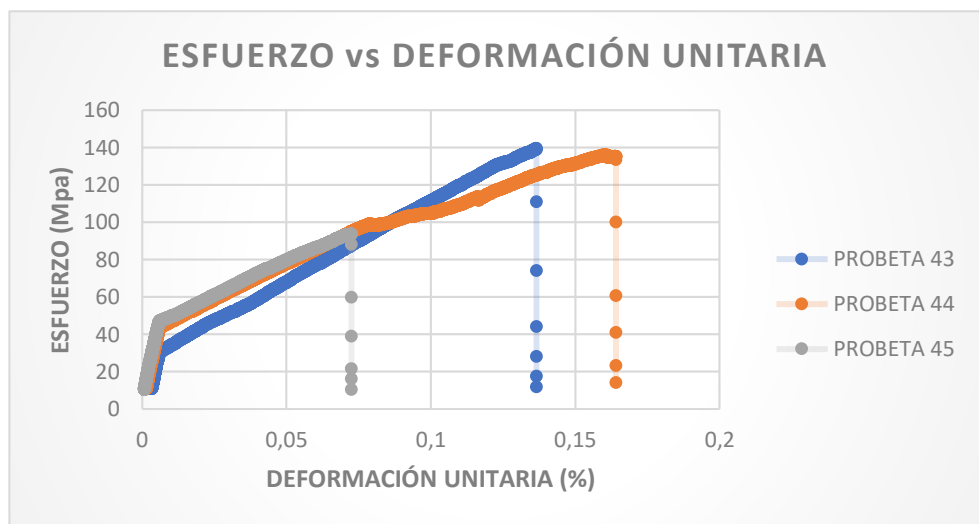
**Fuente:** Autora

Tabla 3-15. Ficha técnica, caso 15 a tracción del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución:	24/05/2021	Ciudad:	Ambato			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Liliana E Amaya J	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación:	K-C15/0.45/120-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas:	3	
Marca:	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm):	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55	
Refuerzo:	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120°	
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Al vacío	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr):	69,4	Velocidad de ensayo:	2mm/min	Espesor promedio:	1,84	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6300	105	140	910	3	AGT
2	6140	68	136	1700	0,5	AVV
3	4400	49	94	6990	0,5	AIT
Promedio	5613	74	123	3200	1,33	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						



**GRAFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN**






<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>- La probeta 1, muestras un tipo de fallo AGT, que representa un tipo de fallo angular en la zona calibrada, en este caso está localizada en la parte superior de la probeta.</li> <li>- La probeta 2 muestra un fallo AVV de tipo angular que se encuentra en el agarre y en la zona calibrada, tanto en la parte superior como en la parte media de la probeta.</li> <li>- La probeta 3, muestra un fallo AIT, que representa un tipo de fallo angular en el interior de agarre, localizada en la parte superior de la probeta.</li> </ul>			
<b>VALORES PROMEDIO</b>		<b>APROBADO Y VALIDADO</b>	
<b>Carga máxima (N)</b>	5613,33	<b>Elaborado por:</b>	Srta. Liliana Amaya
<b>Esfuerzo máximo de tracción (MPa)</b>	123	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>% Elongación</b>	1,33	<b>Aprobado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	3200	<b>Validado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora



### 3.1.2. Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a flexión

**Tabla 3-16.** Ficha técnica, caso 1 a flexión del material compuesto.

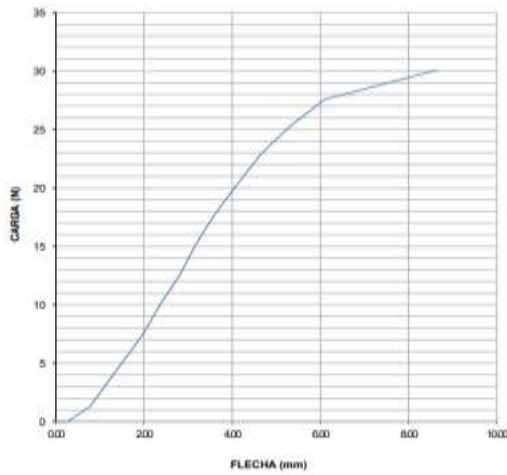
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C1/0.-45/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,86
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	30,08	55,76	1200	8,64	OAU
2	32,12	60,06	1340	8,4	OAU
3	31,61	52,68	850	9,06	OAU
<b>Promedio</b>	31,27	56,16	1130	8,7	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



## GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

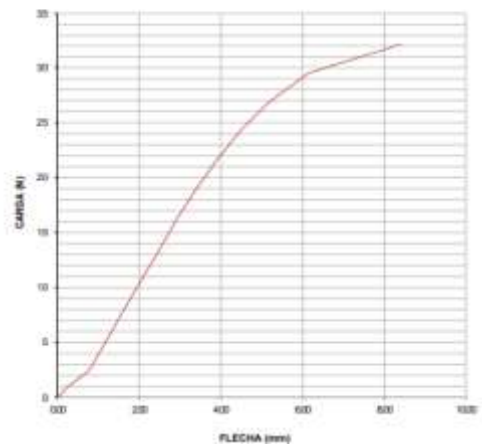
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 1  
 DESIGNACIÓN: K-C10-4500-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



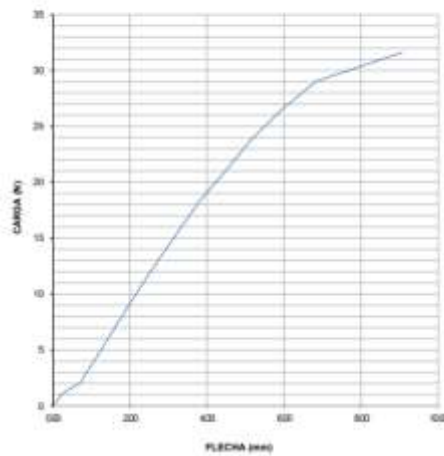
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

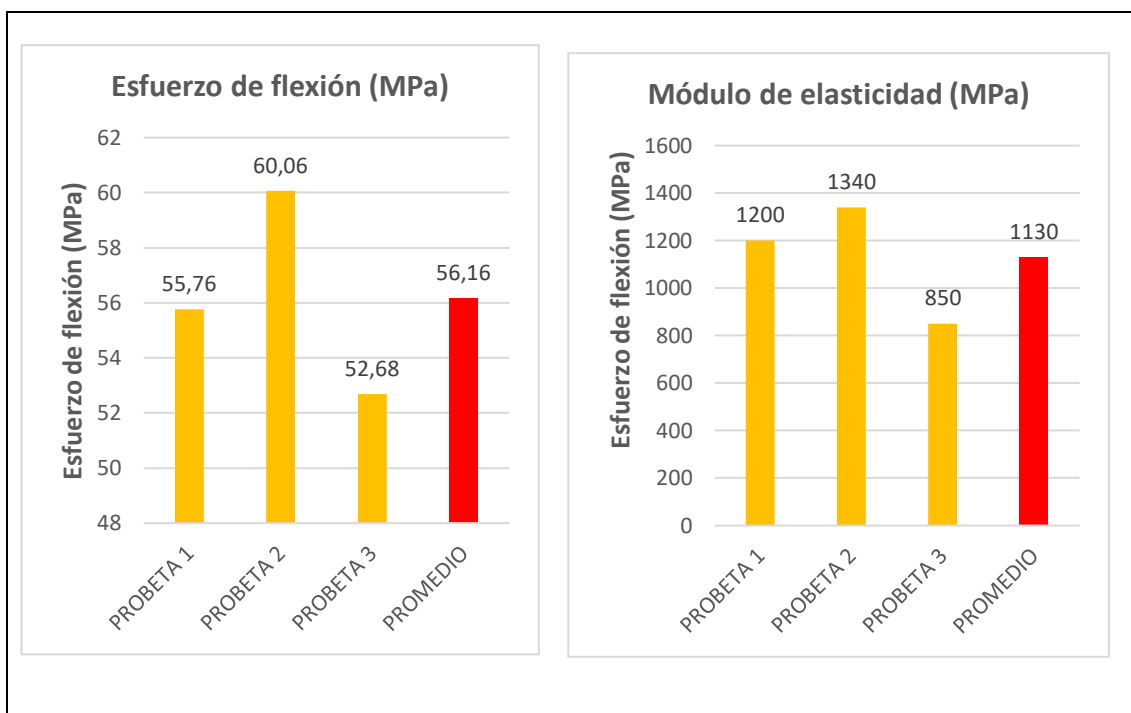
MUESTRA N°: 2  
 DESIGNACIÓN: K-C10-4500-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 3  
 DESIGNACIÓN: K-C10-4500-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

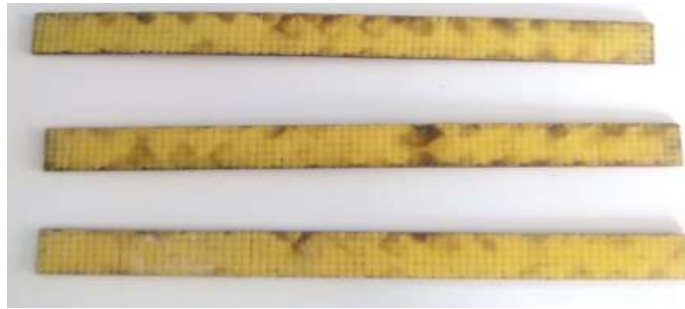
- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	31,27	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	56,16	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	8,7	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1130	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-17.** Ficha técnica, caso 2 a flexión del material compuesto.

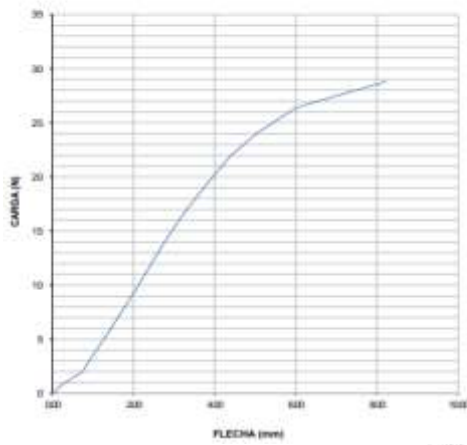
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C2/-45.0/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,90
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	28,80	48,98	998	8,22	OAT
2	36,93	63,67	2020	5,61	OAT
3	38,21	65,72	3430	6,80	OAT
<b>Promedio</b>	34,63	59,45	2149,33	6,87	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



### GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

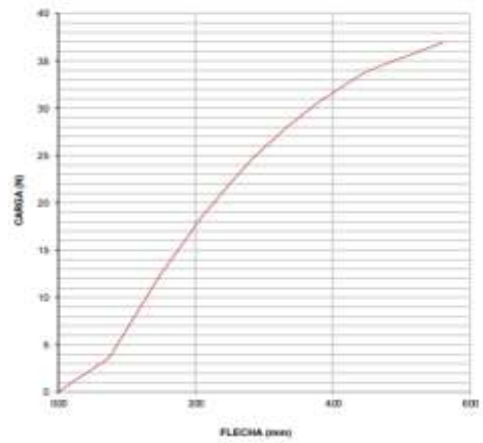
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 4  
 DESIGNACIÓN: K-C2-48.880-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



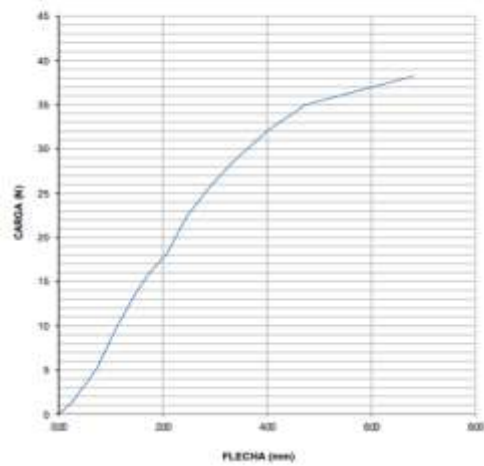
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

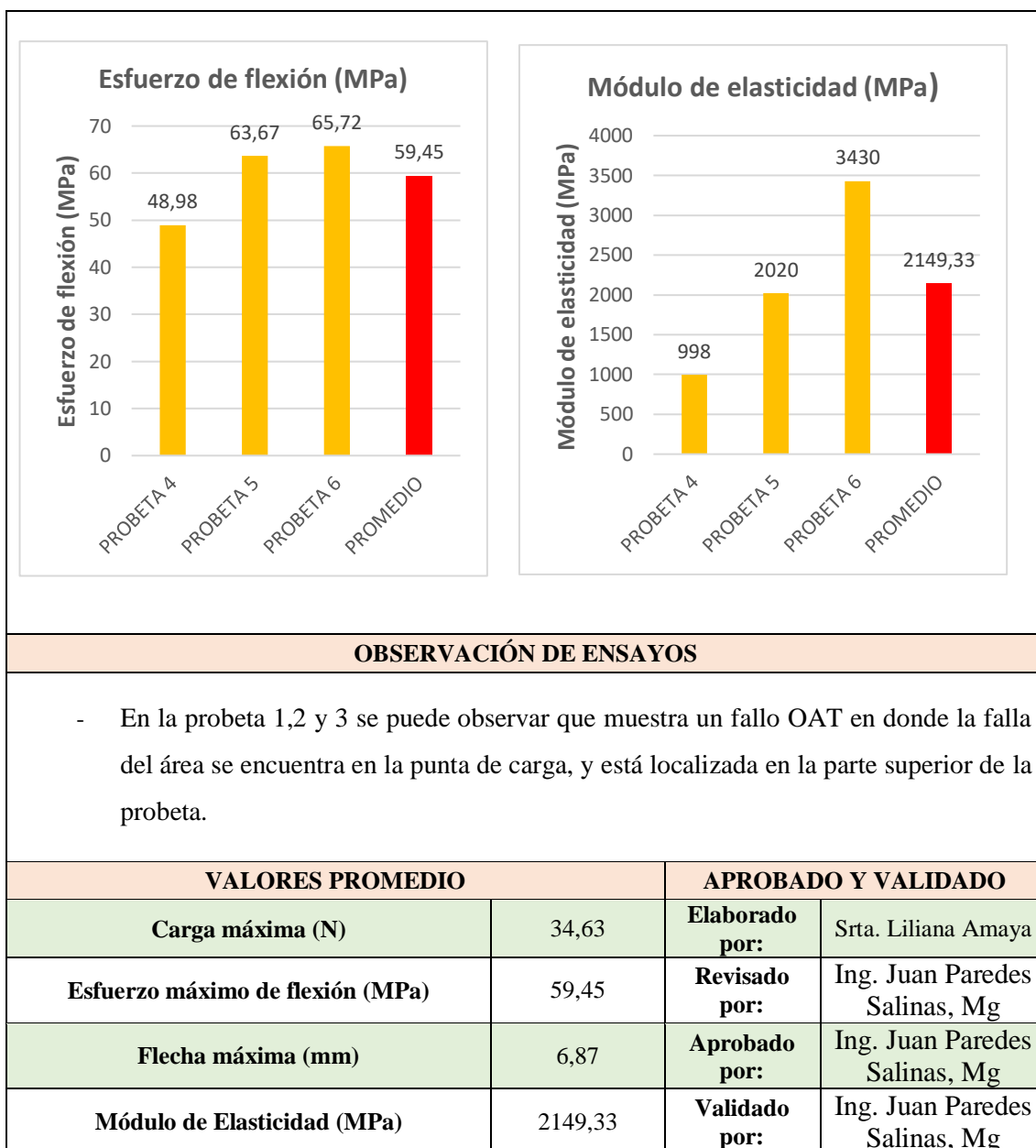
MUESTRA N°: 5  
 DESIGNACIÓN: K-C2-48.880-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 6  
 DESIGNACIÓN: K-C2-48.880-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OAT en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte superior de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	34,63	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	59,45	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	6,87	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	2149,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

**Tabla 3-18.** Ficha técnica, caso 3 a flexión del material compuesto.

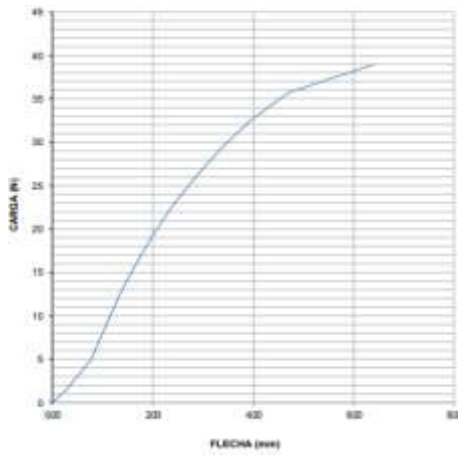
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>			
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C3/45.0/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz:</b>	53
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,88
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	38,95	70,60	3160	6,40	OBM
2	42,21	74,27	5230	5,65	OBM
3	41,48	70,76	2230	6,46	OBM
<b>Promedio</b>	40,88	71,87	3540	6,17	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

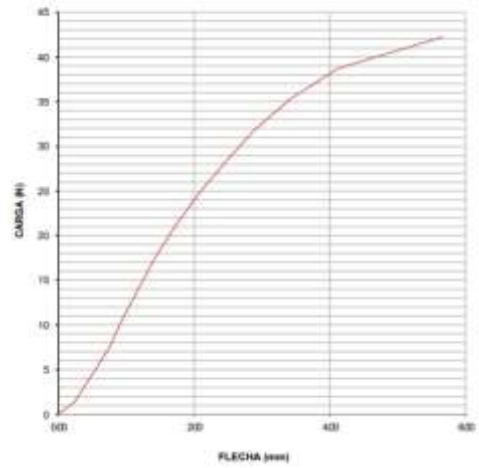
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 7  
 DESIGNACIÓN: K-C346.890-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



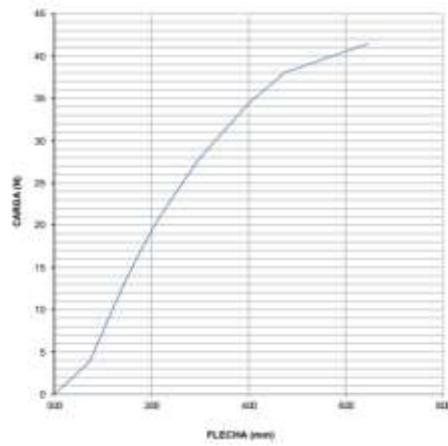
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 8  
 DESIGNACIÓN: K-C346.890-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21

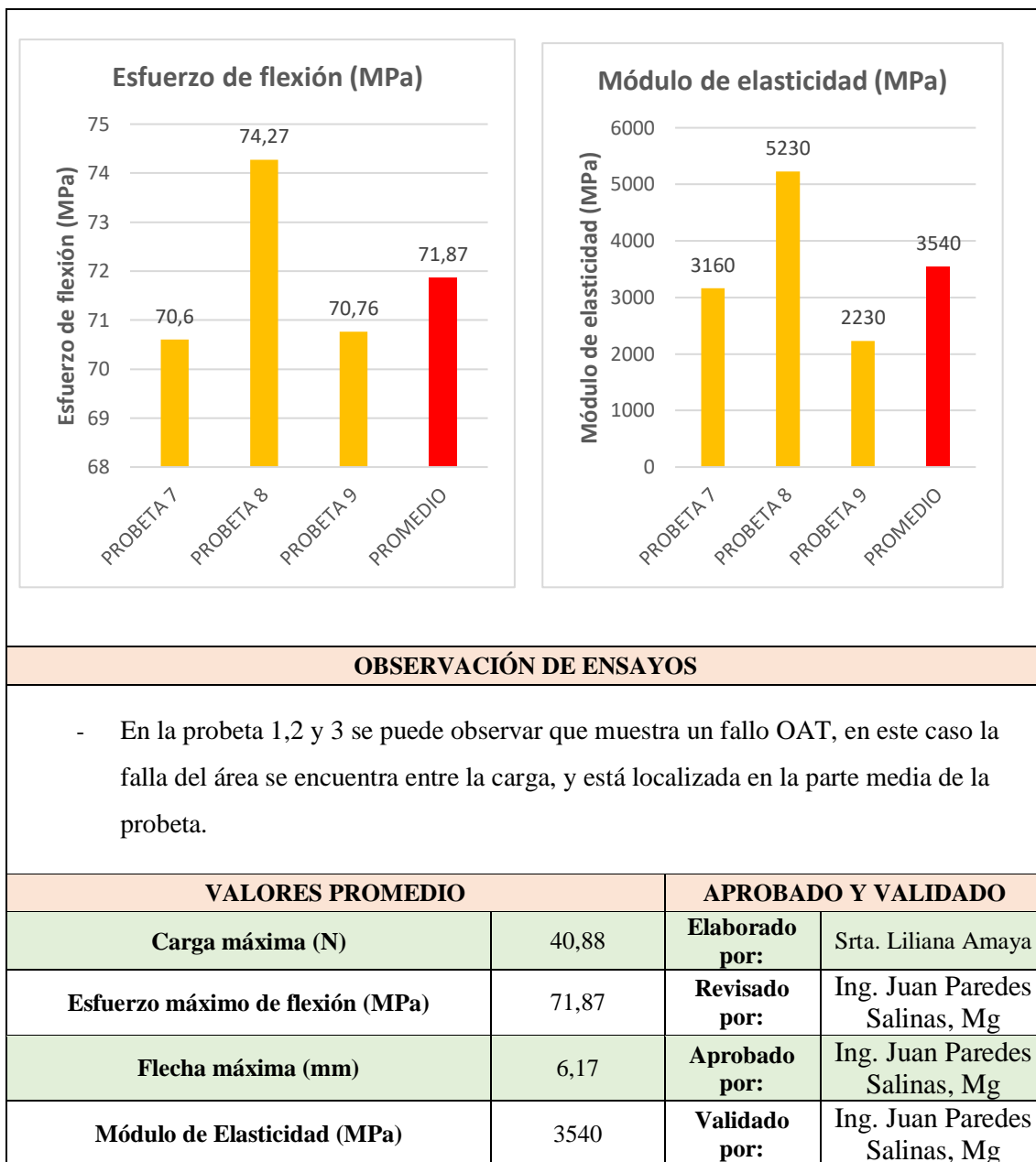


**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 9  
 DESIGNACIÓN: K-C346.890-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21










**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

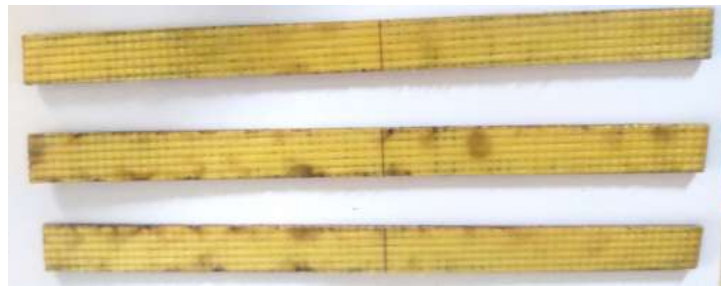
- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OAT, en este caso la falla del área se encuentra entre la carga, y está localizada en la parte media de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	40,88	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	71,87	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	6,17	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	3540	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-19.** Ficha técnica, caso 4 a flexión del material compuesto.

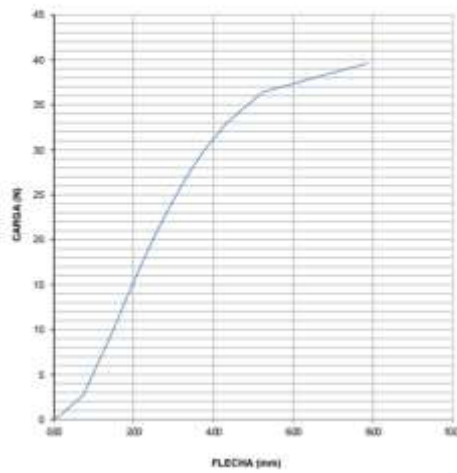
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C4/0.45/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz:</b>	56
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	71,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,83
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	39,60	69,95	1740	7,86	OBU
2	34,15	64,01	1150	7,32	OBU
3	34,29	67,01	1480	7,12	OBU
<b>Promedio</b>	36,01	66,99	1456,66	7,43	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



## GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

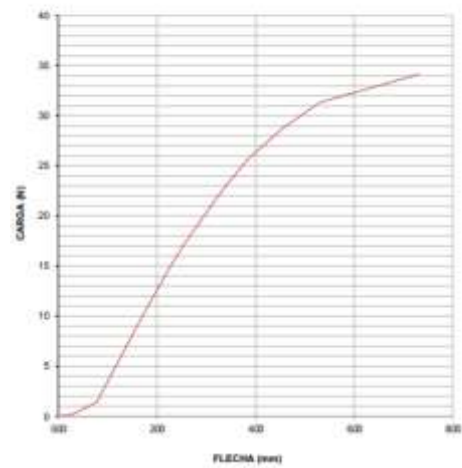
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 10  
DESIGNACIÓN: K-C4/0.45/60-F-1  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



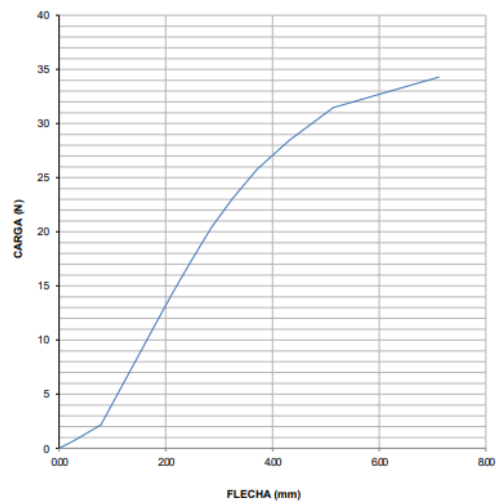
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

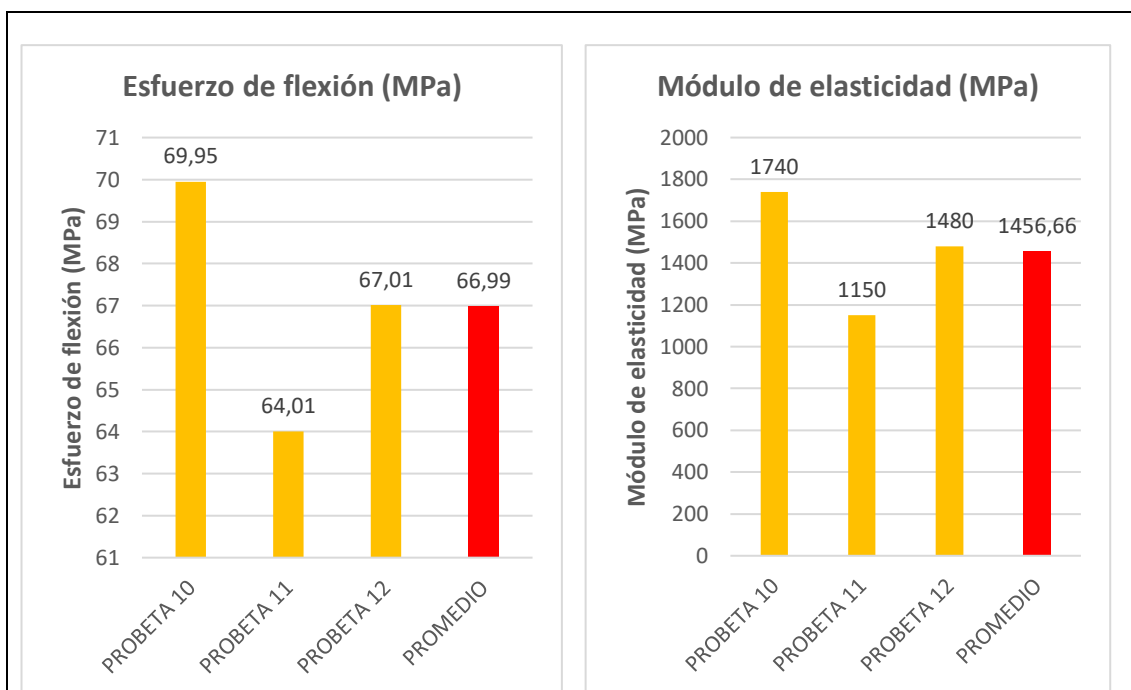
MUESTRA N°: 11  
DESIGNACIÓN: K-C4/0.45/60-F-2  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 12  
DESIGNACIÓN: K-C4/0.45/60-F-3  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OBU, en este caso la falla del área se encuentra entre la carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	36,01	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	66,99	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	7,43	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1456,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-20.** Ficha técnica, caso 5 a flexión del material compuesto.

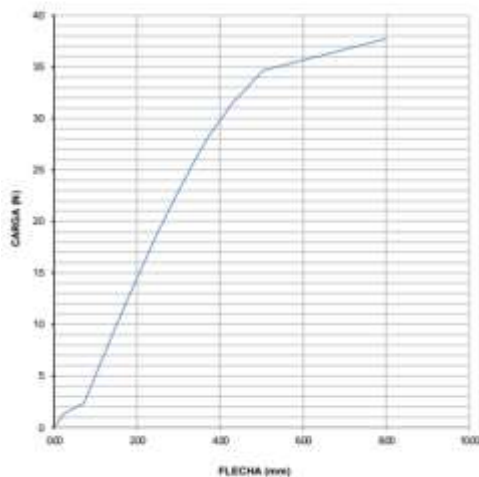
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C5/-45.-45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	53
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,2	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,88
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	37,72	62,87	890	8,00	OAB
2	45,68	73,59	1150	8,18	OAB
3	40,12	79,89	1690	7,87	OAB
<b>Promedio</b>	41,17	72,11	1243,33	8,01	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

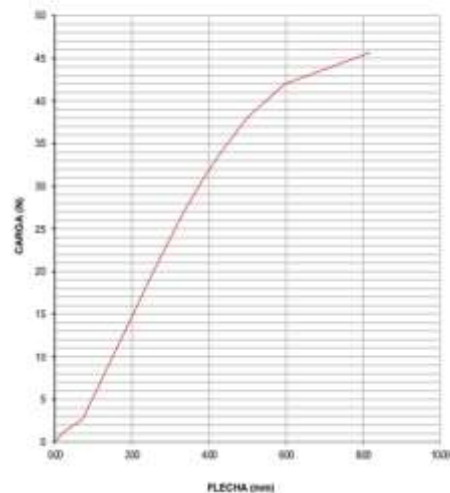
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 13  
 DESIGNACIÓN: K-CP-45-4599-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



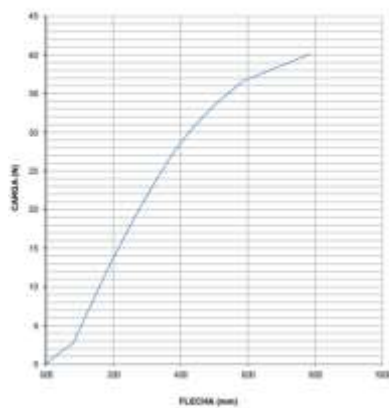
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

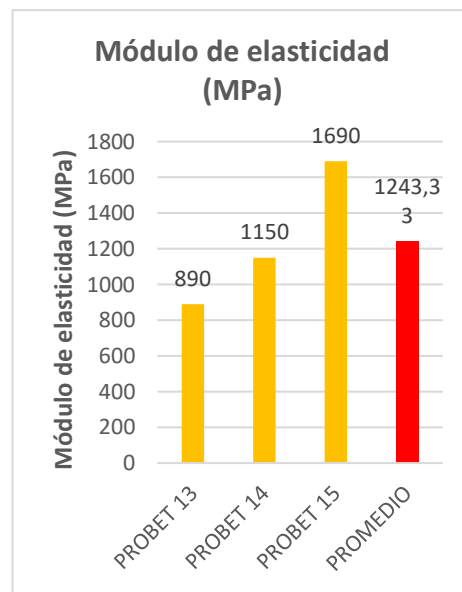
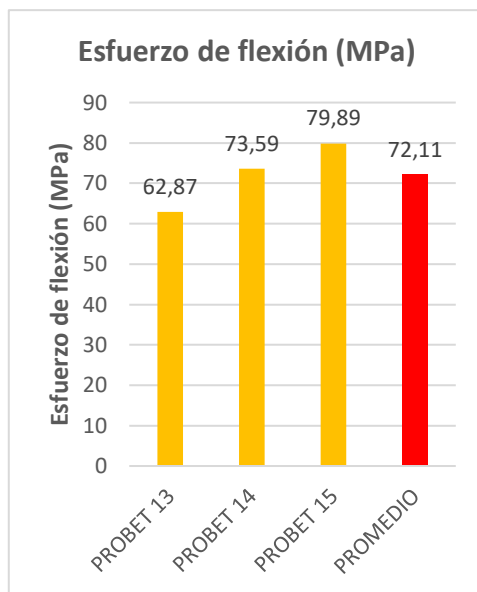
MUESTRA N°: 14  
 DESIGNACIÓN: K-CM-46-4699-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 15  
 DESIGNACIÓN: K-CP-45-4599-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OAB en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte inferior de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	41,17	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	72,11	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	8,01	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1243,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

**Tabla 3-21.** Ficha técnica, caso 6 a flexión del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C6/45.-45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,83
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	23,33	43,45	990	9,10	OAT
2	23,18	41,03	1140	10,22	OAT
3	31,36	59,76	1250	10,28	OAT
<b>Promedio</b>	25,95	48,08	1126,66	9,86	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					

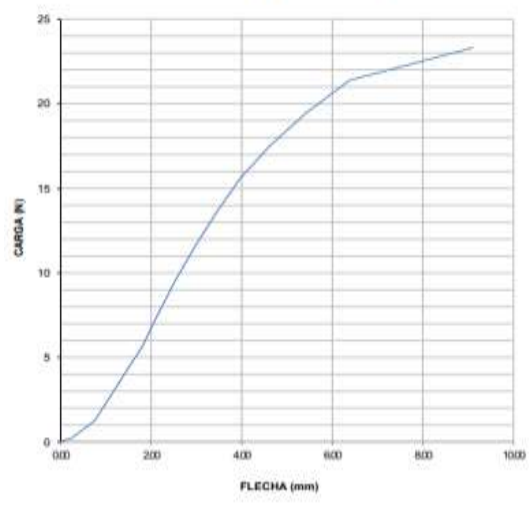




**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

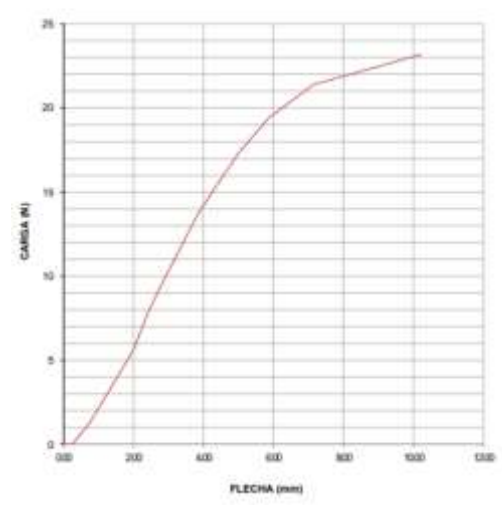
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 16  
 DESIGNACIÓN: K-C645-48/90-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



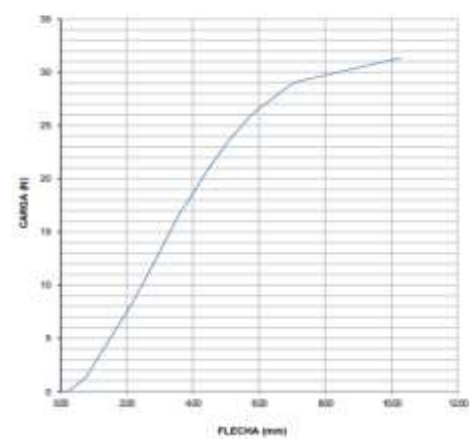
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

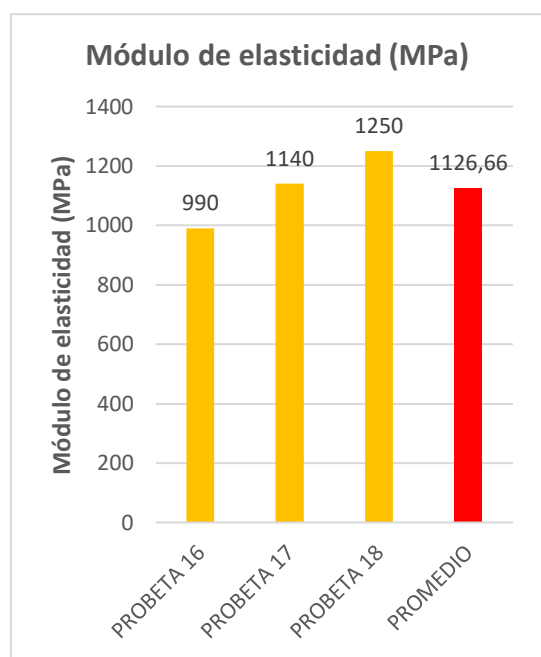
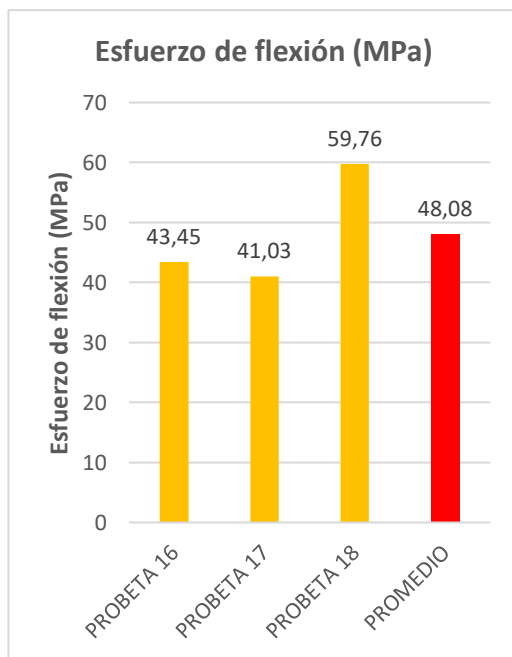
MUESTRA N°: 17  
 DESIGNACIÓN: K-C645-48/90-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 18  
 DESIGNACIÓN: K-C645-48/90-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








**OBSERVACIÓN DE ENSAYOS**

- En la probeta 1,2 y 3 se puede observar que muestra un fallo OAT en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte superior de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	25,95	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	48,08	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,86	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1126,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

**Fuente:** Autora

**Tabla 3-22.** Ficha técnica, caso 7 a flexión del material compuesto.

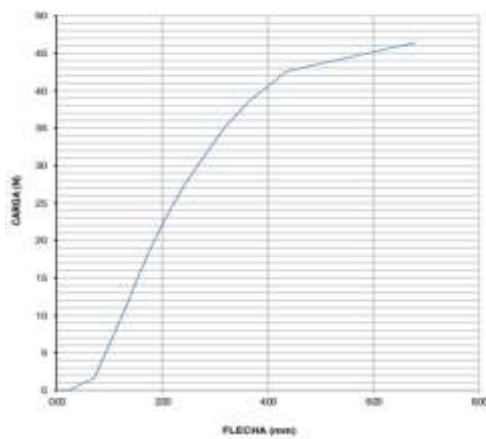
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C7/0.0/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,93
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	46,41	74,31	1320	6,78	OAT
2	50,58	80,93	2450	5,10	OAT
3	42,82	77,98	3960	5,55	OAT
<b>Promedio</b>	46,60	77,74	2576,66	5,81	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



### GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

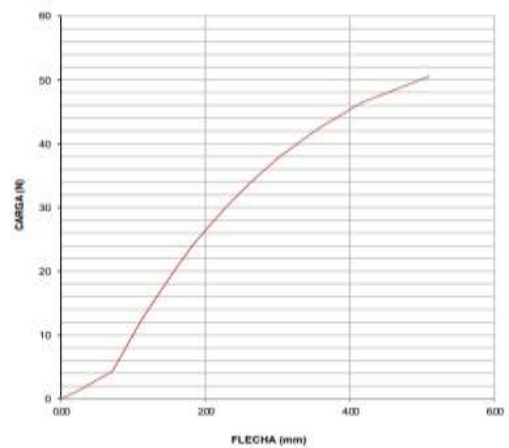
#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 19  
DESIGNACIÓN: K-C716.0/90-F-1  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



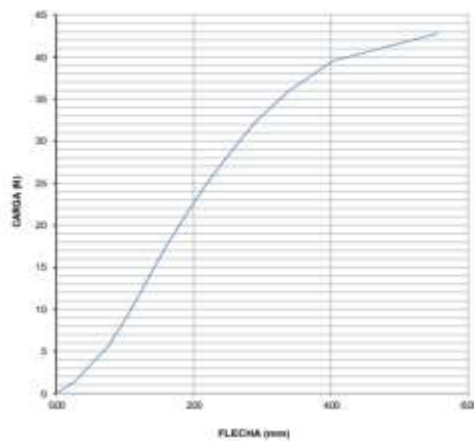
#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

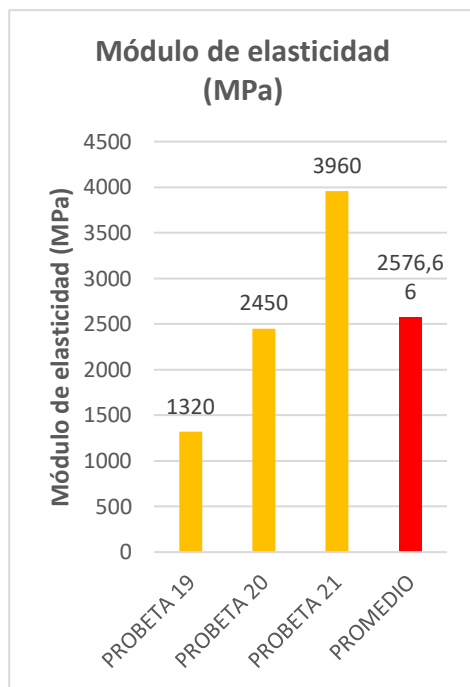
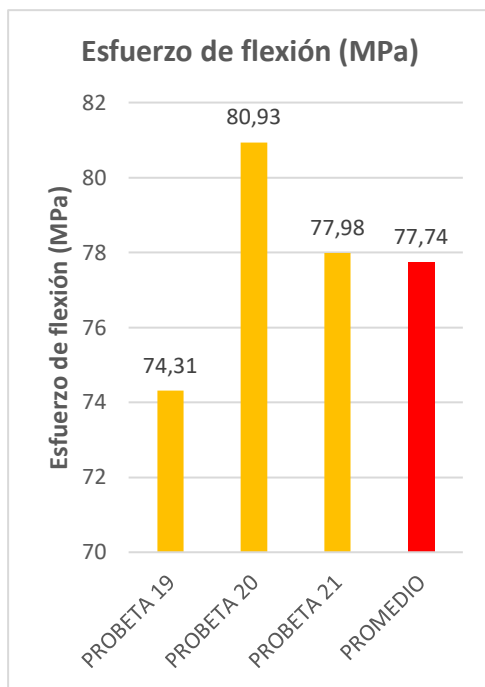
MUESTRA N°: 20  
DESIGNACIÓN: K-C716.0/90-F-2  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 21  
DESIGNACIÓN: K-C716.0/90-F-3  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

- En la probeta 1,2 y 3 del caso 7 se puede observar que muestra un fallo OAT en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte superior de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	46,60	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	77,74	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	5,81	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	2576,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-23.** Ficha técnica, caso 8 a flexión del material compuesto.

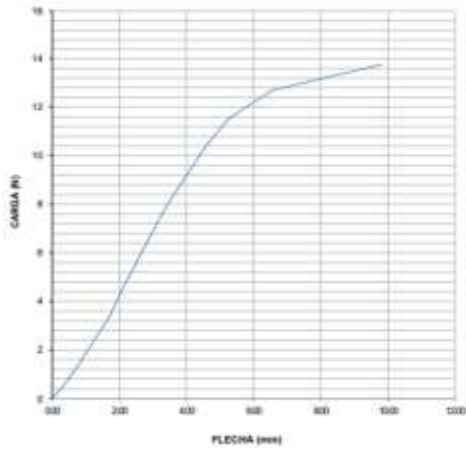
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C8/0.0/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,85
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	13,75	24,19	829	9,80	OAT
2	13,95	26,49	1120	9,43	OAT
3	13,25	25,05	858	9,82	OAT
<b>Promedio</b>	13,65	25,24	935,66	9,68	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

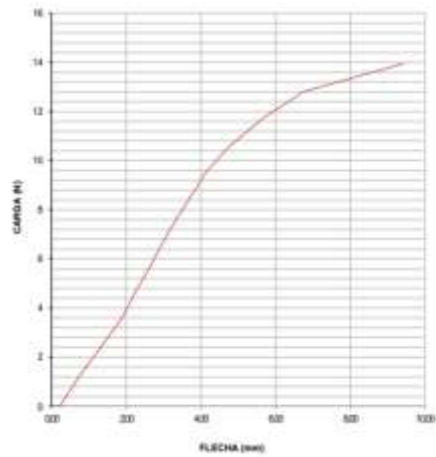
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA Nº: 22  
 DESIGNACIÓN: K-CBS.090-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



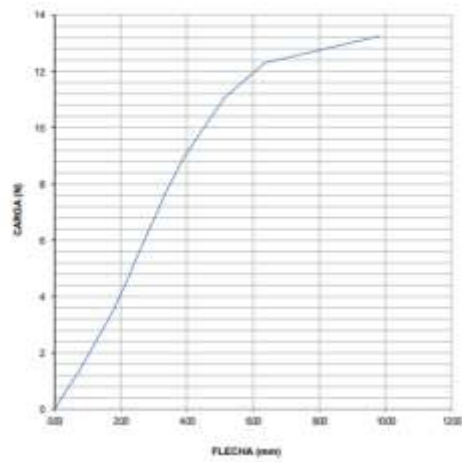
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

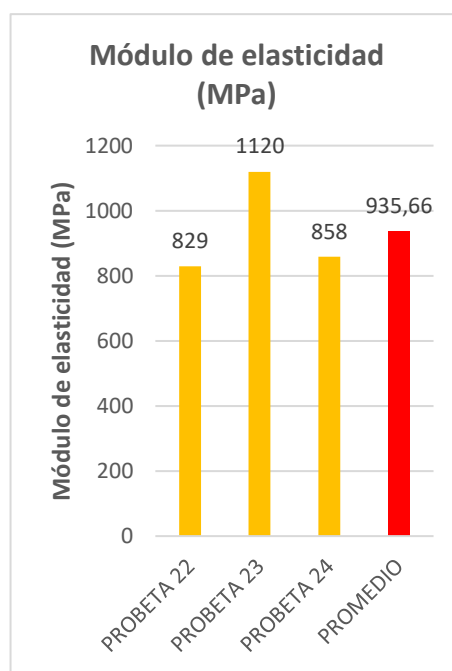
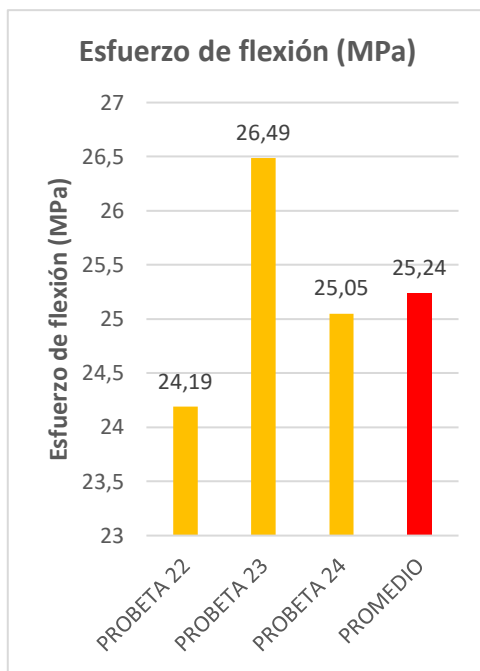
MUESTRA Nº: 23  
 DESIGNACIÓN: K-CBS.090-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA Nº: 24  
 DESIGNACIÓN: K-CBS.090-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21





#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS




- En la probeta 1,2 y 3 del caso 8 se puede observar que muestra un fallo OAT en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte superior de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	13,65	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	25,24	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,68	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	935,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora



**Tabla 3-24.** Ficha técnica, caso 9 a flexión del material compuesto.

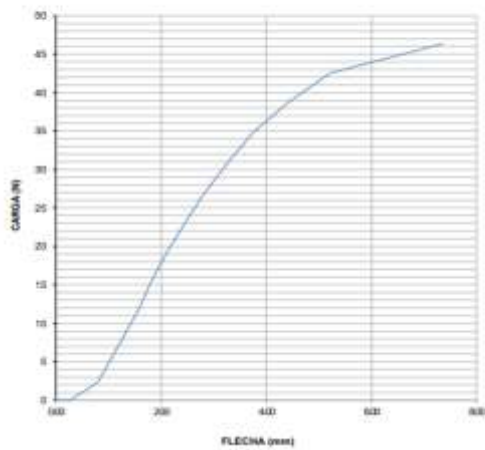
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C9/0.0/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,71
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	46,34	93,81	2370	7,36	OAU
2	40,82	87,35	63	7,53	OAU
3	42,39	92,08	1320	8,56	OAU
<b>Promedio</b>	43,18	91,08	1251	7,81	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

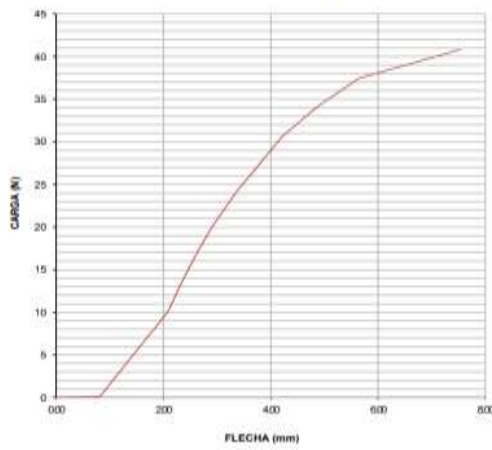
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 25  
 DESIGNACIÓN: K-C90.090-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



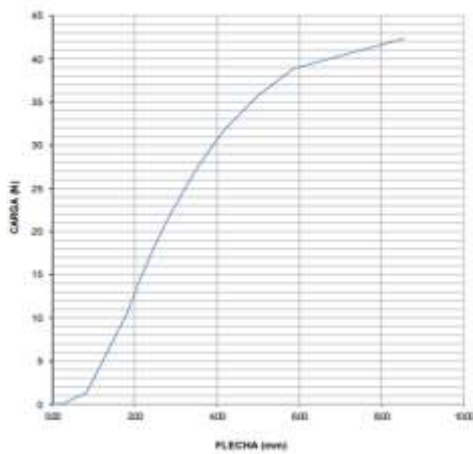
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

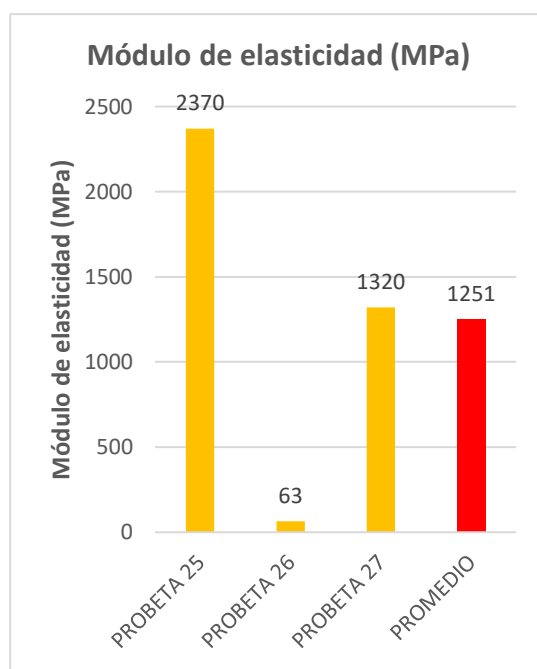
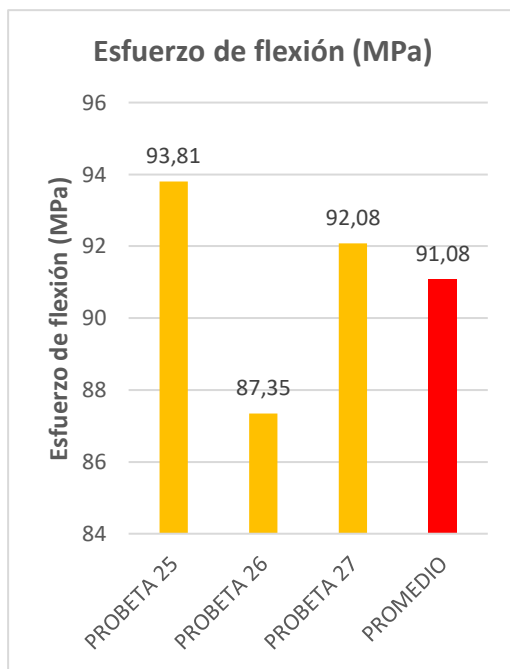
MUESTRA N°: 26  
 DESIGNACIÓN: K-C90.090-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 27  
 DESIGNACIÓN: K-C90.090-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

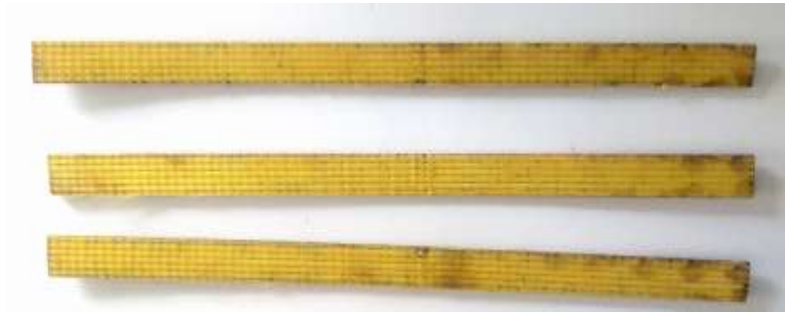
- En la probeta 1,2 y 3 del caso 9 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	43,18	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	91,08	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	7,81	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1251	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

Tabla 3-25. Ficha técnica, caso 10 a flexión del material compuesto.

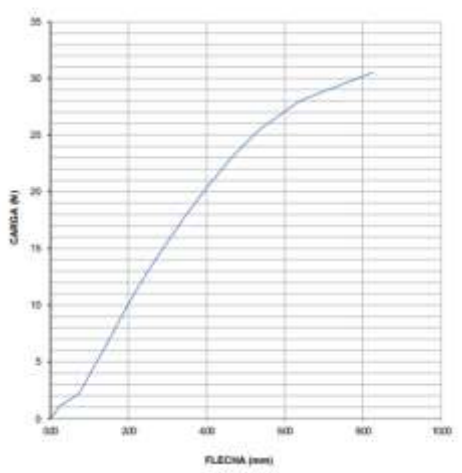
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C10/-45.45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,85
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	30,55	53,39	972	8,26	OAU
2	30,11	53,21	1100	8,76	OAU
3	27,44	52,66	7350	10,26	OAU
<b>Promedio</b>	29,36	53,08	3140,66	9,09	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

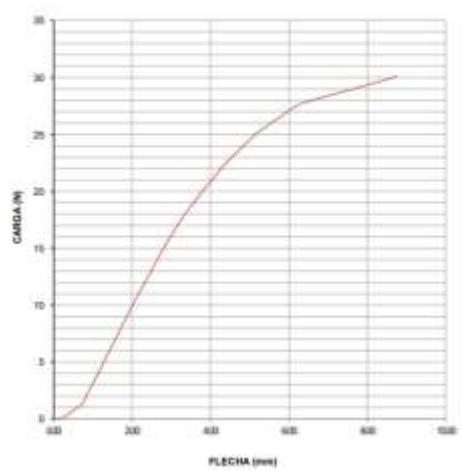
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 28  
DENOMINACIÓN: K-C19-45.4896-F-1  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



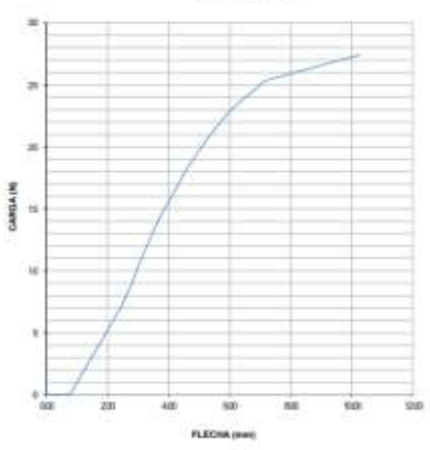
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

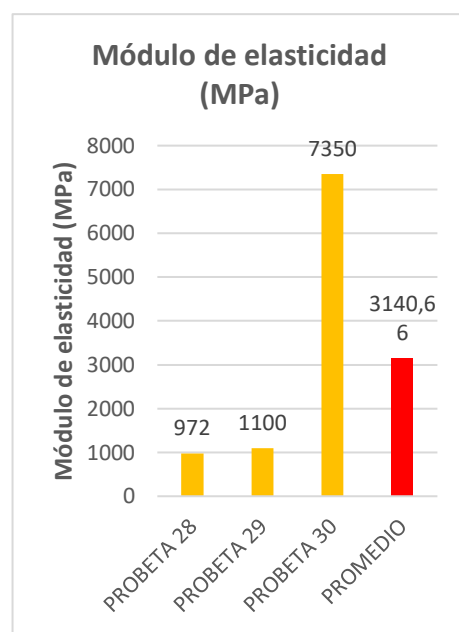
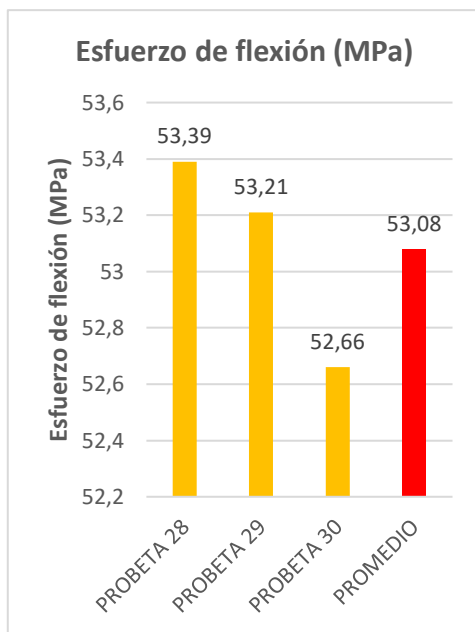
MUESTRA N°: 29  
DENOMINACIÓN: K-C19-45.4896-F-2  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 30  
DENOMINACIÓN: K-C19-45.4896-F-3  
FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

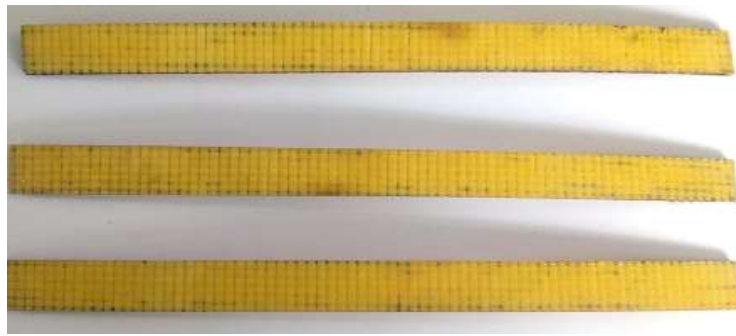
- En la probeta 1,2 y 3 del caso 10 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	29,36	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	53,08	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,09	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	3140,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-26.** Ficha técnica, caso 11 a flexión del material compuesto.

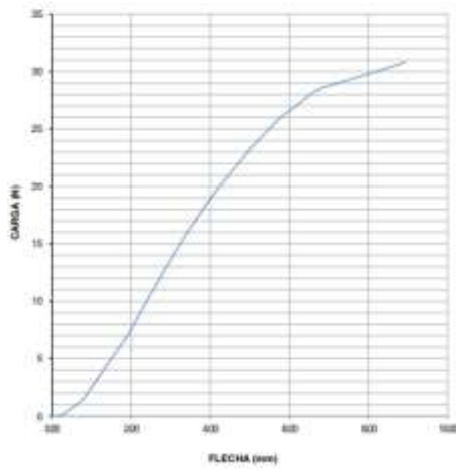
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C11/45.45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,76
RESULTADOS					
<b>N° de probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de flexión (MPa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (MPa)</b>	<b>Flecha máxima (mm)</b>	<b>Tipo de falla</b>
1	30,79	62,80	1360	8,93	OAU
2	33,78	62,47	121	10,79	OAU
3	30,52	68,36	726	10,17	OAU
<b>Promedio</b>	31,69	64,54	735,66	9,96	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



## GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

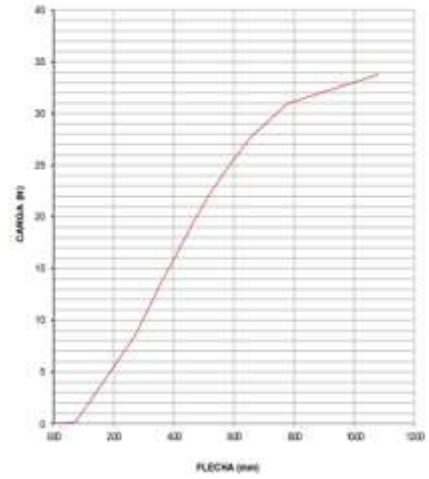
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 31  
 DESIGNACIÓN: K-C11MS-4896-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



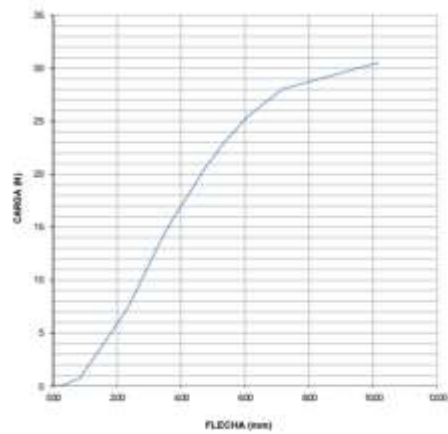
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 32  
 DESIGNACIÓN: K-C11MS-4896-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21

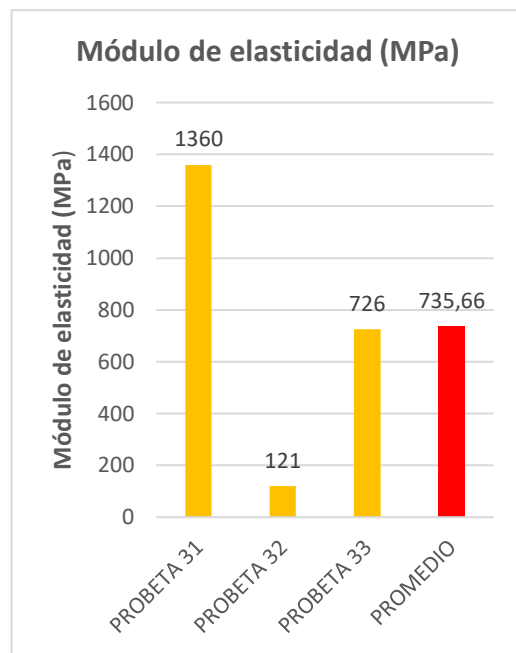
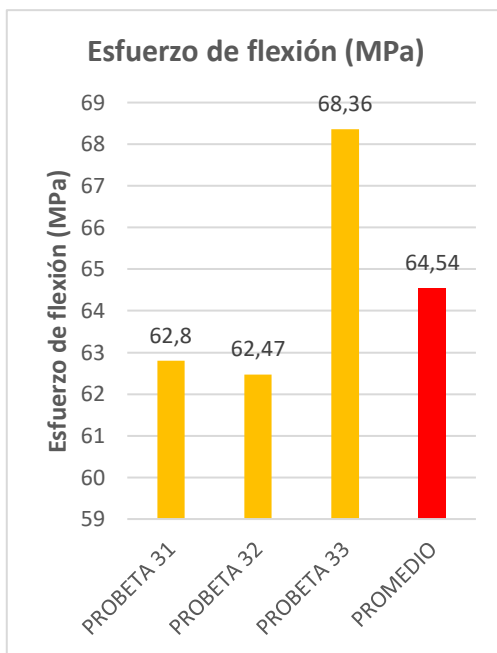


### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 33  
 DESIGNACIÓN: K-C11MS-4896-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21










#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

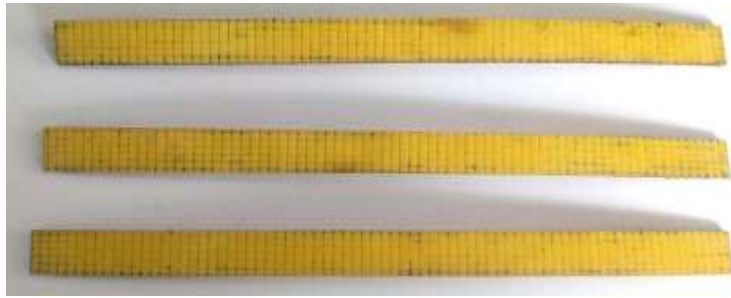
- En la probeta 1,2 y 3 del caso 11 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	31,69	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	64,54	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,96	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	735,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

Tabla 3-27. Ficha técnica, caso 12 a flexión del material compuesto.

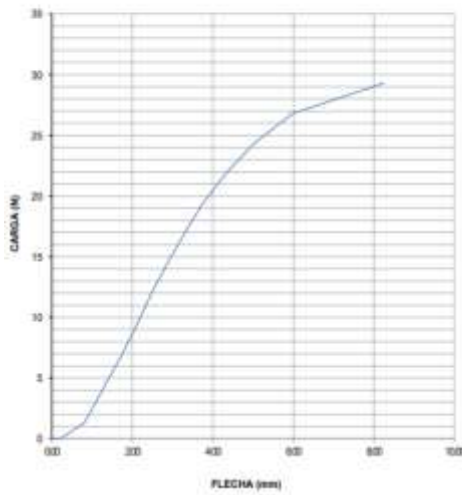
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C12/0.-45/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, -45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,79
RESULTADOS					
<b>N° de probeta</b>	<b>Carga máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo de flexión (MPa)</b>	<b>Módulo de elasticidad (MPa)</b>	<b>Flecha máxima (mm)</b>	<b>Tipo de falla</b>
1	29,31	56,30	1130	8,25	OAU
2	21,67	46,70	42	8,76	OAU
3	23,50	42,98	1240	10,07	OAU
<b>Promedio</b>	24,82	48,66	804	9,02	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



## GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

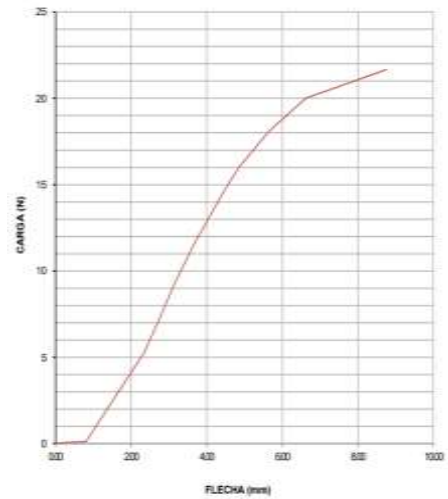
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 34  
 DESIGNACIÓN: K-C126-48126-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



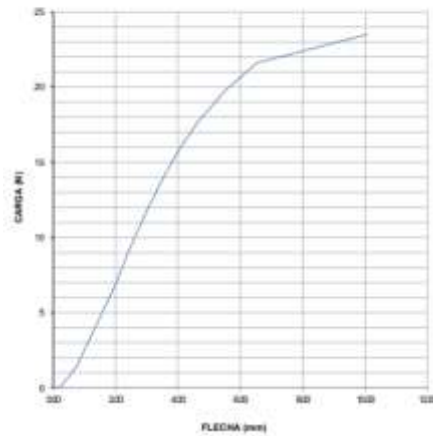
### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

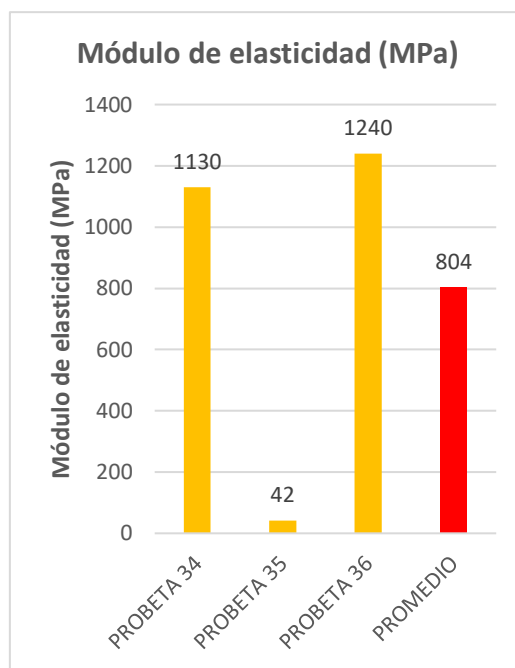
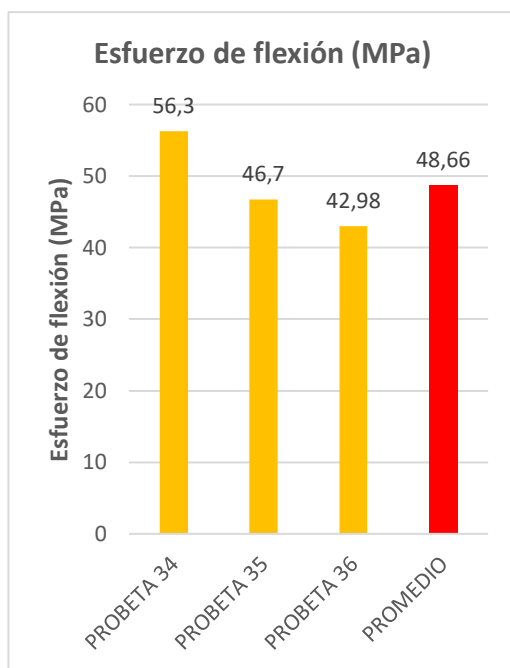
MUESTRA N°: 35  
 DESIGNACIÓN: K-C126-48126-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 36  
 DESIGNACIÓN: K-C126-48126-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

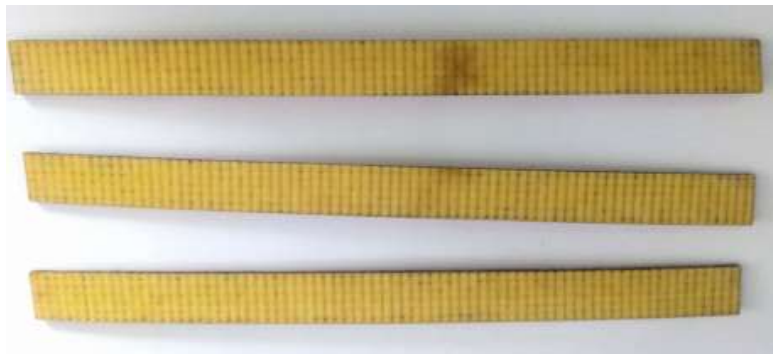
- En la probeta 1,2 y 3 del caso 12 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	24,82	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	48,66	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,02	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	804	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

Tabla 3-28. Ficha técnica, caso 13 a flexión del material compuesto.

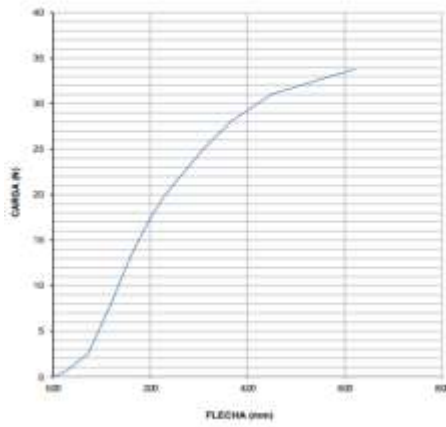
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C13/-45.0/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,89
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	33,82	57,06	1720	6,21	OAB
2	33,78	56,47	2920	6,72	OAB
3	36,42	69,19	1260	7,80	OAB
<b>Promedio</b>	34,67	60,90	1966,66	6,91	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



### GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN

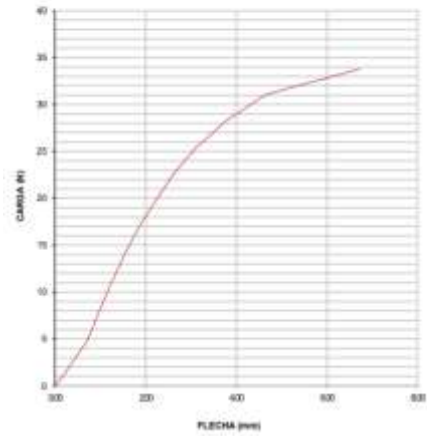
#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 37  
 DESIGNACIÓN: K-C13-45.8126-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



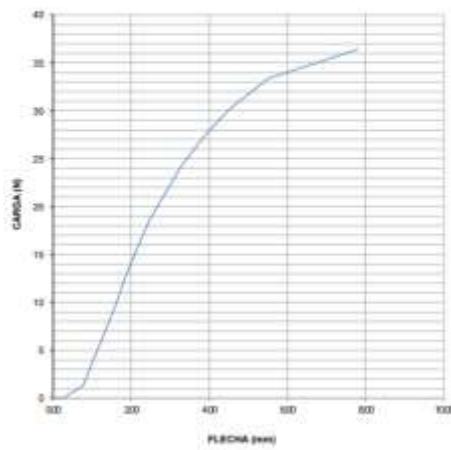
#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

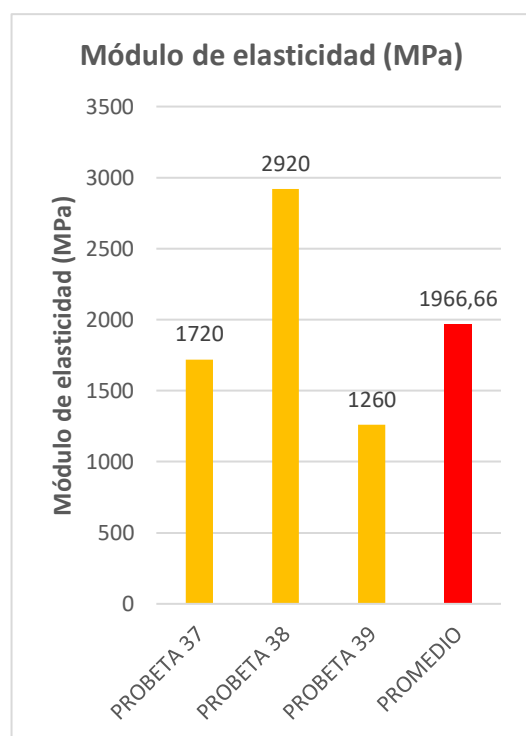
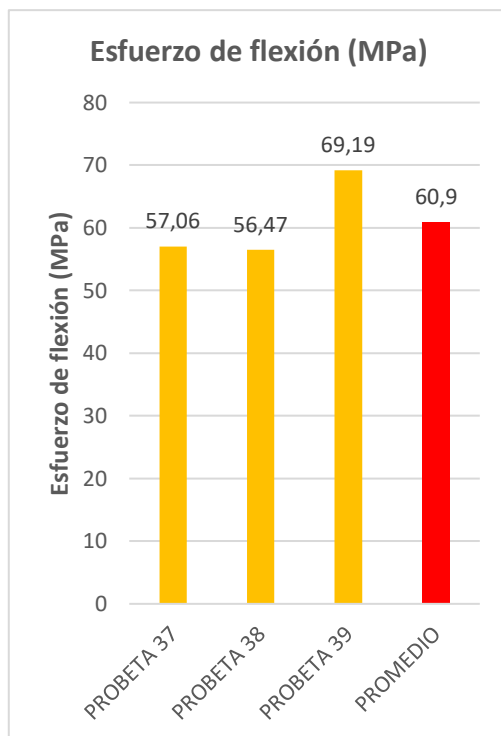
MUESTRA N°: 38  
 DESIGNACIÓN: K-C13-45.8126-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



#### ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 39  
 DESIGNACIÓN: K-C13-45.8126-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

- En la probeta 1,2 y 3 del caso 13 se puede observar que muestra un fallo OAB en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y está localizada en la parte inferior de la probeta.

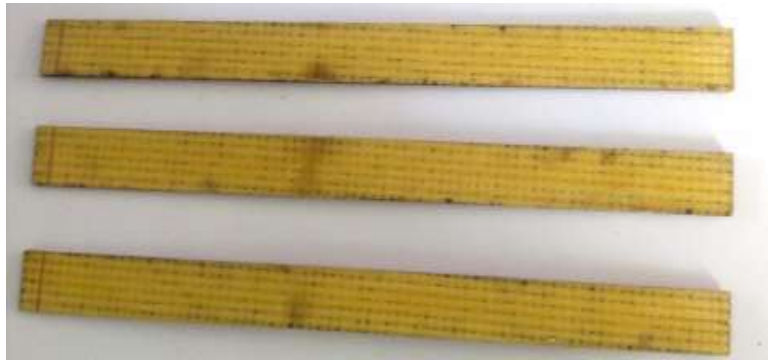
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	34,67	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	60,90	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	6,91	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1966,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-29.** Ficha técnica, caso 14 a flexión del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C14/45.0/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,88
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	38,81	67,65	1310	6,22	OAU
2	29,83	54,08	1220	7,13	OAU
3	37,13	63,94	2600	5,58	OAU
<b>Promedio</b>	35,25	61,89	1710	6,31	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					

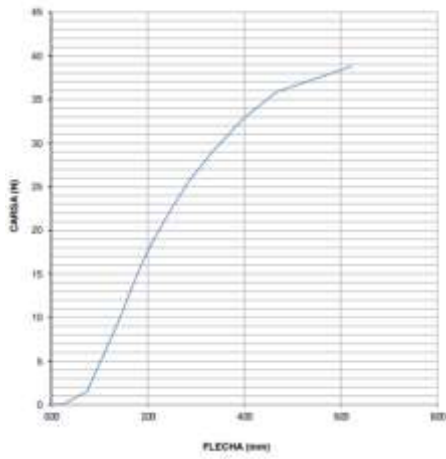




**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

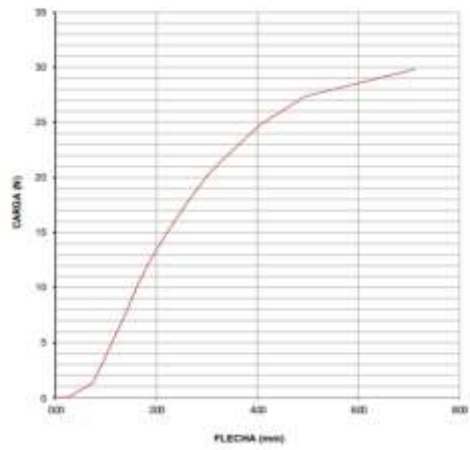
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 40  
 DESIGNACIÓN: K-C144E.0120-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



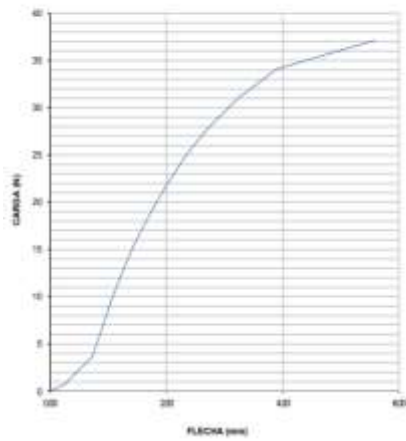
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

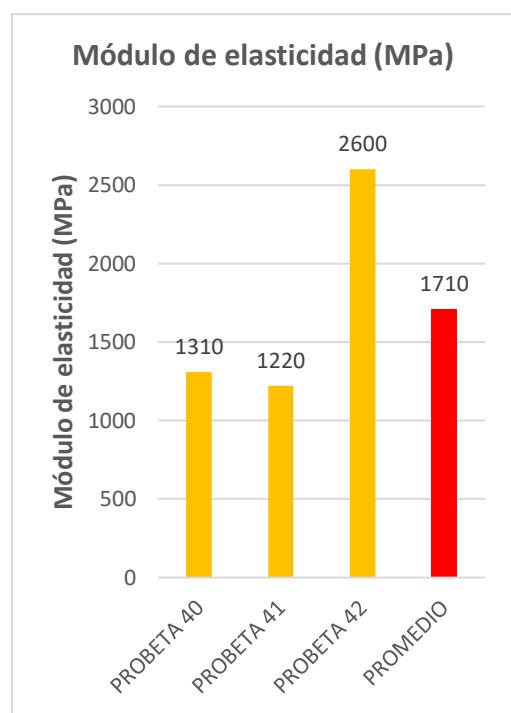
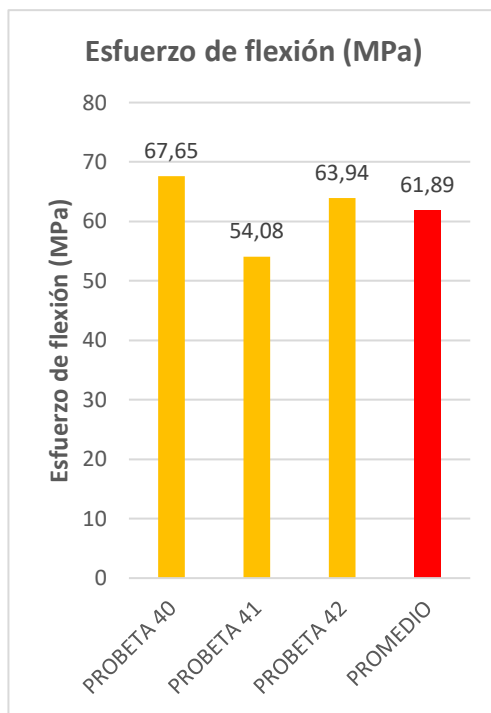
MUESTRA N°: 41  
 DESIGNACIÓN: K-C144E.0120-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 42  
 DESIGNACIÓN: K-C144E.0120-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21








#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS

- En la probeta 1,2 y 3 del caso 14 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	35,25	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	61,89	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	6,31	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	1710	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

**Tabla 3-30.** Ficha técnica, caso 15 a flexión del material compuesto.

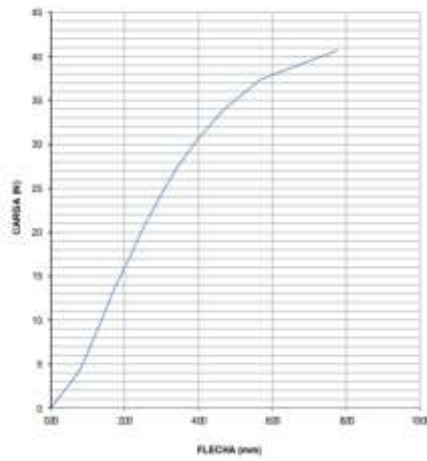
 <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264/D7264M-21					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha de ejecución:</b>	24/05/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana E Amaya J	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C15/0.45/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D7264-21	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	160*13*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,4	<b>Velocidad de ensayo:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,77
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	40,67	78,51	2820	7,74	OAU
2	36,39	65,85	2840	7,29	OAU
3	36,35	79,45	2730	7,95	OAU
<b>Promedio</b>	37,80	74,60	2796,66	7,66	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					



**GRAFICAS DE ESFUERZO - DEFORMACIÓN**

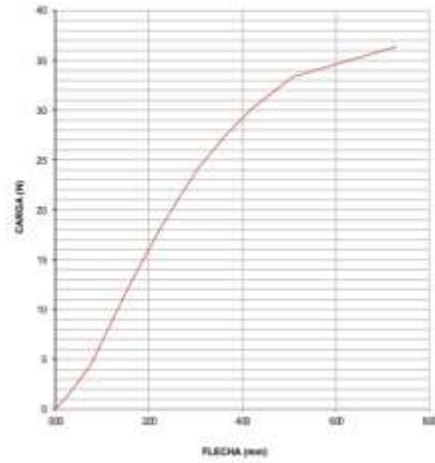
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 43  
 DESIGNACIÓN: K-C150.45/120-F-1  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



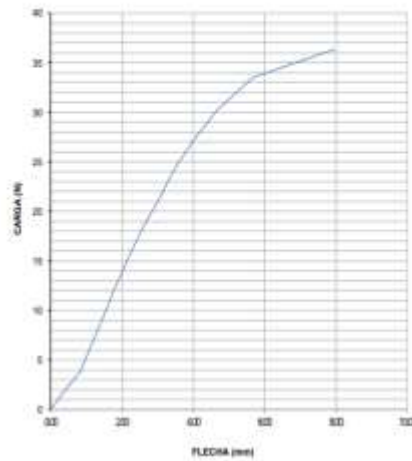
**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

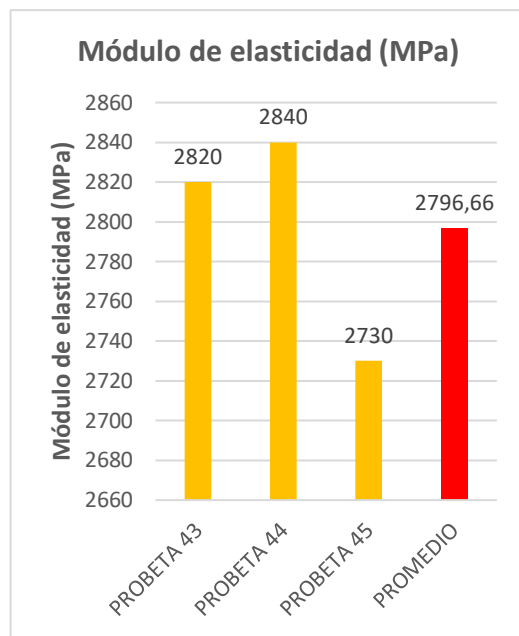
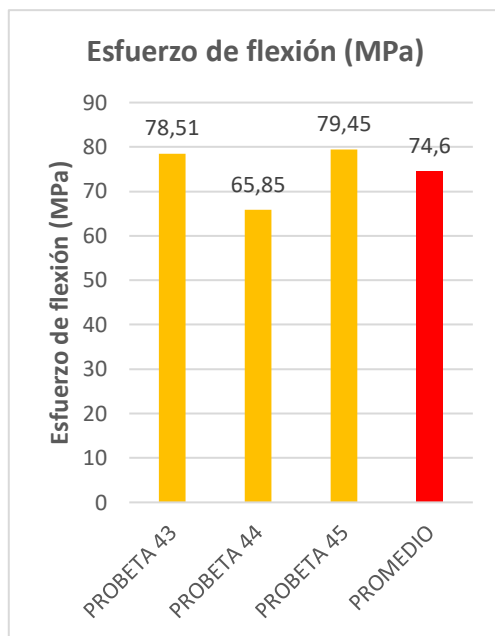
MUESTRA N°: 44  
 DESIGNACIÓN: K-C150.45/120-F-2  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21



**ENSAYO DE FLEXIÓN  
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 45  
 DESIGNACIÓN: K-C150.45/120-F-3  
 FECHA DE ENSAYO: 24-may-21





#### OBSERVACIÓN DE ENSAYOS



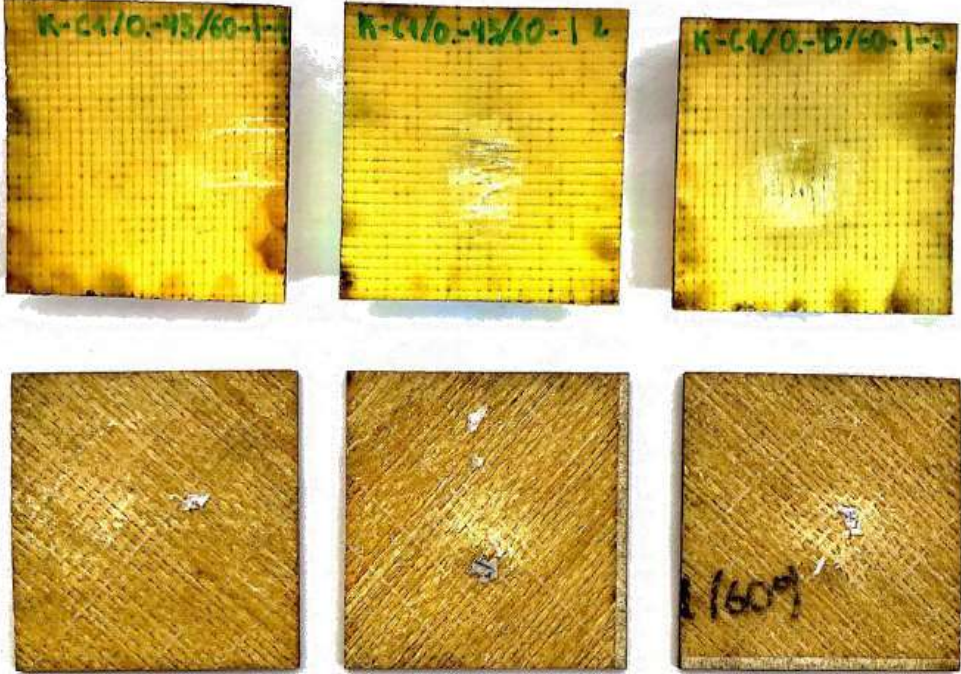
- En la probeta 1,2 y 3 del caso 15 se puede observar que muestra un fallo OAU en donde la falla del área se encuentra en la punta de carga, y su localización es desconocida.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga máxima (N)	37,80	Elaborado por:	Srta. Liliana Amaya
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	74,60	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	7,66	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (MPa)	2796,66	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autora

### 3.1.3. Fichas de recolección de datos de probetas de impacto ensayadas



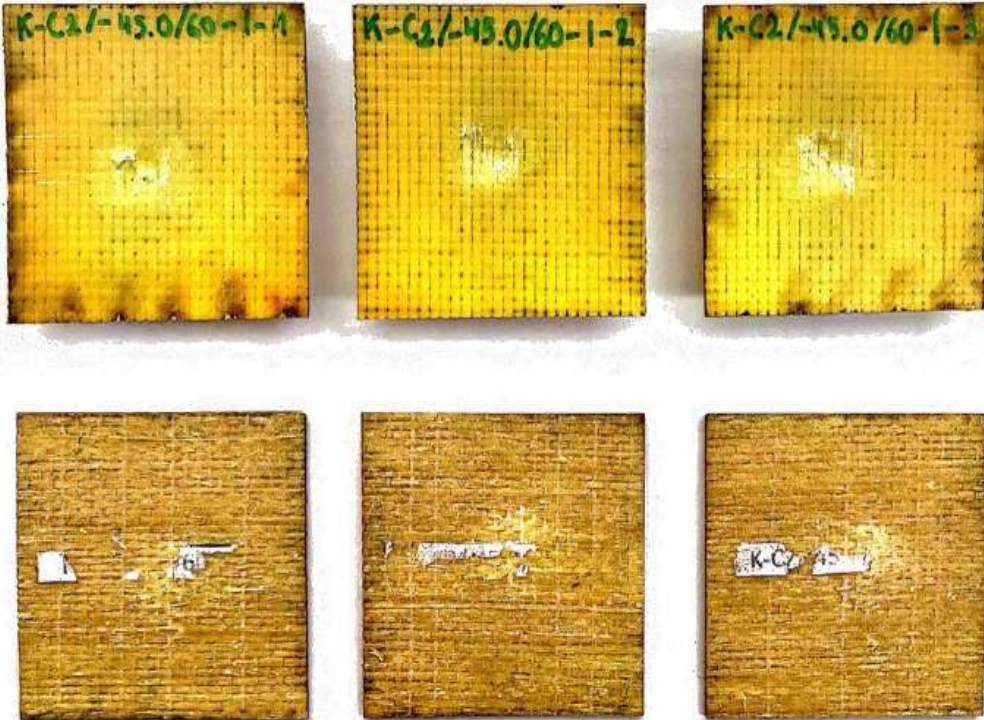
**Tabla 3-31.** Ficha técnica, caso 1 de impacto del material compuesto.

 <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021		<b>Ciudad:</b>	Ambato	
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya		<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.	
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental		<b>Codificación:</b>	K-C1/0.-45/60-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, - 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,76
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	500	0,232	0,704	4,59108	A
<b>2</b>	550	0,232	0,704	5,050188	C
<b>3</b>	<b>600</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>5,509296</b>	<b>D</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo D a una altura media de 600mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 5,509296 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

Tabla 3-32. Ficha técnica, caso 2 de impacto del material compuesto.



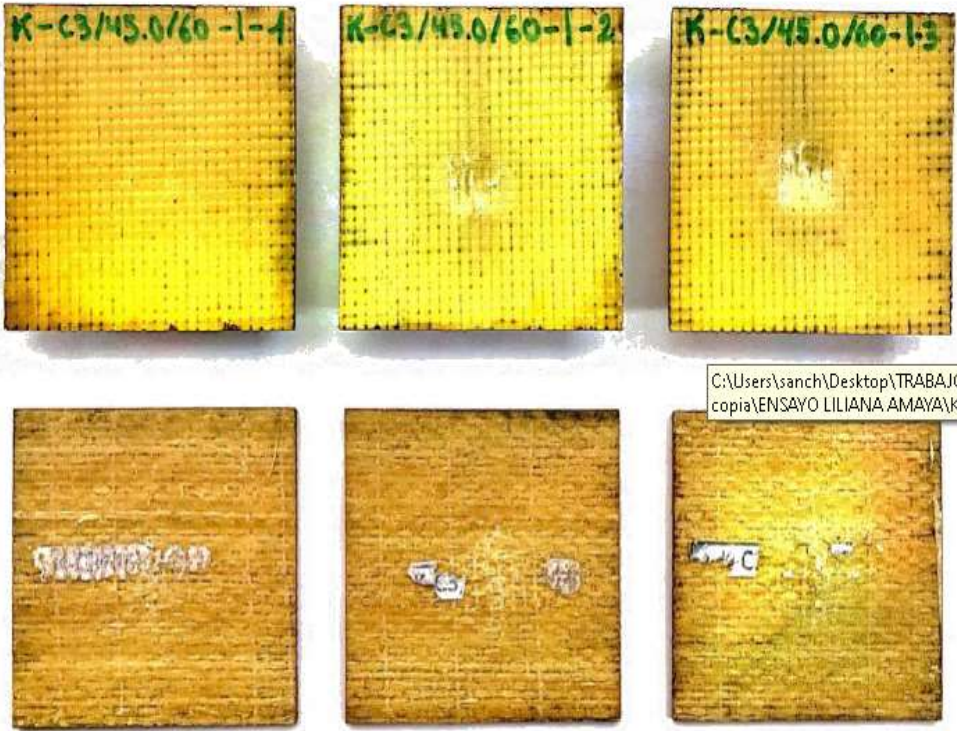
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021		<b>Ciudad:</b>	Ambato	
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya		<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.	
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental		<b>Codificación:</b>	K-C2/-45.0/60-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,71
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					



<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>2</b>	450	0,232	0,704	4,131972	C
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,59108</b>	<b>C</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo C a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,59108 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



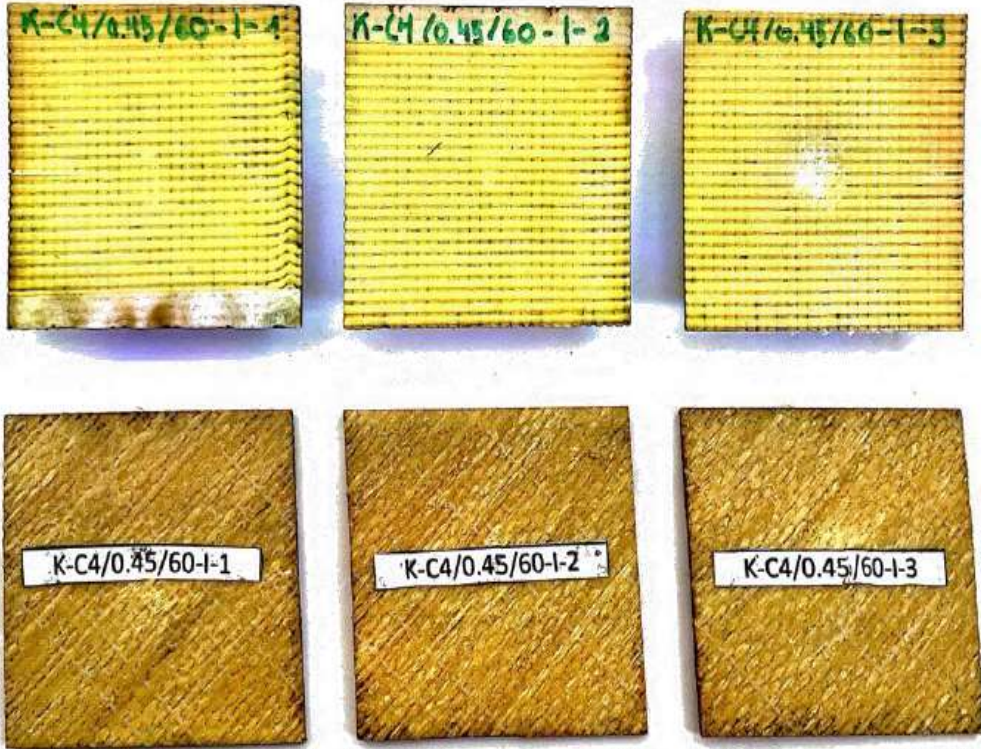
**Tabla 3-33.** Ficha técnica, caso 3 de impacto del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C3/45.0/60-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	53
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,4	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,77
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	300	0,232	0,704	2,754648	A
<b>2</b>	350	0,232	0,704	3,213756	A
<b>3</b>	<b>400</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>3,672864</b>	<b>B</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo B a una altura media de 400mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 3,672864 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



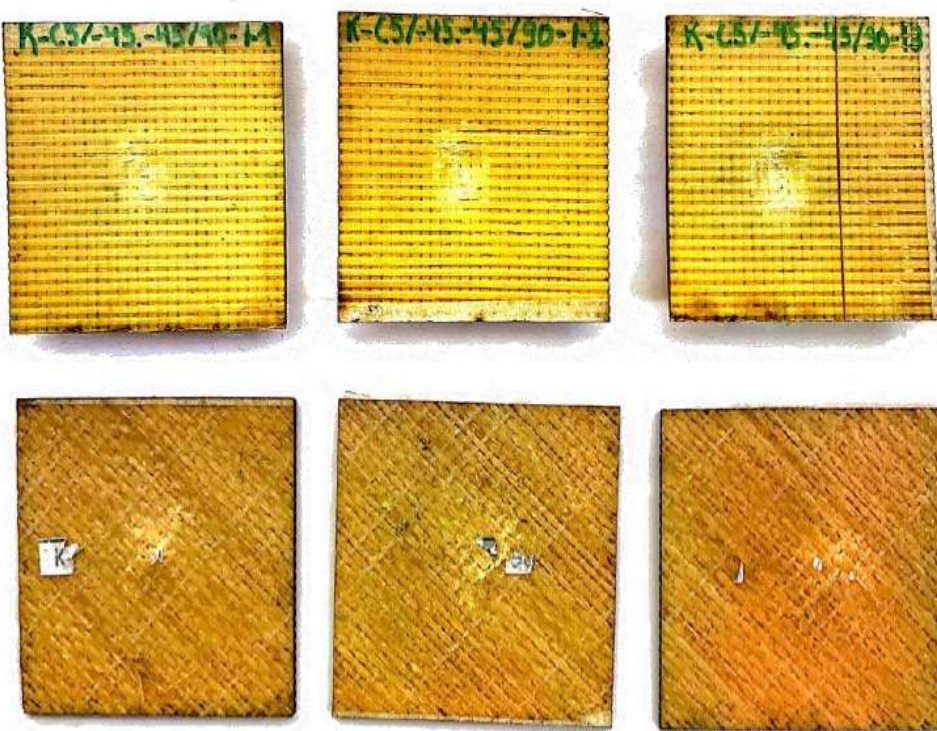
Tabla 3-34. Ficha técnica, caso 4 de impacto del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C4/0.45/60-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	56
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	60°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	71,6	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,87
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	350	0,232	0,704	3,213756	A
<b>2</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>3</b>	<b>450</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,131972</b>	<b>B</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo B a una altura media de 450mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,131972 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



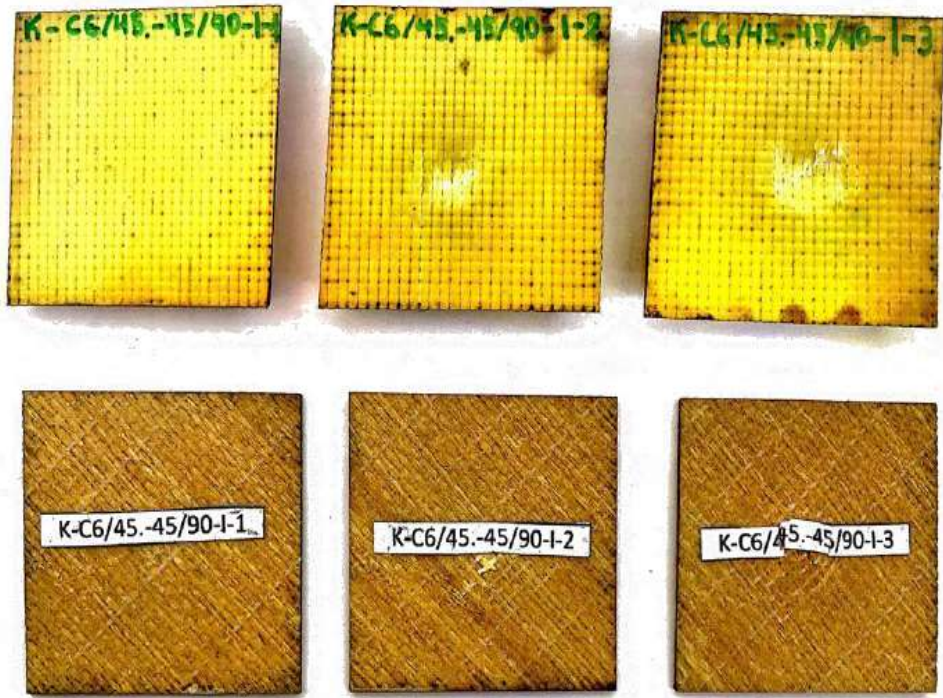
Tabla 3-35. Ficha técnica, caso 5 de impacto del material compuesto.

		<b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b> <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b> <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b>					
<b>FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS</b>							
<b>IMPACTO ASTM D5628 - 10</b>							
<b>DATOS INFORMATIVOS</b>							
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato				
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador						
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto						
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.				
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C5/-45.-45/90-I				
<b>PARÁMETROS DE ENSAYO</b>							
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3		
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	53		
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°		
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, - 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH		
<b>Peso de fibra (gr):</b>	67,2	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,78		
<b>FOTOGRAFÍA DE ENSAYO</b>							
							

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	500	0,232	0,704	3,213756	B
<b>2</b>	550	0,232	0,704	3,672864	B
<b>3</b>	<b>600</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,131972</b>	<b>B</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo B a una altura media de 600mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,131972 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

Tabla 3-36. Ficha técnica, caso 6 de impacto del material compuesto.



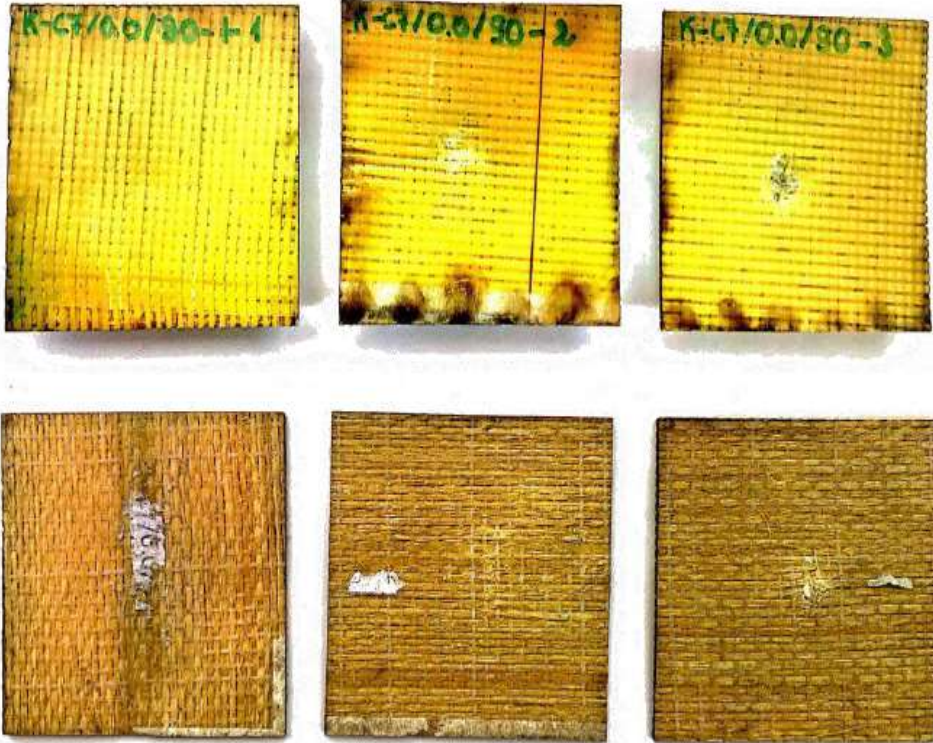
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C6/45.-45/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, - 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,6	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,81
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					



<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	500	0,232	0,704	2,754648	A
<b>2</b>	550	0,232	0,704	3,672864	B
<b>3</b>	<b>600</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,131972</b>	<b>B</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo B a una altura media de 600mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,131972 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



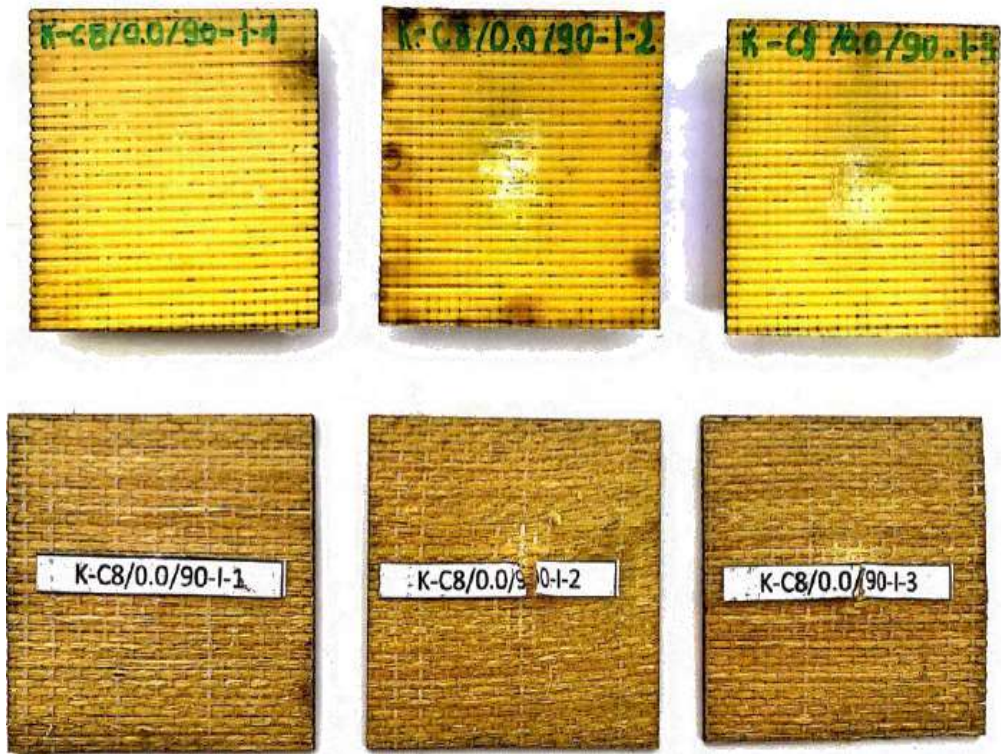
Tabla 3-37. Ficha técnica, caso 7 de impacto del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C7/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,76
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>2</b>	450	0,232	0,704	4,131972	A
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,59108</b>	<b>B</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo B a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,59108 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



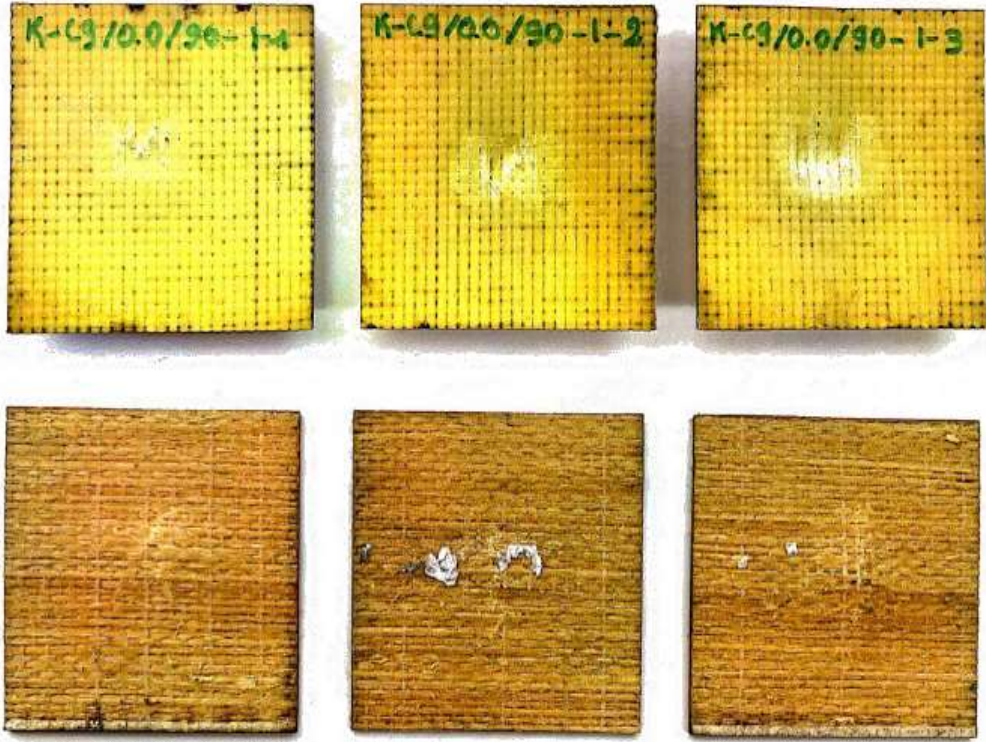
**Tabla 3-38.** Ficha técnica, caso 8 de impacto del material compuesto.

 <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C8/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,4	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,83
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	350	0,232	0,704	3,213756	A
<b>2</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,59108</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,59108 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



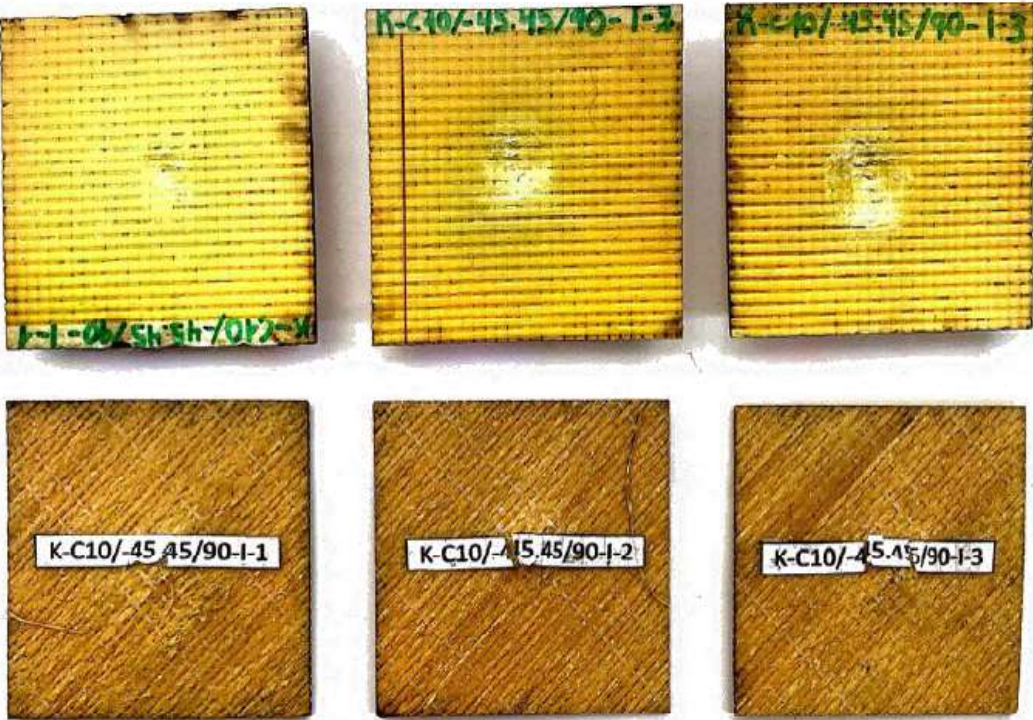
**Tabla 3-39.** Ficha técnica, caso 9 de impacto del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C9/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,67
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	350	0,232	0,704	3,213756	A
<b>2</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>3</b>	500	0,232	0,704	4,59108	A
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A, a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,59A108 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

Tabla 3-40. Ficha técnica, caso 10 de impacto del material compuesto.



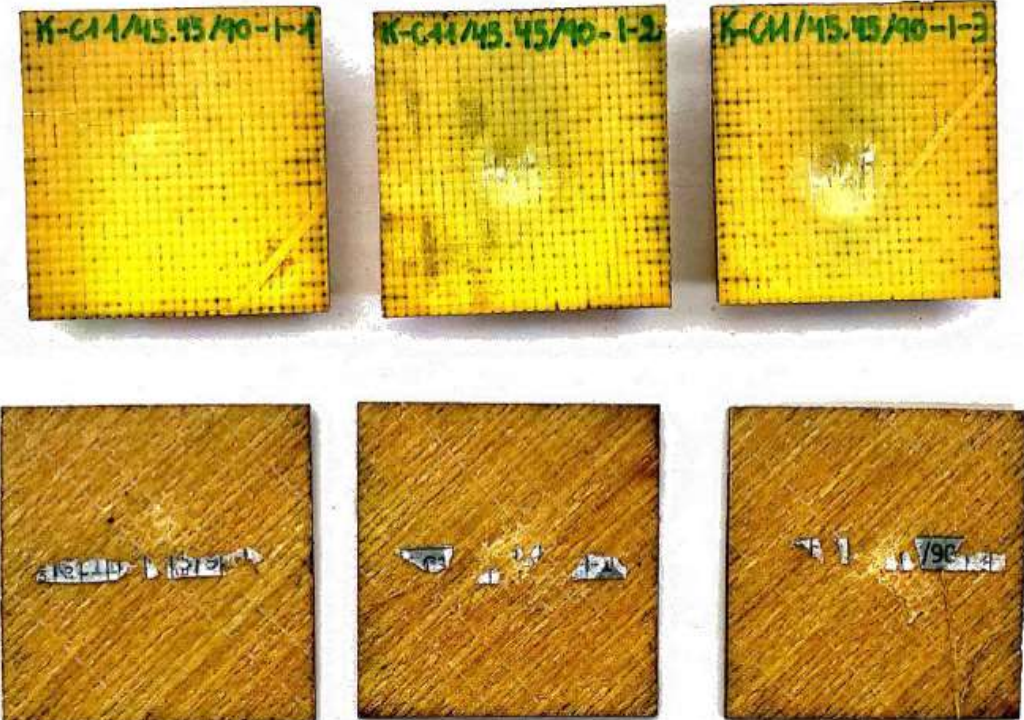
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C10/-45.45/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,81
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					



<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	300	0,232	0,704	2,754648	A
<b>2</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,59108</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A, a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,59108 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



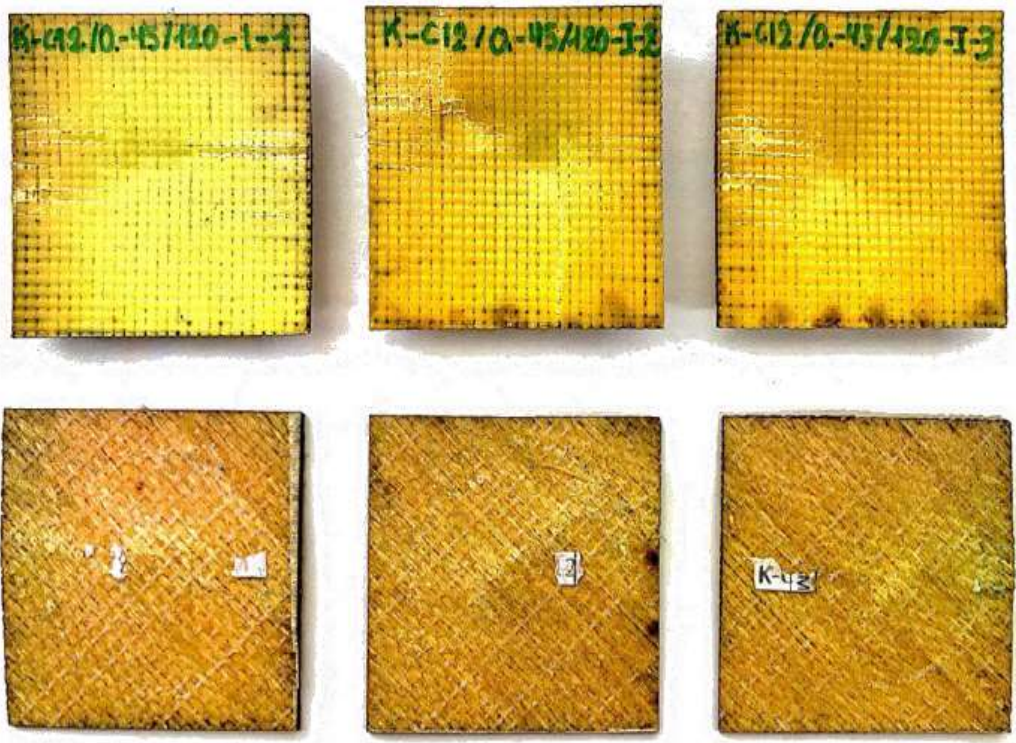
**Tabla 3-41.** Ficha técnica, caso 11 de impacto del material compuesto.

<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;">  <div style="text-align: center;"> <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b>  <b>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</b>  <b>INGENIERÍA MECÁNICA</b> </div>  </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C11/45.45/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	90°
<b>Orientación de fibra:</b>	45°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,6	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,78
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,704	3,672864	A
<b>2</b>	450	0,232	0,704	4,131972	A
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>4,59108</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A, a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 4,131972 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



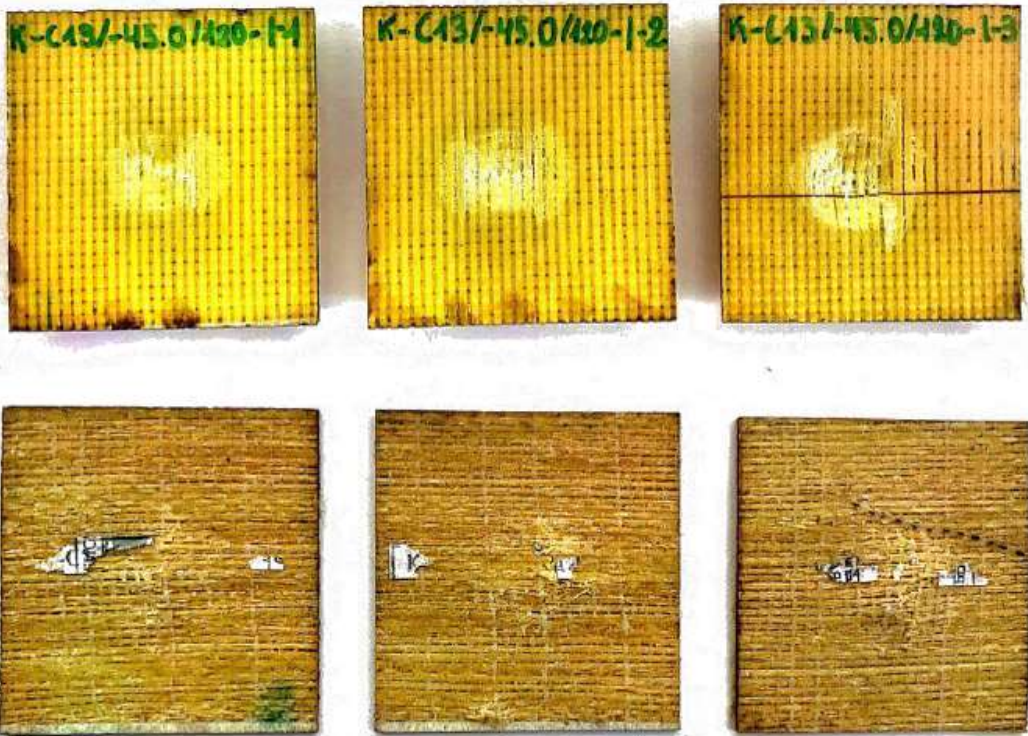
Tabla 3-42. Ficha técnica, caso 12 de impacto del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C12/0.-45/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, - 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,79
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	450	0,232	0,704	4,5248625	A
<b>2</b>	550	0,232	0,704	5,5303875	A
<b>3</b>	<b>650</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>6,5359125</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A, a una altura media de 650mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 6,5359125 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora



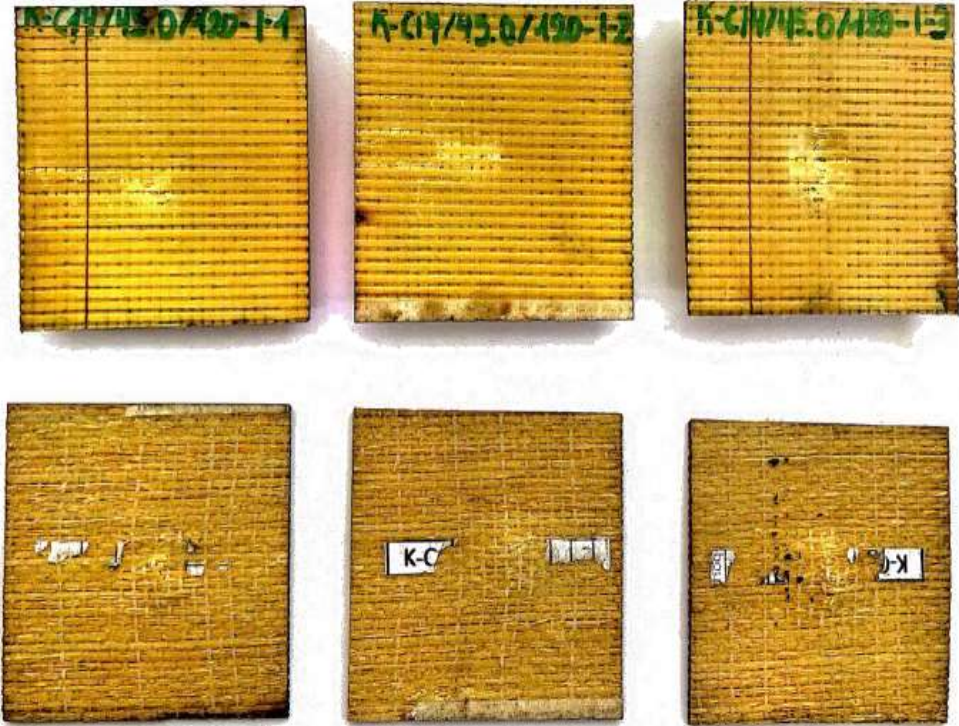
Tabla 3-43. Ficha técnica, caso 13 de impacto del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C13/-45.0/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	54
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	-45°, 0°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	68,4	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,81
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,704	4,0221	A
<b>2</b>	500	0,232	0,704	5,027625	A
<b>3</b>	<b>600</b>	<b>0,232</b>	<b>0,704</b>	<b>6,03315</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A a una altura media de 600mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,704 Kg con una energía de fallo de 6,03315 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

Tabla 3-44. Ficha técnica, caso 14 de impacto del material compuesto.



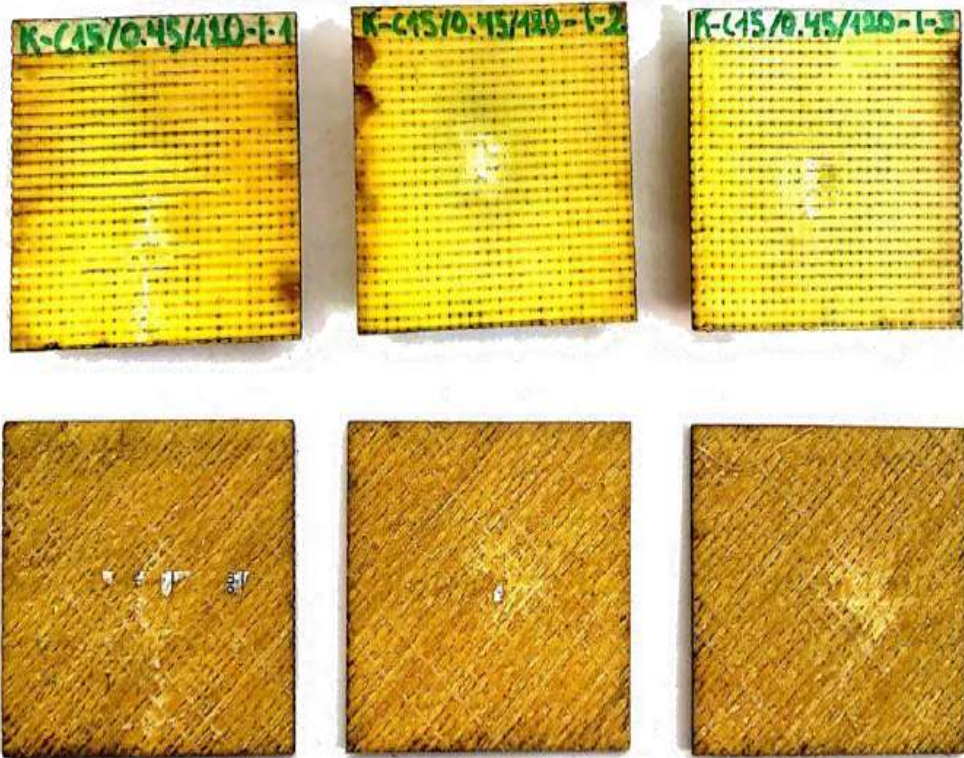
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C14/0.45/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	57
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	73	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,79
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					



<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,793	4,0221	A
<b>2</b>	450	0,232	0,793	4,5248625	A
<b>3</b>	<b>500</b>	<b>0,232</b>	<b>0,793</b>	<b>5,027625</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A a una altura media de 500mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,793 Kg con una energía de fallo de 5,027625 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

Tabla 3-45. Ficha técnica, caso 15 de impacto del material compuesto.

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628 - 10					
DATOS INFORMATIVOS					
<b>Fecha:</b>	04/06/2021	<b>Ciudad:</b>	Ambato		
<b>Lugar:</b>	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
<b>Equipo:</b>	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
<b>Elaborado por:</b>	Liliana Amaya	<b>Revisado por:</b>	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		
<b>Tipo de estudio:</b>	Experimental	<b>Codificación:</b>	K-C15/0.45/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
<b>Matriz:</b>	Resina Epoxi	<b>Norma:</b>	ASTM D 5628-10	<b>Probetas ensayadas:</b>	3
<b>Refuerzo:</b>	Aeropoxi PR2032	<b>Dimensiones (mm):</b>	58*58*e	<b>Peso de la matriz (gr):</b>	55
<b>Marca:</b>	Fibra de chambira	<b>Tiempo de curado:</b>	2h al horno	<b>Temperatura de curado:</b>	120°
<b>Orientación de fibra:</b>	0°, 45°	<b>Estratificación:</b>	Al vacío	<b>Orden de capas:</b>	FK+FCH+FCH
<b>Peso de fibra (gr):</b>	69,4	<b>Tipo de Medición:</b>	2mm/min	<b>Espesor promedio:</b>	1,77
FOTOGRAFÍA DE ENSAYO					
					

<b>RESULTADOS</b>					
<b>N° de probeta</b>	<b>Altura media de fallo (mm)</b>	<b>Masa aplicada (Kg)</b>	<b>Incremento de masa (Kg)</b>	<b>Energía Media de Fallo (J)</b>	<b>Tipo de fallo</b>
<b>1</b>	400	0,232	0,793	4,0221	A
<b>2</b>	500	0,232	0,793	5,027625	A
<b>3</b>	<b>600</b>	<b>0,232</b>	<b>0,793</b>	<b>6,03315</b>	<b>A</b>
<b>OBSERVACIÓN DE ENSAYOS</b>					
<p>- La probeta presenta una falla de tipo A, a una altura media de 600mm, con una masa aplicada de 0,232 Kg y un incremento de masa de 0,793 Kg con una energía de fallo de 6,03315 J.</p>					
<b>ELABORADO POR:</b>			<b>VALIDADO Y APROBADO POR:</b>		
Srta. Liliana Amaya			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

**Fuente:** Autora

### 3.2. Análisis y discusión de resultados

Para realizar un análisis adecuado se presenta en la tabla 3.46 los resultados de los ensayos de tracción, flexión e impacto para la optimización de las propiedades del material acorde a los datos obtenidos.

**Tabla 3-46.** Propiedades mecánicas del material compuesto.

<b>RESULTADO DE ENSAYOS DE TRACCIÓN, FLEXIÓN E IMPACTO</b>									
<b>Factores</b>	<b>Propiedades mecánicas a tracción</b>				<b>Propiedades mecánicas a flexión</b>				<b>Impacto</b>
	<b>Carga Máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo Máximo (Mpa)</b>	<b>Módulo Elasticidad (Mpa)</b>	<b>Elongación (%)</b>	<b>Carga Máxima (N)</b>	<b>Esfuerzo Máximo (Mpa)</b>	<b>Módulo Elasticidad (Mpa)</b>	<b>Deflexión (mm)</b>	<b>Energía de fallo (J)</b>
<b>Caso 1</b>	6520	138	1130	1	30,08	55,76	1200	8,64	4,59108
	7220	159	1000	0,5	32,12	60,06	1340	8,4	5,050188
	6260	134	1760	2,5	31,61	52,68	850	9,06	5,509296
<b>Caso 2</b>	7180	154	1300	0,5	28,8	48,98	998	8,22	3,672864
	6820	144	1220	0,5	36,93	63,67	2020	5,61	4,131972
	5900	133	5080	0,5	38,21	65,72	3430	6,8	4,59108
<b>Caso 3</b>	6340	133	1710	0,5	38,95	70,6	3160	6,4	2,754648
	5740	115	6130	2	42,21	74,27	5230	5,65	3,213756

	6460	133	4050	3	41,48	70,76	2230	6,46	3,672864
<b>Caso 4</b>	6240	146	1180	0,5	39,6	69,95	1740	7,86	3,213756
	5540	121	2330	0,5	34,15	64,01	1150	7,32	3,672864
	6680	144	2280	3,5	34,29	67,01	1480	7,12	4,1319
<b>Caso 5</b>	5920	124	1080	5	37,72	62,87	890	8	3,213756
	6440	154	9600	4	45,68	73,59	1150	8,18	3,672864
	6400	143	1240	1	40,12	79,89	1690	7,87	4,131972
<b>Caso 6</b>	6200	139	9400	1	23,33	43,45	990	9,1	2,754648
	6020	134	7300	2,5	23,18	41,03	1140	10,22	3,672864
	5580	117	9500	1,5	31,36	59,76	1250	10,28	4,131972
<b>Caso 7</b>	5460	123	7800	1	46,41	74,31	1320	6,78	3,672864
	6000	120	4850	1	50,58	80,93	2450	5,1	4,131972
	5780	133	8750	1,5	42,82	77,98	3960	5,55	4,59108
<b>Caso 8</b>	5180	120	8400	2	13,75	24,19	829	9,8	3,213756
	5940	143	7500	3,5	13,95	26,49	1120	9,43	3,672864
	5900	130	8400	0,5	13,25	25,05	8580	9,82	4,59108
<b>Caso 9</b>	7820	187	1520	4,5	46,34	93,81	2370	7,36	3,213756
	7000	147	3470	1,5	40,82	87,35	63	7,53	3,672864
	6820	152	8660	1,5	42,39	92,08	1320	8,56	4,59108
<b>Caso 10</b>	5080	110	1040	0,5	30,55	53,39	972	8,26	2,754648
	4080	87	6050	1,5	30,11	53,21	1100	8,76	3,672864

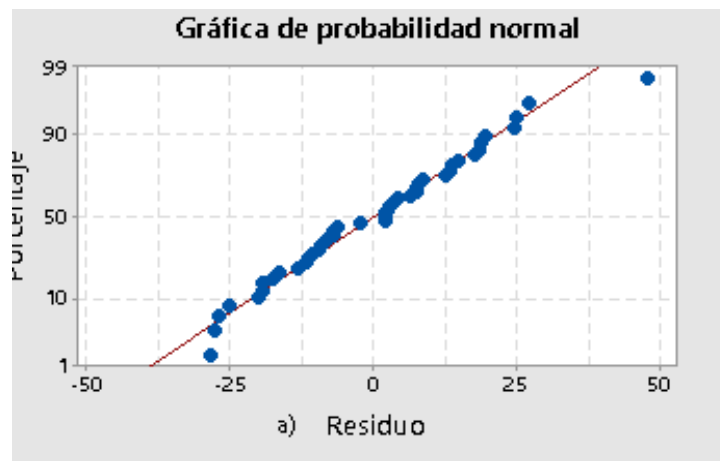
	3640	79	2090	0,5	27,44	52,66	7350	10,26	459.108
<b>Caso 11</b>	5940	124	840	1	30,79	62,8	1360	8,93	3,672864
	5740	123	1860	0,5	33,78	62,47	121	10,79	4,131972
	6120	140	1160	1	30,52	68,36	7260	10,17	4,59108
<b>Caso 12</b>	3420	76	7400	1,5	29,31	56,3	1130	8,25	4,5248625
	4080	86	6520	1	21,67	46,7	42	8,76	5,5303875
	4240	95	2950	0,5	23,5	42,98	1240	10,07	6,5359125
<b>Caso 13</b>	6240	135	1940	1	33,82	57,06	1720	6,21	4,0221
	6140	131	2840	0,5	33,78	56,47	2920	6,72	5,027625
	6240	126	910	8	36,42	69,14	1260	7,8	6,03315
<b>Caso 14</b>	6120	133	1420	8	38,81	67,65	1310	6,22	4,0221
	6400	131	850	1,5	29,83	54,08	1220	7,13	4,5248625
	6360	131	1260	2	37,13	63,94	2600	5,58	5,027625
<b>Caso 15</b>	6300	140	910	3	40,67	78,51	2820	7,74	5,0276
	6140	136	1700	0,5	36,39	65,85	2840	7,29	4,0221
	4400	94	6990	0,5	36,35	79,45	2730	7,95	5,027625

**Fuente:** Autora

### 3.2.1. Análisis e interpretación de los ensayos a tracción

#### 3.2.1.1. Análisis del esfuerzo máximo a la tracción ( $S_{ut}$ )

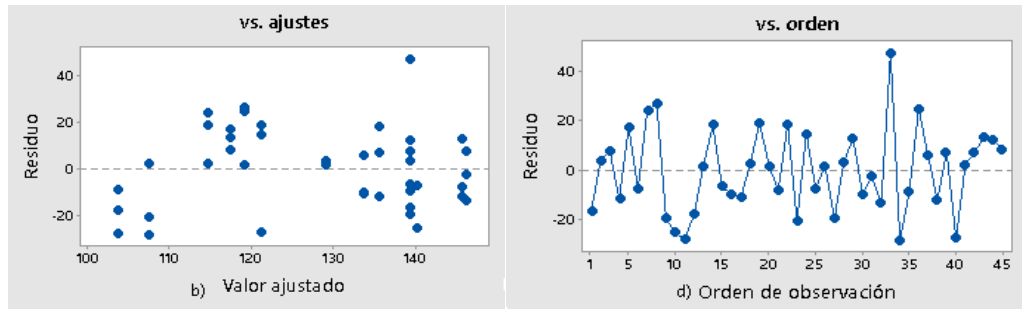
Es importante conocer que para realizar del análisis de cada supuesto se debe emplear un modelo con interacciones que llegan hasta segundo grado. Tomando en cuenta que incluye en su procedimiento, el método de Box-Cox que se utiliza para realizar correcciones de sesgos en su distribución de errores, es decir para poder corregir varianzas que son desiguales y a su vez corregir la linealidad que a simple vista no se puede observar y así se puede mejorar la relación de variables entre sí. Para ello se muestra en la figura 3-1 una gráfica de residuos ya que los parámetros no siempre se comportan de forma normal ya que interfieren varios factores.



**Figura 3-1.** Graficas de probabilidad normal.

**Fuente:** Minitab 19

En la figura 3-1 se puede analizar la probabilidad normal o contrastes de normalidad, sus datos representan en su mayoría una alineación entorno a la recta lo que significa que existe una correlación positiva de sus resultados.

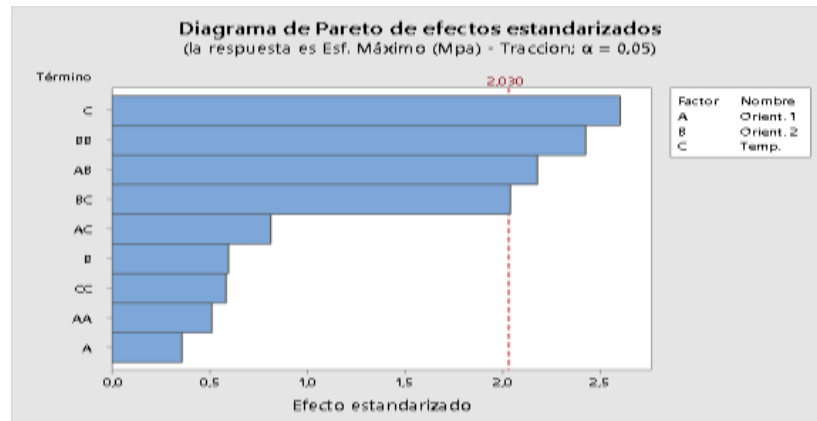


**Figura 3-2.** Graficas de residuos para el Esfuerzo Máximo (Mpa) de ensayos a tracción, a) Gráfica de Residuos vs ajustes, b) Gráfica de residuos vs orden.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-2 muestra una interpretación de residuos vs valor ajustado la cual nos permite verificar que los supuestos de cada uno de los residuos se ubiquen de manera aleatoria, en nuestro caso los valores se encuentran dispersos de manera irregular lo que muestra que la varianza no es constante para lo cual es necesario ajustar el modelo lineal con una transformación de Box-Cox. A su vez la gráfica de residuos vs orden indica que sus patrones son netamente independientes lo cual se verifica que no muestran ninguna tendencia, ciclo o cambio

### - Análisis de varianza

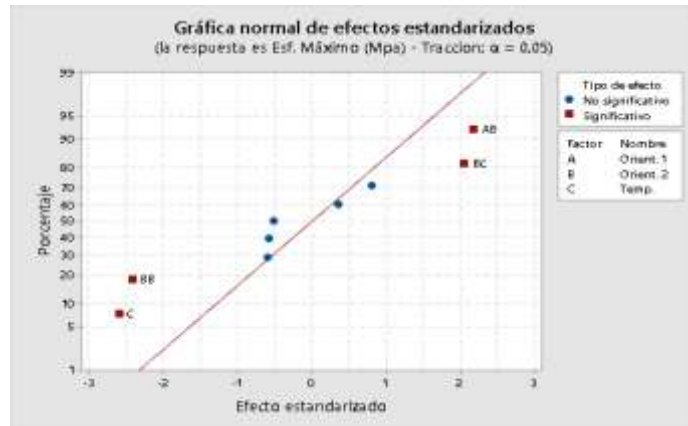


**Figura 3-3.** Diagrama de Pareto de efectos estandarizados del Esfuerzo Máximo.

**Fuente:** Minitab 19

El diagrama nos muestra cuales son los efectos netamente significativos las barras C, BB, AB y BC cruzan la línea de referencia de 2,030, es decir que estos valores son significativos en el nivel  $\alpha=0,05$ .

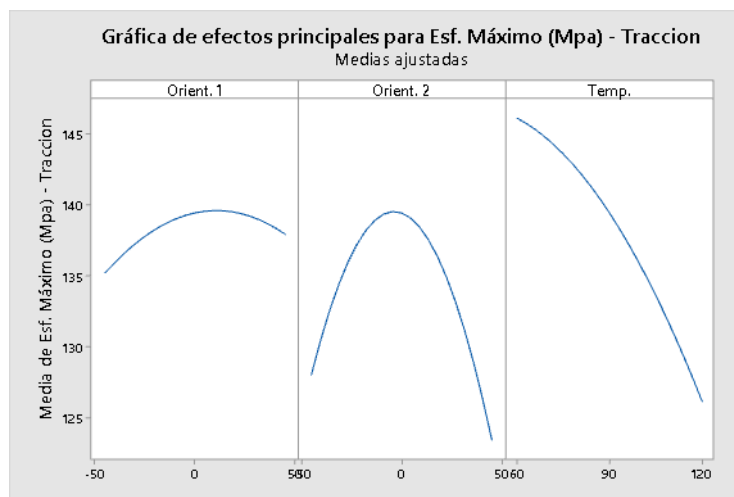




**Figura 3-4.** Gráfica normal de efectos estandarizados para el Esfuerzo Máximo.

**Fuente:** Minitab 19

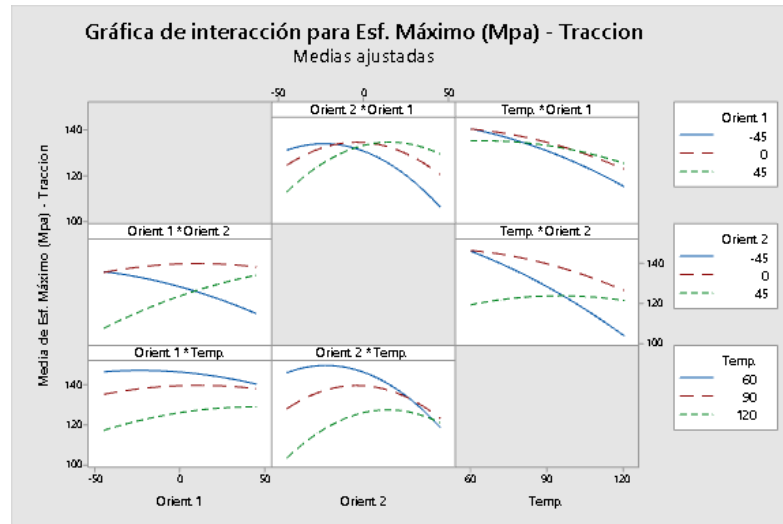
La figura nos muestra la dirección de efecto que tienen las variables respecto a la línea de tendencia, es decir que el factor AB muestra un efecto positivo, mientras que los factores BB y C, muestran un efecto negativo, se entiende que el modelo representado explica un ajuste de un 92,5% de viabilidad.



**Figura 3-5.** Grafica de efectos principales para el Esfuerzo Máximo (Mpa).

**Fuente:** Minitab 19

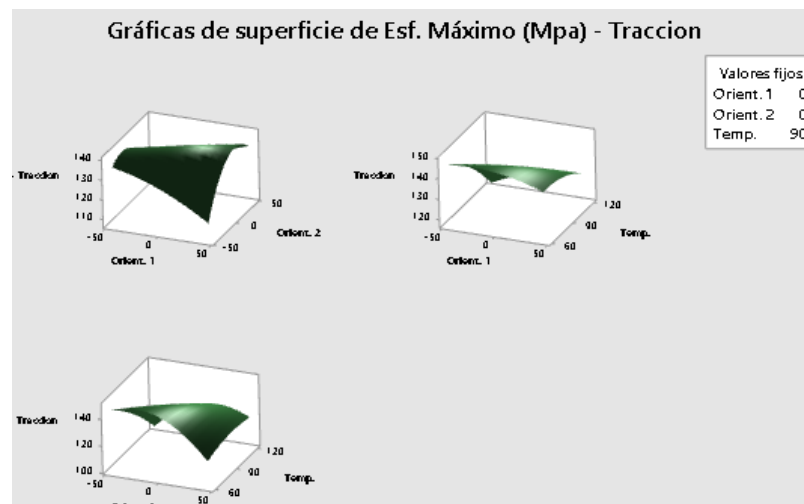
La figura 3-5 detalla el efecto de iteración que tiene cada factor, en este caso el esfuerzo máximo a tracción es estadísticamente significativo, así mismo tanto la orientación 1, orientación 2 y la temperatura alcanzan un mayor efecto en el esfuerzo máximo, es decir que sus valores son directamente proporcionales.



**Figura 3-6.** Gráfica de interacción para el Esfuerzo Máximo.

**Fuente:** Minitab 19

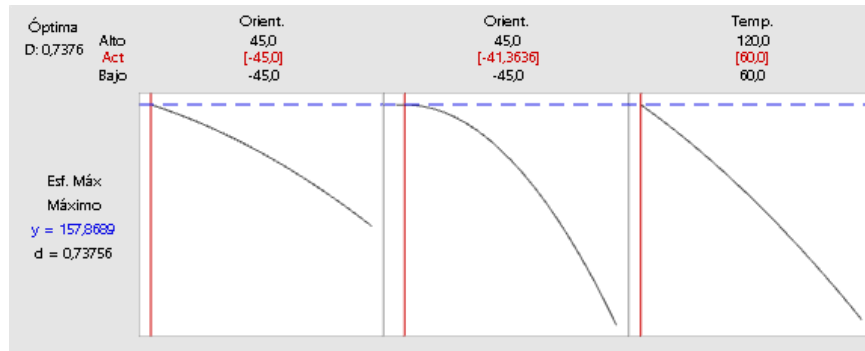
La figura 3-6 muestra los efectos de interacción según el análisis de varianza puesto que cada uno de los factores interviene con una superficie expuesta en el análisis. Así mismo el esfuerzo máximo a tracción según la gráfica muestra la resistencia media vs orientación 1, orientación 2 y temperatura, de esa manera obtenemos la gráfica de superficie de respuesta a través del análisis de varianza.



**Figura 3-7.** Grafica de superficies del Esfuerzo Máximo.

**Fuente:** Minitab 19

### - Optimización de esfuerzo máximo a la tracción



**Figura 3-8.** Grafica optimizada de Esfuerzo Máximo.

**Fuente:** Minitab 19

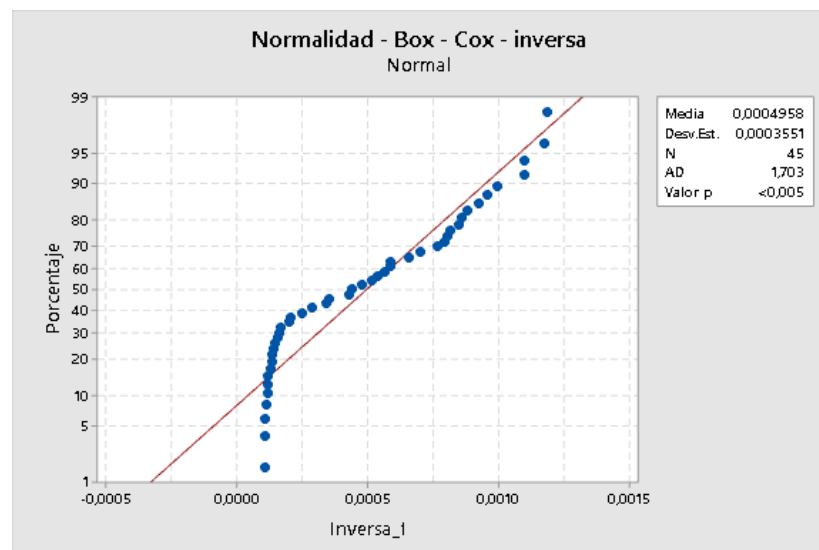
Se tomar en cuenta que los valores del punto óptimo de Esfuerzo máximo de tracción son:

- Orientación 1: -45°; Orientación 2: -41, 36°, Temperatura de curado: 60°C.

**Respuesta de % de elongación: 157,8 Mpa**

### 3.2.1.2. Análisis de Modulo de Elasticidad

#### - Prueba de normalidad



**Figura 3-9.** Grafica de normalidad del Módulo de Elasticidad a Tracción.

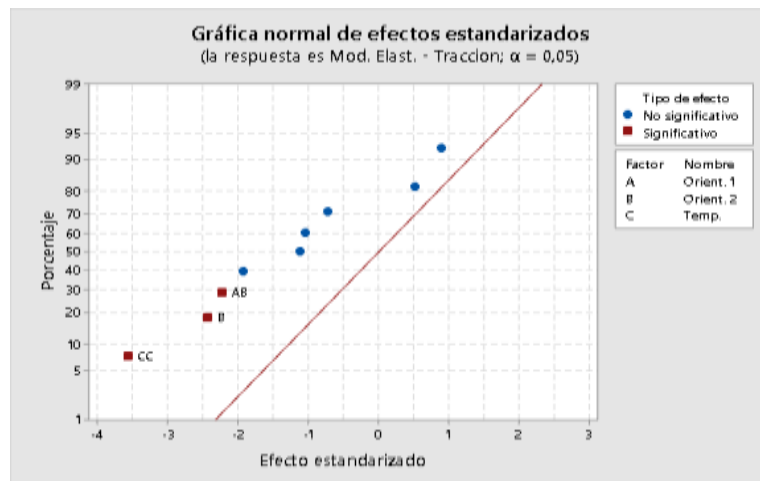
**Fuente:** Minitab 19

**Tabla 3-47.** Análisis de pruebas de normalidad

<b>Hipótesis nula</b>	Todas las varianzas son iguales, es decir que los datos que muestra el Módulo de elasticidad en el material compuesto representan un enlace positivo de distribución normal.		
<b>Hipótesis alterna</b>	Los datos que muestra el Módulo de elasticidad en el material compuesto no representan un enlace negativo de distribución normal.		
<b>Nivel de significancia</b>	$\alpha = 0,05$	<b>Prueba estadística</b>	Anderson-Darling= 1,703
<b>Numero de experimentos</b>	N=45	Valor-p= <0.005	

**Fuente:** Autora

El análisis de normalidad que representa la figura 3-9 muestra un nivel de significancia del 5% de error, lo cual muestra y se llega a la conclusión de que los datos analizados del Módulo de Elasticidad representan un enlace positivo de distribución normal.



**Figura 3-10.** Grafica normal de Módulo de Elasticidad a Tracción.

**Fuente:** Minitab 19

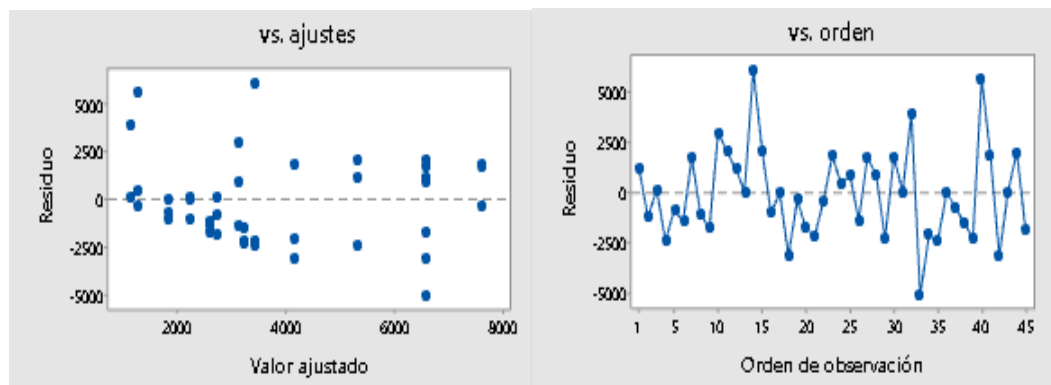
La figura 3-10 nos muestra el análisis de Anova del módulo de elasticidad, se visualiza la variabilidad que existe en los datos en la dirección de efecto, es decir que el factor A, AB y CC muestra un efecto estadísticamente positivo con un nivel de significancia de 0,05 que en modelo muestra un ajuste de un 32,02% de viabilidad del Módulo de Elasticidad.



**Figura 3-11.** Diagrama de Pareto de efectos estandarizados de Módulo de Elasticidad a Tracción.

**Fuente:** Minitab 19

El diagrama de la figura 3-11 nos muestra cuales son los efectos netamente significativos las barras CC, B, BB, y AB cruzan la línea de referencia de 2,030, es decir que estos valores son significativos con el nivel de significancia de  $\alpha=0,05$  toman directamente un valor apreciable conforme aumenta la interacción de Orient.1 y Orient.2, la temperatura aumenta.



**Figura 3-12.** Gráfica de Residuo vs Valor ajustado, y Residuo vs Orden.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-12 de residuos vs valor ajustado nos permite validar el supuesto, se debe tomar en cuenta que los datos se encuentren independientes lo cual se ajusta a la distribución normal.

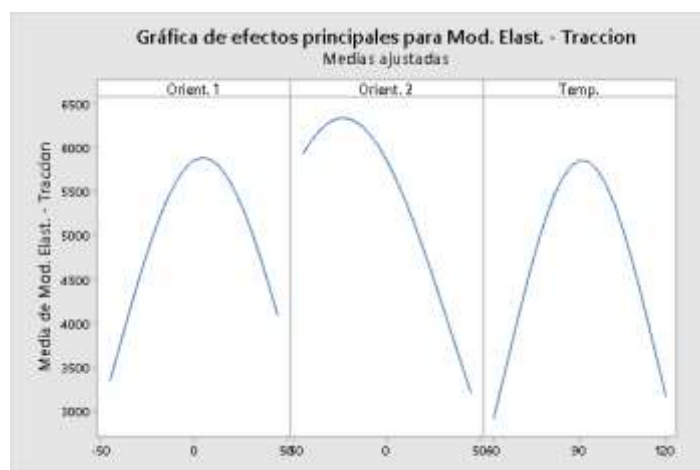
- **Análisis de varianza**

**Tabla 3-48.** Análisis de ANOVA para el Módulo de Elasticidad.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
<b>Modelo</b>	9	191663411	21295935	3,3	0,005
<b>Lineal</b>	3	45529208	15176403	2,35	0,089
<b>Orient. 1</b>	1	5124504	5124504	0,79	0,379
<b>Orient. 2</b>	1	38633437	38633437	5,99	0,02
<b>Temp.</b>	1	1771267	1771267	0,27	0,604
<b>Cuadrado</b>	3	103646586	34548862	5,36	0,004
<b>Orient. 1*Orient. 1</b>	1	24117388	24117388	3,74	0,061
<b>Orient. 2*Orient. 2</b>	1	8108034	8108034	1,26	0,27
<b>Temp.*Temp.</b>	1	82336944	82336944	12,77	0,001
<b>Interacción de 2 factores</b>	3	42487617	14162539	2,2	0,106
<b>Orient. 1*Orient. 2</b>	1	32013333	32013333	4,96	0,032
<b>Orient. 1*Temp.</b>	1	3466875	3466875	0,54	0,468
<b>Orient. 2*Temp.</b>	1	7007408	7007408	1,09	0,304
<b>Error</b>	35	225686514	6448186		
<b>Falta de ajuste</b>	3	48640692	16213564	2,93	0,048
<b>Error puro</b>	32	177045822	5532682		
<b>Total</b>	44	417349924			

**Fuente:** Minitab 19

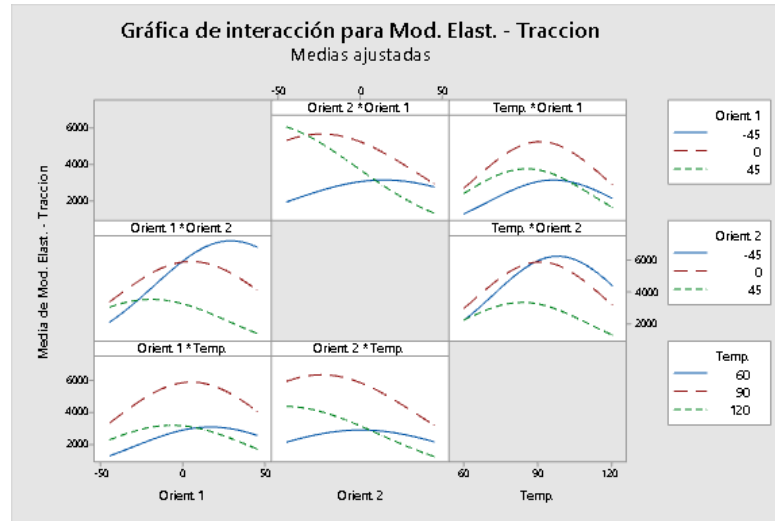
Para poder realizar un análisis más detallado se muestra la siguiente figura:



**Figura 3-13.** Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad.

**Fuente:** Minitab 19

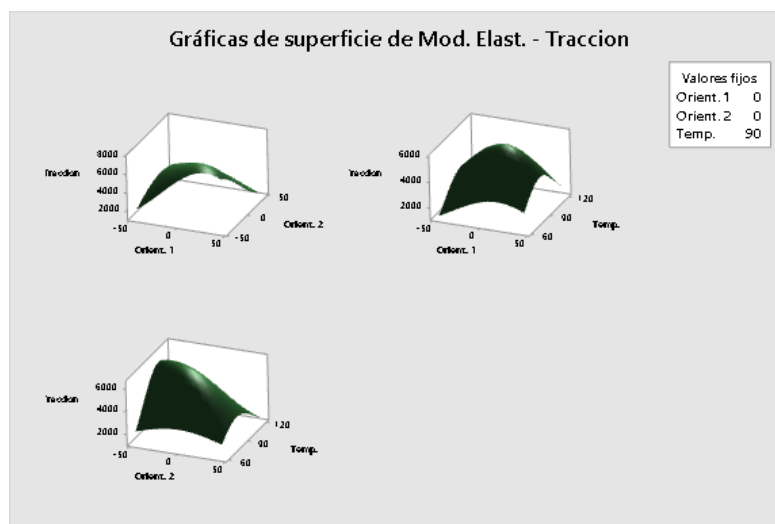
La figura 3.13 expresa donde y como los factores (Orient.1, Orient 2 y temperatura) tienen mayor fluencia. Es decir que mientras más prolongada sea la pendiente el efecto de la propiedad es mayor.



**Figura 3-14.** Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-14, muestra que los factores (Orient 1, Orient 2, y Temp) tienen mayor interacción, ya sea su combinación, (Orient 2-Orient 1),(Temp -Orient 1),(Orient1-Orient2), (Temp, Orient2), (Orient 1- Temp) y(Orient 2- Temp).

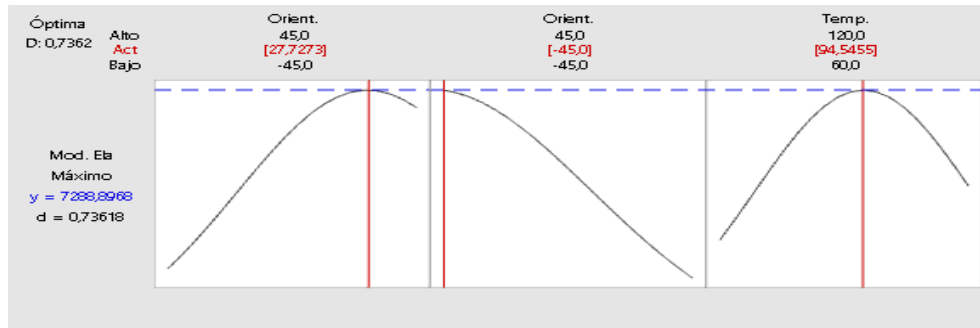


**Figura 3-15.** Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-15 muestra los efectos que tiene el diagrama de superficies, es la respuesta de la ecuación obtenida en el análisis de varianza, es decir que expresa como actúan los factores tridimensionalmente con el Módulo de elasticidad.

**- Optimización**

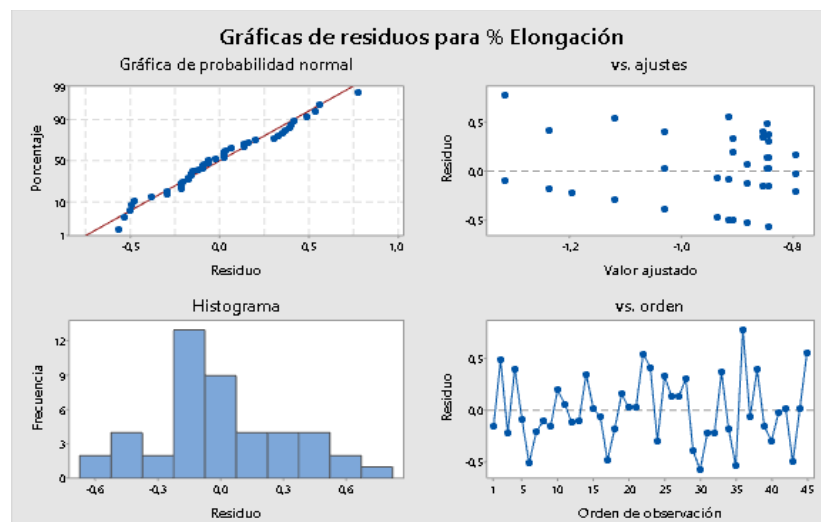


**Figura 3-16.** Gráfica de deseabilidad para el Módulo de elasticidad.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-16 nos muestra la manera en que las variables afectan los resultados pronosticados, es decir que la deseabilidad en el Módulo de elasticidad es de 0,7362 mostrando un fin valido con una orientación de 45° y una temperatura de 94,54 °C. Así mismo una solución óptima alcanzando el nivel máximo en  $y = 7288,88$  MPa con una deseabilidad de 0,73618.

**3.2.1.3. Análisis del porcentaje de elongación**



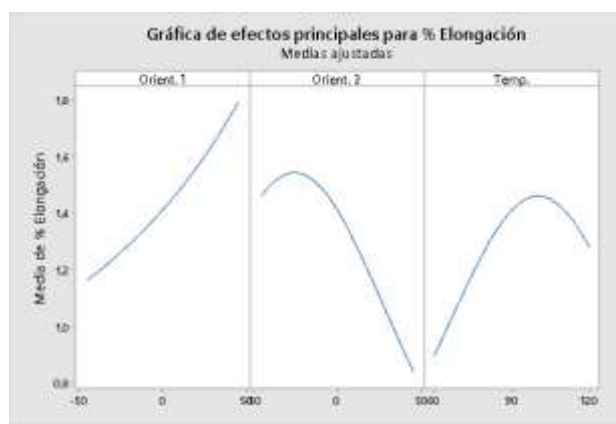
**Figura 3-17.** Gráfica de residuos del % de elongación.

**Fuente:** Minitab 19



En la figura 3-17, podemos identificar que la gráfica de normalidad evalúa directamente los resultados en función a su distribución. Los patrones cumplen con el supuesto de los residuos ya que se encuentran próximos a la línea recta que se presentan distribuidos de manera correcta. Mientras que la gráfica de residuos vs valor ajustado verifica que sus residuos se encuentren distribuidos aleatoriamente lo que demuestra que tiene una variable constante.

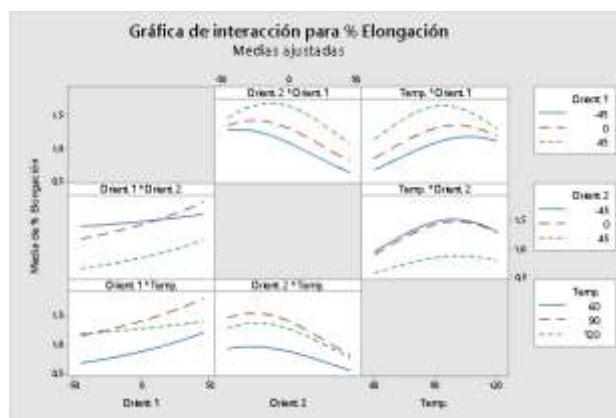
En la gráfica de residuo vs orden nos indica que sus valores son independientes por lo tanto se verifica el supuesto.



**Figura 3-18.** Gráfica de efectos principales del % de elongación.

**Fuente:** Minitab 19

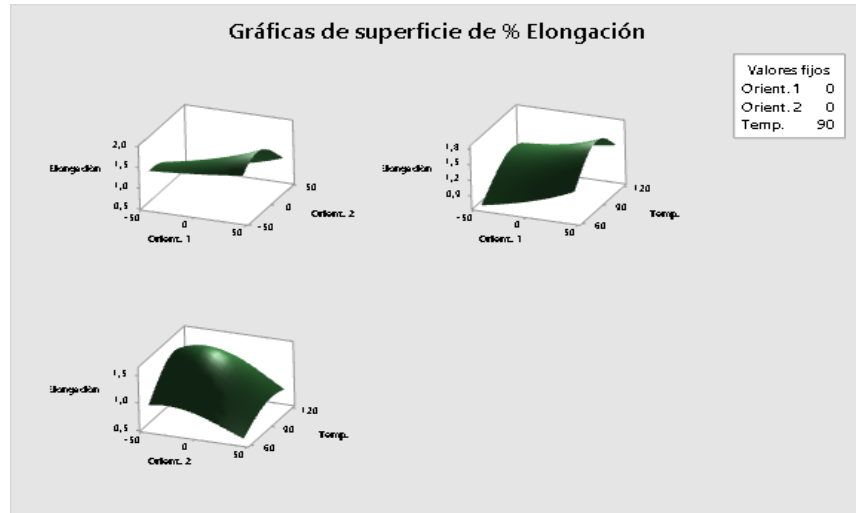
Podemos apreciar en la figura 3-18 que los factores (Orient. 1, Orient.2 y Temperatura) tienen mayor incidencia es decir que en nuestro caso la curva se presenta mucho más prolongada lo que nos permite obtener mayor efecto del % de elongación.



**Figura 3-19.** Gráfica de interacción del % de elongación.

**Fuente:** Minitab 19

La figura 3-19, muestra que los factores (Orient 1, Orient 2, y Temp) tienen mayor interacción, ya sea su combinación, (Orient 2-Orient 1 con una Temp entre 50 y 60°C), (Temp -Orient 1 con una temperatura entre 60 y 120°C), (Orient 1-Orient 2), (Temp, Orient2), (Orient 1- Temp) y (Orient 2- Temp).

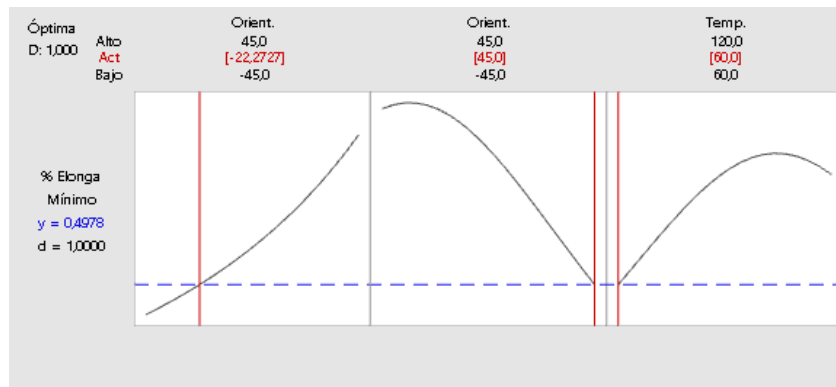


**Figura 3-20.** Gráfica de superficie de % de elongación.

**Fuente:** Minitab 19

La gráfica de superficies perteneciente a la propiedad mecánica de % de elongación muestra una superficie en modo de cresta ascendente que nos permite predecir valores futuros tomado en cuenta que los valores fijos se van a encontrar en Orientación 1 y 2, de 0° con una temperatura de 90°C.

**- Optimización**



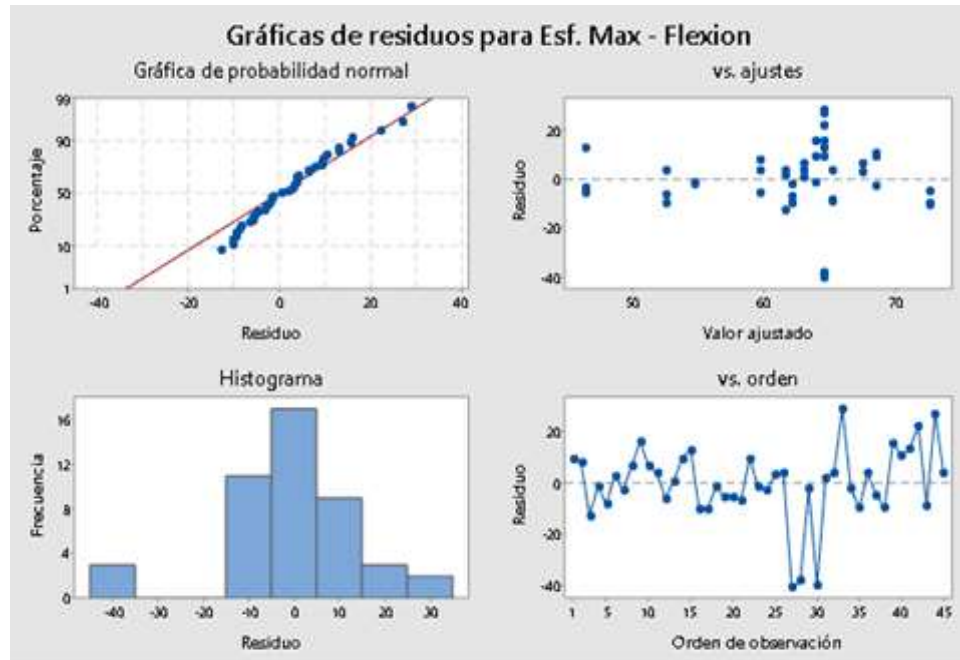
**Figura 3-21.** Gráfica de superficie de % de elongación.

**Fuente:** Minitab 19

Podemos observar que en la figura 3-21 los factores (Orient. 1, Orient.2 y Temperatura tienen mayor incidencia es decir que muestra un índice de deseabilidad de 1, lo que permite comprobar su relación con una Orientación de 45° y una Temperatura de 60°C.

### 3.2.2. Análisis e interpretación de los ensayos a flexión

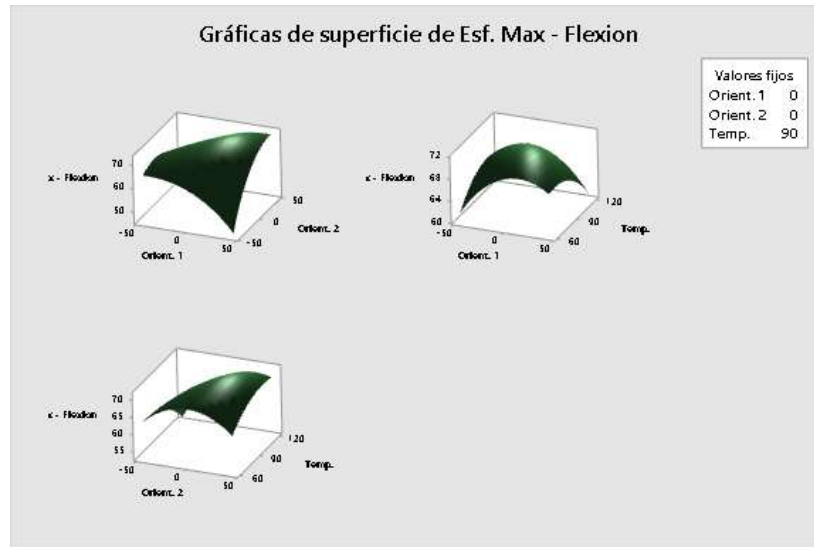
#### 3.2.2.1. Análisis de esfuerzo máximo de flexión



**Figura 3-22.** Gráfica de residuos para esfuerzo máximo de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Podemos apreciar, que la gráfica de probabilidad normal muestra que sus patrones en su gran mayoría se acercan a la recta, pero existen 3 puntos lo cual necesitan orden de revisión para su optimización adecuada. La gráfica de residuos vs ajustes no muestra un orden de secuencia lo que nos permite valorizar una varianza constante. Para interpretar la gráfica de residuo vs frecuencia se debe realizar una inspección visual del comportamiento de sus barras, en nuestro caso existe un grado mayor de aceptación ya que las barras se comportan en su gran mayoría de acuerdo al análisis del Esfuerzo Máximo de flexión y tiene mayor aceptación. Al igual que la gráfica de residuo vs orden que no muestra un patrón por lo tanto el grado de confiabilidad mayor.

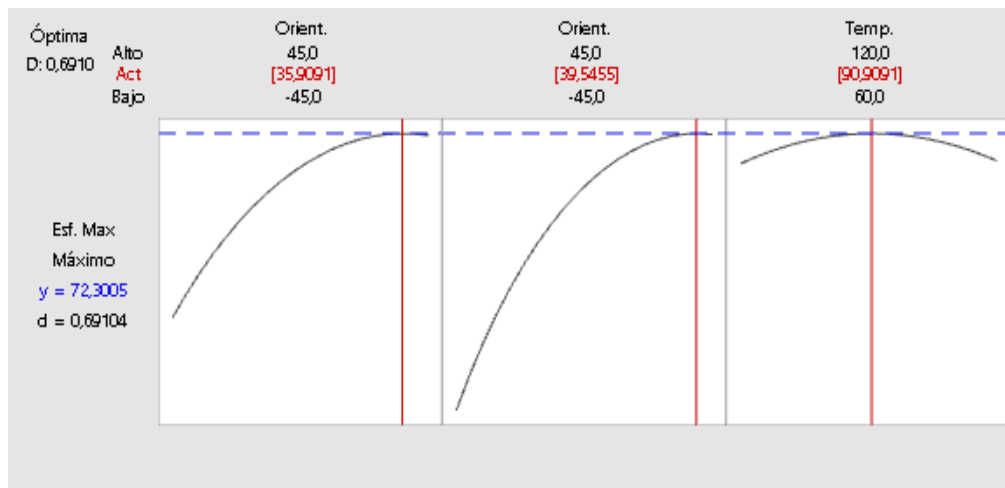


**Figura 3-23.** Gráfica de superficie para esfuerzo máximo de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Para el Esfuerzo máximo de flexión llega a un pico máximo que muestra una superficie con patrón de cresta estacionaria, al igual que su color representativo indica que se oscurece, por lo tanto, se mantiene una temperatura media y aumenta el esfuerzo de flexión acorde a la orientación de las mismas.

**- Optimización**



**Figura 3-24.** Gráfica de análisis para esfuerzo máximo de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

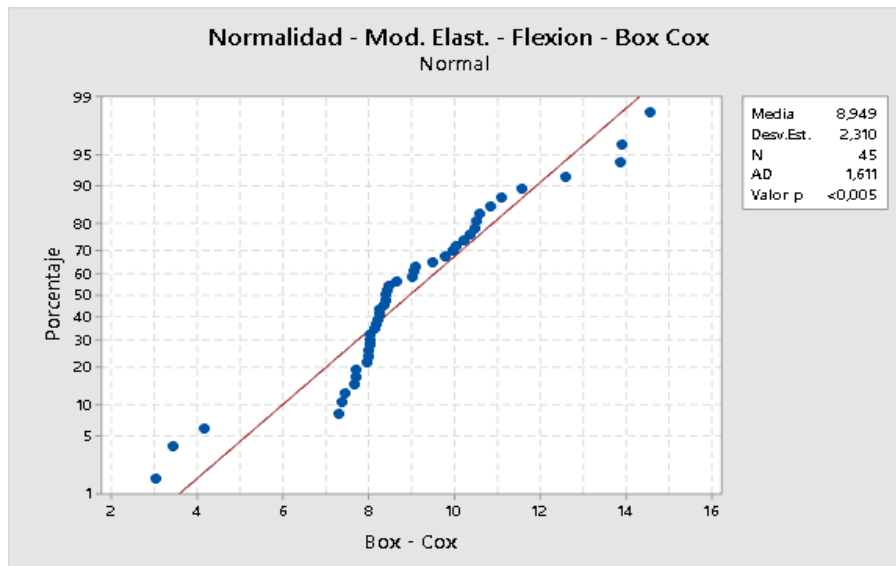
Es importante tomar en cuenta que los valores del punto óptimo de Esfuerzo máximo de flexión son:

**Factores:**

- Orientación 1: 45°, orientación 2: 45° y temperatura de curado: 90,90°C.

**Respuesta de % de elongación: 72,3005 Mpa**

**3.2.2.2. Análisis del Módulo de Elasticidad del ensayo a flexión**

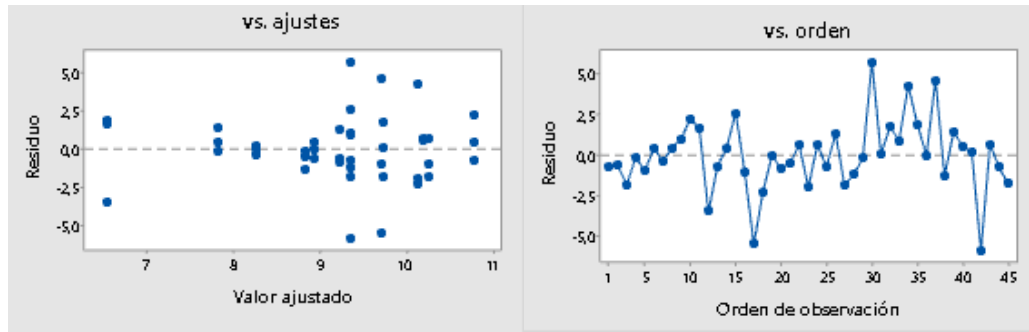


**Figura 3-25.** Gráfica de normalidad de módulo de elasticidad de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Para verificar que el supuesto cumpla los parámetros se puede observar que el valor-p es mayor al 5% de significancia. Así mismo se conoce que los datos no cumplen con normalidad y se procede a realizar la transformación de los datos utilizando la transformada del inverso y se verifica cada uno de los supuestos paramétricos.

Se puede concluir que los patrones se acercan a la línea de tendencia con un valor estadístico Anderson Darling de 1,611 y un Valor-p menor al 5%, por lo tanto, se acepta la hipótesis nula y se rechaza la hipótesis alternativa entonces los valores de esfuerzo máximo de flexión del material compuesto posee una distribución normal.

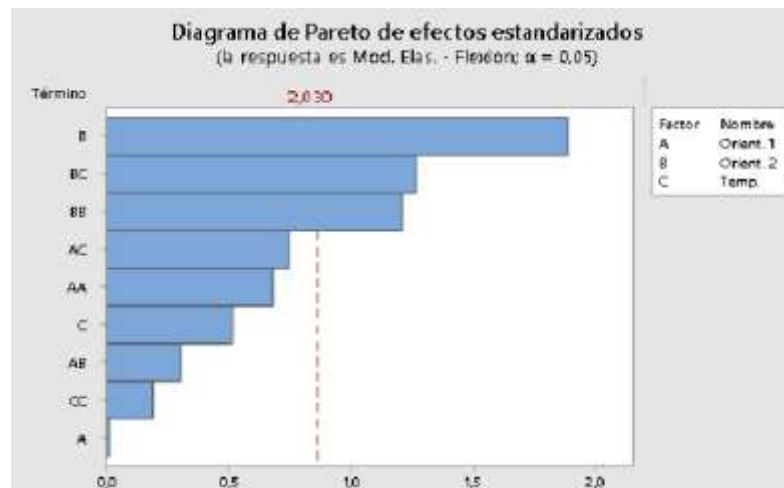


**Figura 3-26.** Gráfica de residuos de módulo de elasticidad de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Para verificar el supuesto de la gráfica tanto de residuos vs orden, como de residuos vs valor ajustado se puede constatar que sus patrones no están alineados, es decir que no siguen un orden establecido, por lo tanto, sus valores tienen independencia de residuos.

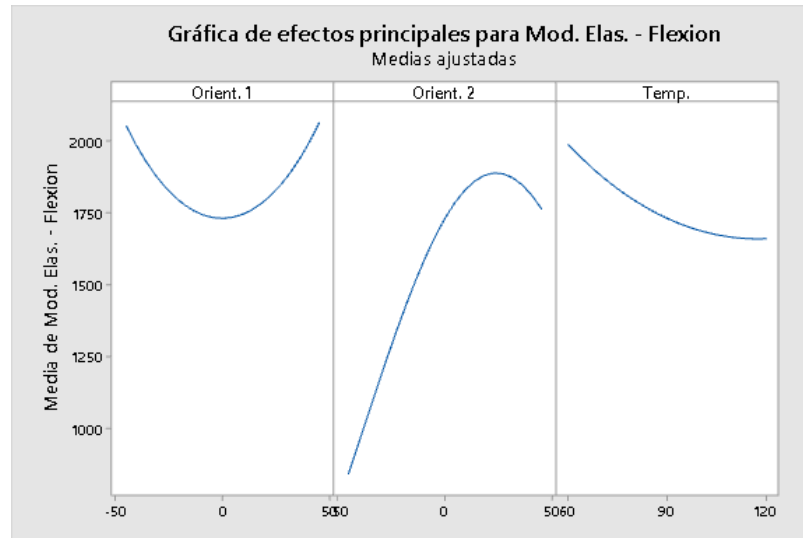
- **Análisis de varianza**



**Figura 3-27.** Gráfica de Pareto de módulo de elasticidad de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

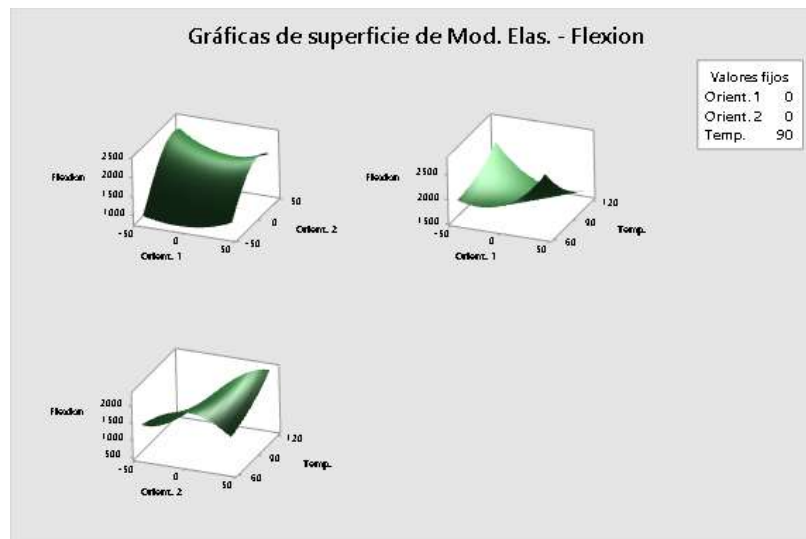
La información que proporciona la figura 3-27 es de efectos netamente significativos, es decir como cada valor es apreciable dentro del análisis del Módulo de elasticidad para flexión, es decir que mientras los factores Orient 1, Orient 2 y Temp aumentan su interacción, el módulo de elasticidad aumenta, por lo tanto, son directamente proporcionales.



**Figura 3-28.** Gráfica para el análisis de efectos principales de módulo de elasticidad a flexión.

**Fuente:** Minitab 19

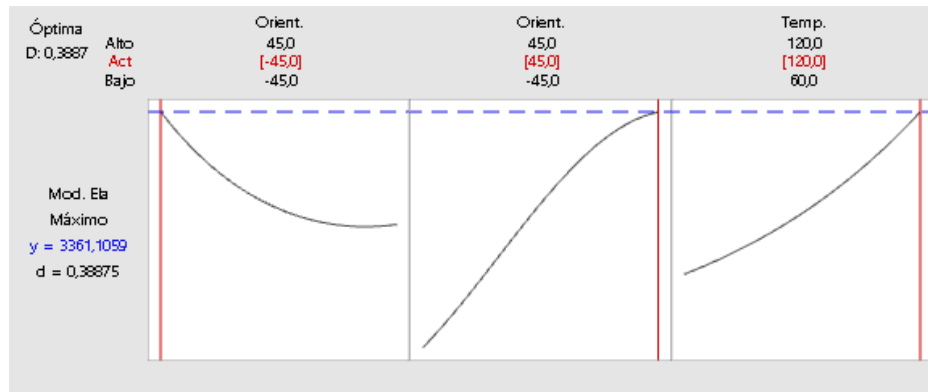
Según el análisis de Anova para poder corroborar la información es necesario proceder al análisis de superficies de respuesta, en donde podremos apreciar su comportamiento dependiendo de cada factor. Mientras más oscura sea su coloración muestra que tiene un valor mayor de significancia, es decir que sus resultados tienen mayor relevancia.



**Figura 3-29.** Gráfica para el análisis de efectos principales de Módulo de elasticidad a flexión.

**Fuente:** Minitab 19

## - Optimización



**Figura 3-30.** Gráfica para el análisis de efectos principales de módulo de elasticidad de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Es importante tomar en cuenta que los valores del punto óptimo del Módulo de Elasticidad de flexión son:

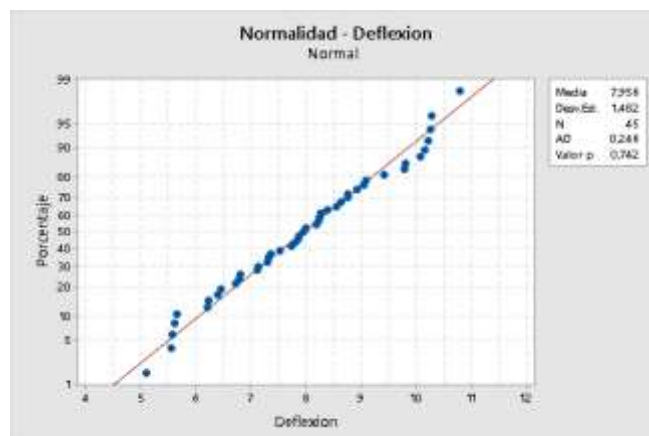
### Factores:

- Orientación 1: -45°, orientación 2: 45° y temperatura de curado: 60°C.

**Respuesta de Módulo de elasticidad máximo:** 3361,105 Mpa

### 3.2.2.3. Análisis de la deflexión máxima

Se realiza un análisis adecuado acorde al comportamiento de la distribución normal de los valores presentados.

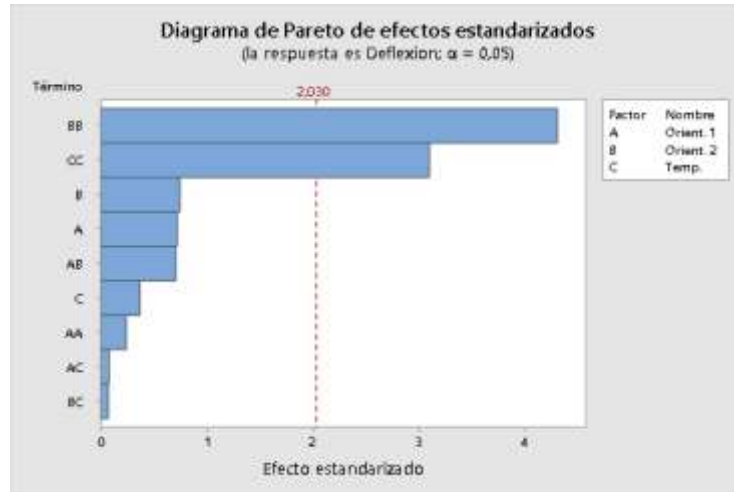


**Figura 3-31.** Gráfica de normalidad de deflexión máxima de flexión.

**Fuente:** Minitab 19



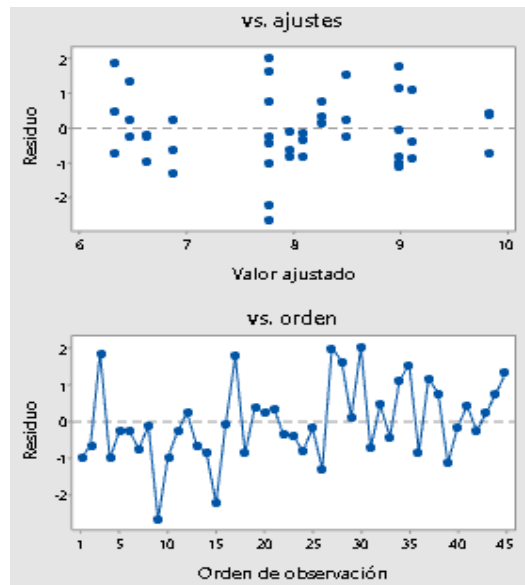
Esta prueba muestra que la distribución de los datos presentados es normal ya que los residuos se encuentran próximos a la línea recta, es decir que los patrones cumplen con el supuesto.



**Figura 3-32.** Gráfica de normalidad de deflexión máxima de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Podemos apreciar en la figura 3-32, la interacción que existe en las barras BB y CC acorde a los factores Orient 1, Orient 2 y Temp cruzan la línea de referencia que está en 2,030, es decir que son valores significativos a un nivel de significancia del 5%.

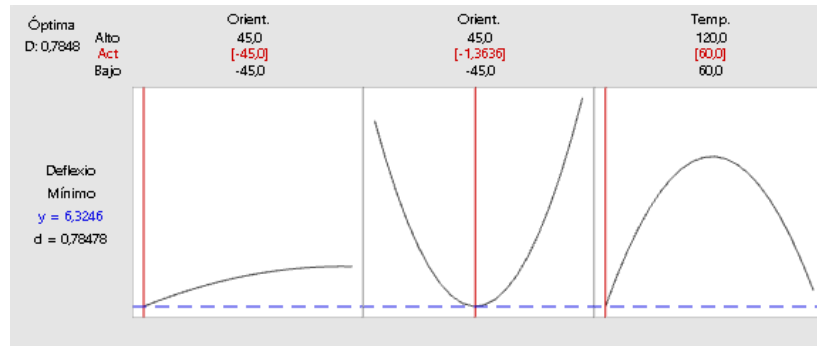


**Figura 3-33.** Gráfica de normalidad de deflexión máxima de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

La información que muestra la figura 3-33, nos ayuda a verificar el supuesto de la gráfica tanto de residuos vs orden, como de residuos vs valor ajustado se puede comprobar que sus patrones no están alineados, es decir que no siguen un orden establecido, entonces sus valores tienen independencia de residuos.

- **Optimización**



**Figura 3-34.** Gráfica de superficie de deflexión máxima de flexión.

**Fuente:** Minitab 19

Es importante tomar en cuenta que los valores del punto óptimo del Módulo de Elasticidad de flexión son:

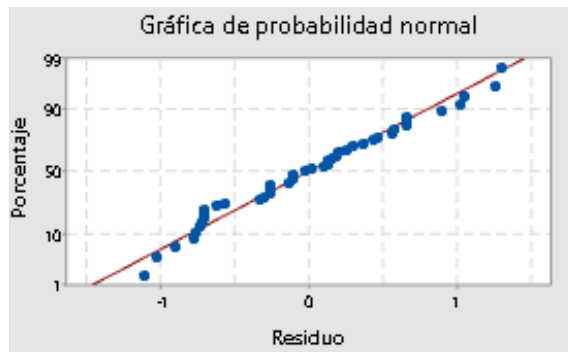
**Factores:**

- Orientación 1: -45°, orientación 2: -1, 3636° y temperatura de curado 60°C.

**Respuesta de deflexión mínima de:** 6,3246 Mpa

**3.2.3. Análisis del ensayo de impacto**

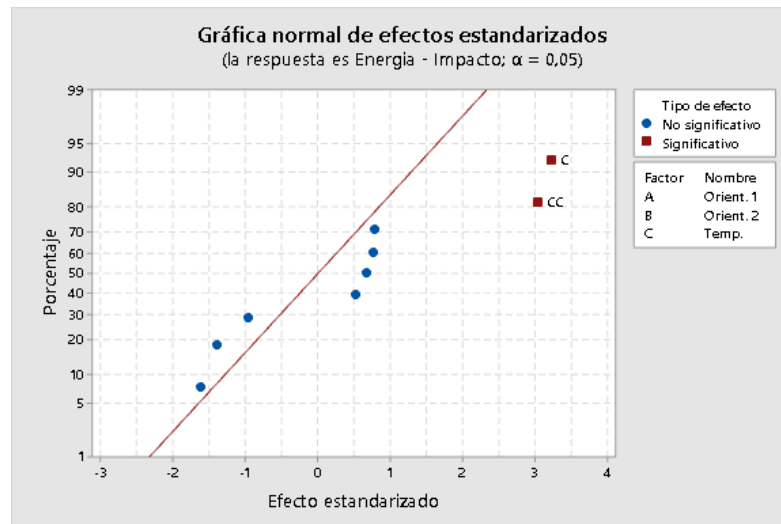
**3.2.3.1. Análisis y optimización de la energía medio de fallo**



**Figura 3-35.** Gráfica de superficie de energía media de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

En la figura presentada se muestra el seguimiento del patrón a través de la línea resta, lo cual nos proporciona una significancia favorable.

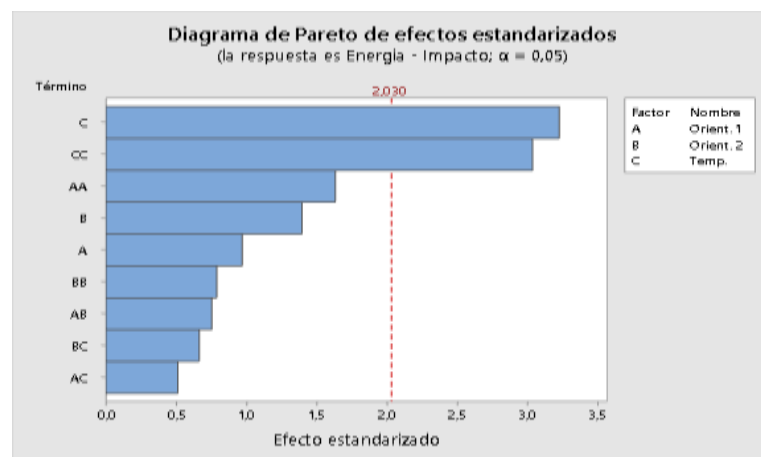


**Figura 3-36.** Gráfica normal de efectos estandarizados de energía de impacto.

**Fuente:** Minitab 19

Para poder entender de mejor manera la figura 3-36, se puede observar que existen interacciones con valores significativos entre C y CC acorde a los factores de Orient 1, Orient 2 y Temp la energía de fallo aumenta.

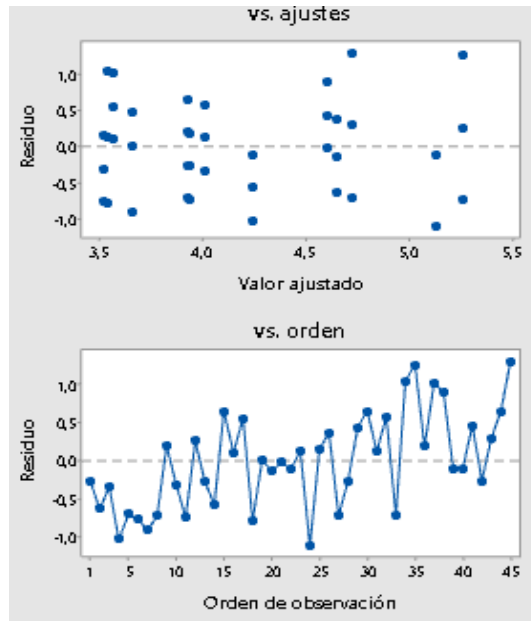
- **Análisis de varianza**



**Figura 3-37.** Diagrama de pareto de efectos de energía media de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

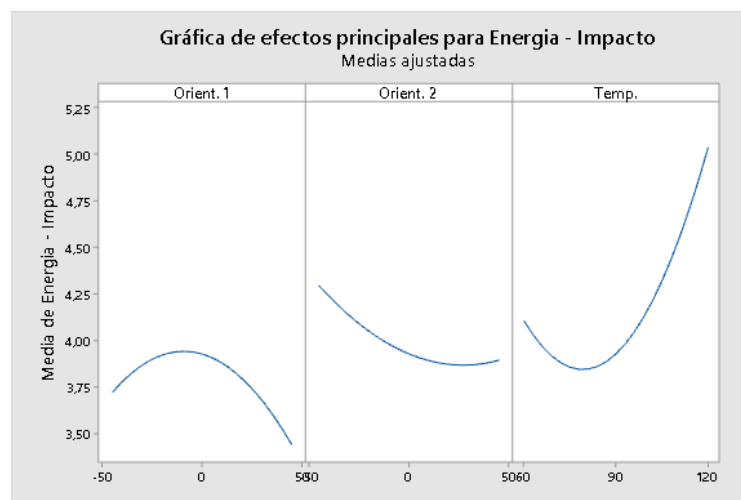
Tomando en cuenta la interacción que existen entre las barras C y CC acorde a los factores Orient 1, Orient 2 y Temp demostramos que influye significativamente cada uno de sus valores.



**Figura 3-38.** Gráfica de residuos de energía de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

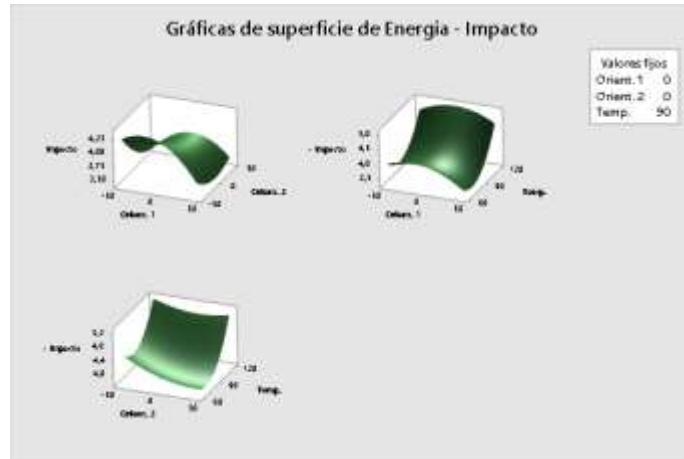
Los patrones se encuentran sumamente independientes y aleatorios lo que indica que el modelo cumple con los supuestos con una varianza constante.



**Figura 3-39.** Gráfica de efectos principales para energía de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

Así mismo podemos apreciar en la figura 3-39 los efectos de interacción que dependiendo de cada factor existe una diferencia entre sus pendientes, es decir que tanto la Orient 1, Orient 2 y Temp muestra su interacción significativamente y tiene un mayor efecto en la energía media de fallo.

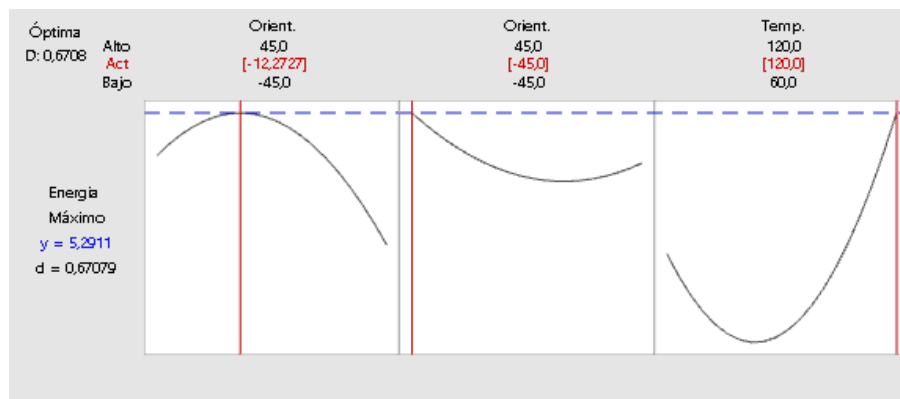


**Figura 3-40.** Gráfica de superficies para energía de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

La figura muestra predicciones a futuro según los datos analizados en Orient 1, Orient 2 y temp, por lo tanto, genera una probabilidad de fallo menor, es decir que aumenta la energía de fallo si se aumenta su valor en cada uno de los factores, también se puede observar que la gráfica de superficie se muestra más oscura lo que muestra que la respuesta significativamente aumenta.

### - Optimización



**Figura 3-41.** Gráfica de optimización para energía de fallo.

**Fuente:** Minitab 19

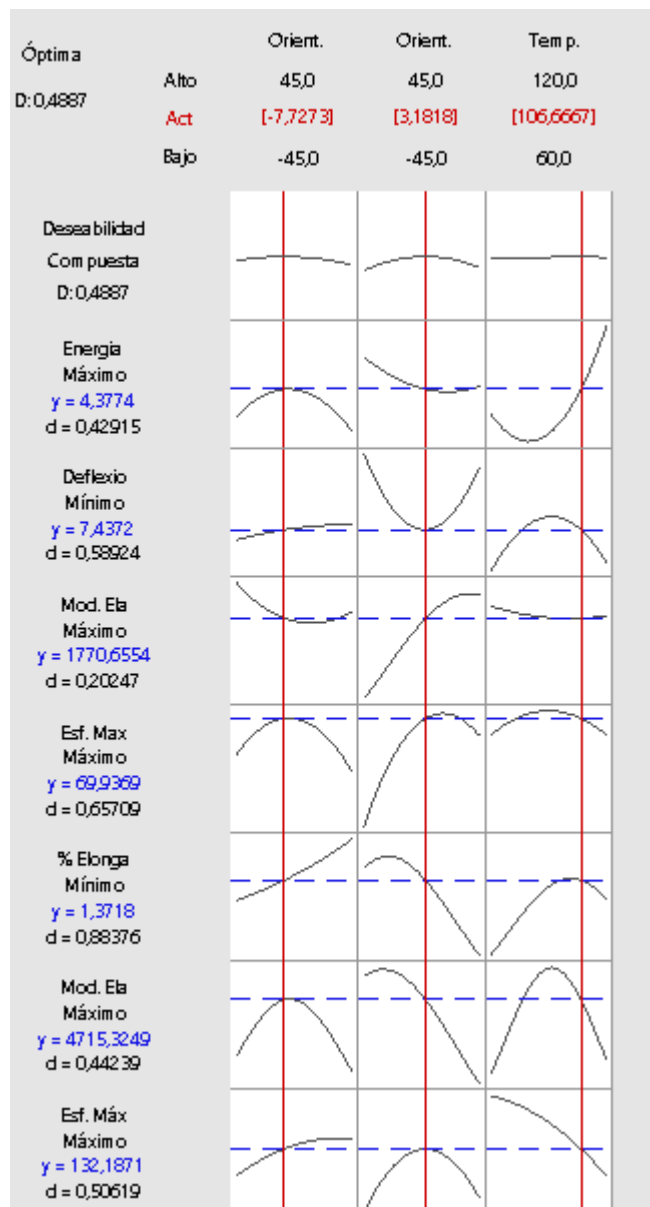
Es importante tomar en cuenta que los valores del punto óptimo de la energía de fallo son:

**Factores:**

- Orientación 1: -12°, orientación 2: 45°, temperatura de curado: 120°C.

**Respuesta de energía de fallo máxima: 5,2911 J**

**3.2.4. Optimización generalizada**



**Figura 3-42.** Análisis de optimización general.

**Fuente:** Minitab 19

Según el análisis global de las propiedades mecánicas del material compuesto se obtienen los siguientes resultados:

**Tabla 3-49.** Valores de configuración en ANOVA.

Variable	Valor de configuración
Orientación 1	-7,72727°
Orientación 2	3,18182°
Temperatura	106,667 °C

**Fuente:** Autora

Así mismo se obtiene valores predichos de cada una de las propiedades presentes en los ensayos de tracción, flexión e impacto.

**Tabla 3-50.** Análisis de cada una de las propiedades mecánicas.

Respuesta	Ajuste
Energía de fallo – Impacto	4,377
Deflexión	7,437
Módulo de elasticidad – flexión	1771
Esfuerzo máximo – flexión	69,94
% Elongación	1,372
Módulo de elasticidad – tracción	4715
Esfuerzo máximo_ tracción	132,19

**Fuente:** Autora

### 3.2.5. Verificación de la hipótesis

Para la verificación de la hipótesis presentada se realiza una indagación concreta de los valores significativos calculados en Anova ya sea para aceptar o rechazar la hipótesis tomando un valor de 5% estadísticamente significativa. Según la hipótesis planteada “El análisis estadístico con la metodología de superficies de respuesta permitirá la optimización de propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.”

**Tabla 3-51.** Análisis de cada una de las propiedades mecánicas en ANOVA.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
<b>Modelo</b>	9	0,152585	0,016954	170,76	0
<b>Lineal</b>	3	0,000717	0,000239	2,41	0,0084
<b>Orient. 1</b>	1	0,000414	0,000414	4,17	0,049
<b>Orient. 2</b>	1	0,000085	0,000085	0,85	0,0362
<b>Temp.</b>	1	0,000219	0,000219	2,2	0,00147
<b>Cuadrado</b>	3	0,138276	0,046092	464,24	0
<b>Orient. 1*Orient. 1</b>	1	0,036727	0,036727	369,91	0
<b>Orient. 2*Orient. 2</b>	1	0,11051	0,11051	1113,05	0
<b>Temp.*Temp.</b>	1	0,00177	0,00177	17,83	0
<b>Interacción de 2 factores</b>	3	0,013592	0,004531	45,63	0
<b>Orient. 1*Orient. 2</b>	1	0	0	0	0,0099
<b>Orient. 1*Temp.</b>	1	0,010155	0,010155	102,28	0
<b>Orient. 2*Temp.</b>	1	0,003437	0,003437	34,62	0
<b>Error</b>	35	0,003475	0,000099		
<b>Falta de ajuste</b>	3	0,003475	0,001158	*	*
<b>Error puro</b>	32	0	0		
<b>Total</b>	44	0,15606			

**Fuente:** Autora

Por lo tanto, los resultados que refleja cada propiedad respecto a la deseabilidad se analizan de la siguiente manera:

**H<sub>0</sub>:** El análisis estadístico con la metodología de superficies de respuesta no permitirá la optimización de propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

**H<sub>1</sub>:** El análisis estadístico con la metodología de superficies de respuesta permitirá la optimización de propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

Al realizar el análisis correspondiente respecto al resultado de la tabla 3.51 se obtiene el valor de p es menor que la significancia de error por lo tanto se puede concluir que se acepta la hipótesis alternativa: El análisis estadístico con la metodología de superficies de respuesta permitirá la optimización de propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material híbrido de matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.



## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1. Conclusiones

Después del análisis a través del método de superficie de respuestas se obtuvieron los siguientes resultados:

- El esfuerzo máximo a tracción en su punto más alto de curvatura se encuentra en 157,86Mpa, lo que promete un mejor desempeño acorde a la orientación 1 (-45, 0°), orientación (-41, 3636°) con una temperatura de curado óptima de 60°C.
- Un módulo de elasticidad a tracción deseable de 7288,80 Mpa, con un diseño y orientación 1 (27, 7273°), orientación 2 (-45, 0°) y una temperatura de 94,54.
- A su vez la elongación tiene un mejor desempeño cuando llega al punto máximo de 0,4978% interviniendo una orientación (-22. 2727°), orientación 2 (45, 0°) y una temperatura optima de 60°C.
- Eu esfuerzo máximo a flexión ofrece un mejor rendimiento cuando llega a su punto máximo de 72,3005 Mpa y su temperatura llega a los 90,9091°C mientras que su orientación 1 (35, 9091°) y su orientación 2 (39, 5455°).
- El módulo de elasticidad a flexión tiene un mejor rendimiento cuando alcanza el punto máximo de 3361,1059 Mpa con una orientación 1 (-45, 0°) y orientación 2 (45, 0°) y una temperatura de curado +optima de 120° C.
- La deflexión ofrece un mejor rendimiento cuando alcanza un valor máximo de 6,3246 mm, con una orientación 1 (-45, 0°), orientación 2 (-1, 3636°) y una temperatura de curado de 60°C.
- La energía media de fallo ofrece un mejor rendimiento cuando alcanza el punto máximo de 5,2911 J, orientación 1 (-12, 2727°), orientación 2 (-45, 0°) y una temperatura de 120°C.

Una optimización global de cada uno de los parámetros presentados aprovecha una variabilidad de deseabilidad de un 96,6 % en sus propiedades de acuerdo al diseño de Box-Behnken. Se aprovecha su rendimiento en su máximo cuando tiene sus valores de orientación 1 (-7, 7273°), Orientación (3, 1818°) a una temperatura de curado

106,66°C con una deseabilidad de 0,4887, a su vez se generaliza valores óptimos de sus propiedades con los siguientes resultados.

- Esfuerzo máximo a tracción: 132,18 [MPa]
- Módulo de elasticidad a tracción 4715,32[MPa]
- Elongación 1,3718%
- Esfuerzo máximo a flexión:69,9369 [MPa]
- Módulo de elasticidad a flexión 1770.6554 [MPa]
- Deflexión máxima: 7,4372[mm]
- Energía media de fallo 4,3774[J]

#### **4.2. Recomendaciones**

- Es importante tomar en cuenta que para realizar el tejido se debe formar filamentos sumamente delgados ya que se utiliza aproximadamente de 3 a 4 filamentos de fibra por pasada.
- Al momento de realizar el corte de la fibra se debe colocar un adhesivo para que sus filamentos no se desprendan con facilidad y se obtenga la fibra cortada de manera adecuada ajustada a las medidas necesarias.
- Realizar una limpieza completa del área donde se va a trabajar ya que el material a utilizar debe estar libre de residuos para un mejor acabado.
- Durante el proceso de preparación de las probetas es importante el uso de los equipos de protección personal para evitar cualquier tipo de contingencia.
- Obtener datos adecuados acorde al volumen de resina y catalizador que se va a utilizar para evitar desperdicios y a su vez excesos durante el proceso de vaciado.
- Al tomar en cuenta dimensiones de las probetas acorde al ensayo a realizar se debe incluir una medida estimada para el corte que se va a realizar para definir cada una de las probetas, dependiendo el diámetro de la herramienta de corte.
- Durante el proceso de vaciado se debe tomar en cuenta que se debe ajustar la presión aproximadamente de unas 2 a 3 horas mientras la resina se solidifica y a su vez de debe mantener 24 horas ajustada al procedimiento, para así obtener una mejor adherencia de la matriz y el refuerzo.

- Las probetas después del proceso de vaciado se deben retirar con mucho cuidado para evitar que las mismas ya moldeadas sufran algún tipo de percance.
- Se debe tomar en cuenta que durante el corte de las probetas es necesario realizar un número mínimo de pasadas ya que puede ocasionar afectaciones debido a su cambio brusco de temperatura.
- Para evitar el pandeo del material durante el curado de las probetas el necesario colocar una base rígida ya que mientras va subiendo la temperatura tiende a inestabilizarse.
- Cada probeta debe tener un punto de sujeción adecuada para que, al realizar los ensayos, las maquinas tengan un mejor desempeño reflejado en sus resultados.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] W. Chen, X. Qian, X. He, and J. Liu, “Enhanced ultraviolet resistance of Kevlar fibers with TiO<sub>2</sub> films,” *ICRMS'2011 - Saf. First, Reliab. Prim. Proc. 2011 9th Int. Conf. Reliab. Maintainab. Saf.*, no. part 3, pp. 1267–1272, 2011, doi: 10.1109/ICRMS.2011.5979465.
- [2] S. Wang, Z. Wu, S. Jiang, G. Wang, R. Huang, and T. Peng, “Development of Zylon-Kevlar-Zylon Hybrid Fiber Reinforcement Technology for 100 T Pulsed Magnet at the WHMFC,” *IEEE Trans. Appl. Supercond.*, vol. 30, no. 4, pp. 4–7, 2020, doi: 10.1109/TASC.2020.2977932.
- [3] B. Fan, D. Zu, and Y. Yang, “Tribological properties of hybrid Kevlar/PTFE fabric reinforced phenolic composite filled with nano-alumina,” *2010 Int. Conf. Mech. Autom. Control Eng. MACE2010*, pp. 457–460, 2010, doi: 10.1109/MACE.2010.5536334.
- [4] J. Maheswaran, T. Velmurugan, and M. Mohammed Mohaideen, “An experimental and numerical study of fracture Toughness of Kevlar- Glass Epoxy Hybrid Composite,” *2013 Int. Conf. Energy Effic. Technol. Sustain. ICEETS 2013*, pp. 936–942, 2013, doi: 10.1109/ICEETS.2013.6533513.
- [5] Y. Mo, L. Yang, T. Zou, W. Hou, and R. Liao, “Preparation of Composite Insulating Paper with Decreased Permittivity, Good Mechanical and Thermal Properties by Kevlar/Nano Cellulose Fibrils/Softwood Pulp Hybrid,” *IEEE Access*, vol. 7, pp. 104258–104268, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2930981.
- [6] S. R. Madara, R. N. S. Sarath, J. T. Varghese, and C. Pon Selvan, “Experimental Investigations on Abrasive Waterjet Machining of Hybridized Kevlar with Jute Fiber Reinforced Epoxy Composite Using Taguchi ANOVA Approach,” *2019 Adv. Sci. Eng. Technol. Int. Conf. ASET 2019*, pp. 1–9, 2019, doi: 10.1109/ICASET.2019.8714323.
- [7] E. N. Gavilanez Silva, “ANÁLISIS DEL PROCESO DE RANURADO Y TALADRADO EN EL MATERIAL COMPUESTO DE RESINA PLÁSTICA REFORZADA CON FIBRA DE VIDRIO,” UNIVERSIDAD TÉCNICA DE

AMBATO FACULTAD, 2018.

- [8] E. J. Pérez Amores, “ANÁLISIS DEL PROCESO DE TALADRADO DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ POLIMÉRICA REFORZADA CON FIBRA DE ABACÁ,” UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO, 2019.
- [9] W. P. Chiluiza Toapanta, “OPTIMIZACIÓN (DOE-MEZCLAS) DEL MATERIAL HÍBRIDO CON REFUERZOS DE FIBRA DE ABACÁ, FIBRA DE CABUYA Y FIBRA DE VIDRIO DE MATRIZ DE RESINA POLIÉSTER Y SU INCIDENCIA SOBRE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS A FLEXIÓN, TRACCIÓN E IMPACTO,” UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO, 2020.
- [10] L. D. Cando Mullo, “ANÁLISIS DEL PROCESO DE RANURADO DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ POLIMÉRICA CON RESINA EPOXI Y POLIÉSTER REFORZADO CON CASCARILLA DE ARROZ,” UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO, 2019.
- [11] D. Asklund, *Ciencia e ingeniería de materiales*, Sexta Edic., vol. 18, no. 9. CENGAFE Learning, 1963.
- [12] W. F. Smith, *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales*, Tercera ed. c GrawHill, 1999.
- [13] I. José Luis Dávila Ing Nelly María Rosas Ing Salomé Galeas Ing Verónica Sotomayor Víctor Hugo Guerrero *et al.*, *NUEVOS MATERIALES: APLICACIONES ESTRUCTURALES E INDUSTRIALES* © Todos los derechos reservados Autores: Quito-Ecuador. 2011.
- [14] F. Stupenengo, “Materiales y materias primas,” in *Materiales compuestos*, Buenos Aires: Ministerio de Educación, 2011, p. 27.
- [15] A. Miraverte and J. Cuarteto, *Materiales compuestos.*, 2003rd ed. Reverte S.A., 2003.
- [16] D. Hull, *Materiales compuestos*, Reimpresión. Reverte S.A., 1983.
- [17] PLAREMESA, “¡Conocé los tipos de resinas y aplicaciones para estas!” 2018.

- <https://www.plaremesa.net/resinas-tipos-de-resinas-y-aplicaciones/> (accessed Jul. 29, 2021).
- [18] H. Kushida, “A Modification of the Water-miscible Epoxy Resin ‘Durcupan’ Embedding Method for Ultrathin Sectioning,” *J. Electron Microsc. (Tokyo)*, vol. 12, no. 1, p. 72, 1963.
- [19] R. Jones, *Mechanics Of Composite Materials*, Segunda Ed. Great Britain, 2018.
- [20] S. Tsai, A. Miraverte, and T. Zou, *Diseño y análisis de materiales compuestos*. Reverte S.A., 1988.
- [21] H. Derek, “Materiales Compuestos,” México, 2015.
- [22] E. Barbero, *Introduction to Composite Materials Design*. Reverte S.A.
- [23] V. Gonzales, *Ciencia de los materiales*. Ariel, 2005.
- [24] A. Palomo Gil, *Estabilidad del rendimiento y de la calidad de la fibra de 12 genotipos de algodón*. Red Instituto Nacional de Investigaciones Forestales, Agrícolas y Pecuarias, 1998.
- [25] T. en Polimeros, “Procesos de Moldeo.” <https://todoenpolimeros.com/procesos-de-moldeo/> (accessed Jul. 29, 2021).
- [26] J. Koo, “Fundamentals, Properties, and Applications of Polymer Nanocomposites.” [https://books.google.com.ec/books?id=57UtDQAAQBAJ&printsec=frontcover&hl=es&source=gbs\\_ge\\_summary\\_r&cad=0#v=onepage&q&f=false](https://books.google.com.ec/books?id=57UtDQAAQBAJ&printsec=frontcover&hl=es&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false) (accessed Jul. 29, 2021).
- [27] D. I. Machuca Sánchez and M. Hervàs Torres, *Configuración de moldes, matrices y cabezales de equipos para la transformación de polímeros: operaciones de transformación de polímeros termoplásticos*. IC Editorial, 2015.
- [28] ikastaroak, “Fundición centrífuga. DMMF01.- Selección de moldes y modelos de fundición.,” 2018. [https://ikastaroak.ulhi.net/edu/es/DFM/DMMF/DMMF01/es\\_DFM\\_DMMF01\\_Contenidos/website\\_26\\_fundicin\\_centrfuga.html](https://ikastaroak.ulhi.net/edu/es/DFM/DMMF/DMMF01/es_DFM_DMMF01_Contenidos/website_26_fundicin_centrfuga.html) (accessed Jul. 29, 2021).

**ANEXOS**  
Anexo 1



Anexo 2



Anexo 3



Anexo 4







Designation: D3039/D3039M – 17

## Standard Test Method for

### Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D3039/D3039M; 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 U.S. Department of Defense.*

#### 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, health, and environmental practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

1.4 *This international standard was developed in accordance with internationally recognized principles on standardization established in the Decision on Principles for the Development of International Standards, Guides and Recommendations issued by the World Trade Organization Technical Barriers to Trade (TBT) Committee.*

#### 2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*<sup>2</sup>

[D792 Test Methods for Density and Specific Gravity \(Relative Density\) of Plastics by Displacement](#)

[D883 Terminology Relating to Plastics](#)

[D2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins](#)

#### 3. Terminology

3.1 Definitions—Terminology D3878 defines terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D883 defines terms relating to plastics. Terminology E6 defines terms relating to mechanical testing.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 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 dimensions, shown within square brackets: [M] for mass, [L] for length, [T] for time, [Θ] 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.

1.1.1 *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.

1.1.2 *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.

1.1.3 *transition strain,  $\epsilon^{transition}$   $[nd]$ ,  $n$* —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.

1.1.3.1 *Discussion*—Many filamentary composite materials show essentially bilinear behavior during force application, 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 force application and ply delamination.

## 1.2 Symbols:

$A$ —average cross-sectional area of a coupon.

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

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

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

$E$ —modulus of elasticity in the test direction.  $F^{tu}$ —

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

ultimate shear strength in the test direction.  $h$ —

coupon thickness.

$L_g$ —extensometer gage length.  $L_{min}$ —

minimum required bonded tab length.  $n$ —

number of coupons per sample population.

$P$ —force carried by test coupon.

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

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

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

$w$ —coupon width.

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

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

$\delta$ —extensional displacement.

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

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

$\sigma$ —normal stress.

$\nu$ —Poisson's ratio.

## 2. Summary of Test Method

2.1 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 the force. The ultimate strength of the material can be determined from the maximum force 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.

## 3. Significance and Use

3.1 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:

3.1.1 Ultimate tensile strength,

3.1.2 Ultimate tensile strain,

3.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,

3.1.4 Poisson's ratio, and

3.1.5 Transition strain.

## 4. Interferences

4.1 *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.

4.2 *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.

4.3 *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.

4.4 *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.

## 5. Apparatus

5.1 *Micrometers and Calipers*—A micrometer with a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in] nominal diameter ball interface shall be

used to measure the specimen thickness when at least one surface is irregular (such as the bag-side of a laminate). A micrometer with a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in.] nominal diameter ball interface or with a flat anvil interface shall be used to measure the specimen thickness when both surfaces are smooth (such as tooled surfaces). A micrometer or caliper, 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 dimensions. For typical specimen geometries, an instrument with an accuracy of 60.0025 mm [60.0001 in.] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of 60.025 mm [60.001 in.] is adequate for width measurement.

**5.2 Testing Machine**—The testing machine shall be in conformance with Practices E4 and shall satisfy the following requirements:

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

**5.2.2 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.

**5.2.3 Force Indicator**—The testing machine force-sensing device shall be capable of indicating the total force 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 force with an accuracy over the force range(s) of interest of within 61 % of the indicated value. The force range(s) of interest may be fairly low for modulus evaluation, much higher for strength evaluation, or both, as required.

**NOTE 1**—Obtaining precision force data over a large range of interest in the same test, such as when both elastic modulus and ultimate force 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.

**5.2.4 Grips**—Each head of the testing machine shall carry one grip for holding the test specimen so that the direction of force 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.

**5.2.5 System Alignment**—Poor system alignment can be a major contributor to premature failure, to elastic property data scatter, or both. Practice E1012 describes bending evaluation guidelines and describes potential sources of misalignment

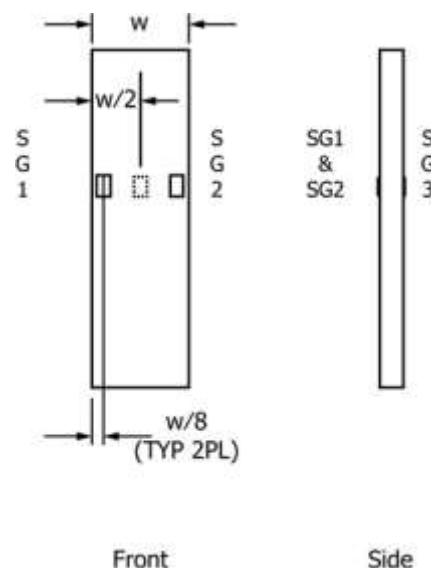
during tensile testing. In addition to Practice E1012, the degree of bending in a tensile system can also be evaluated using the following related procedure. Specimen bending is considered separately in 11.6.1.

**5.2.5.1** 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 ( $B_y$ ) and width plane ( $B_z$ ) 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.

**5.2.5.2** 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.

**5.2.5.3** 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 and Eq 2 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. Plotting percent bending versus axial average strain is useful in understanding trends in the bending behavior of the system.

**5.2.5.4** Problems with failures during gripping would be reason to examine bending strains during the gripping process



**FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon**

in the location near the grip. Concern over modulus data scatter would be reason to evaluate bending strains over the modulus evaluation force 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 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.

$$B_y \leq \frac{\epsilon_2}{\epsilon_{ave}} \leq 3100 \quad (1)$$

$$B_z \leq \frac{2/3 \sqrt{\epsilon_2^2 + \epsilon_1^2}}{\epsilon_{ave}} \leq 3100 \quad (2)$$

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

NOTE 3—Experimental error may be introduced by sources such as poor system alignment, specimen preparation and strain gage precision and calibration. These sources of error may result in an average calculated strain ( $\epsilon_{ave}$ ) of 0, causing  $B_y$  and  $B_z$  (Eq 1 and Eq 2) to approach infinity as the average calculated strain is the denominator. To minimize the potential for this occurrence during system alignment evaluation, it is recommended that force be applied to the alignment coupon until all three strain gages measure positive strain of no less than  $500 \mu\epsilon$  with an  $\epsilon_{ave}$  of no less than  $1000 \mu\epsilon$ . If these conditions can not be met, the test configuration should be adjusted prior to performing further system alignment evaluation.

**5.3 Strain-Indicating Device**—Force-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).

**5.3.1 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>3</sup> Gage calibration certification shall comply with Test Methods E251. 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>4</sup>

**7.3.1.1 Surface preparation of fiber-reinforced composites** in accordance with Practice E1237 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. 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 14.

**5.3.2 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 E83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E83. 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 4—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.

**5.4 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

<sup>3</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>4</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.

within 63°C [65°F] and the required relative vapor level to within 63 %. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

**5.5 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.

## 6. Sampling and Test Specimens

**6.1 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 E122 should be consulted. Report the method of sampling.

**NOTE 5**—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.

**6.2 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 General Requirements	Mandatory Shape and Tolerances
8.2.2 Specific Recommendations	Nonmandatory Suggested Dimensions
8.2.3 Detailed Examples	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 force 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 tabs	±1 % tab thickness
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.

### 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.

**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, °
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.



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 force 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 must be able to withstand significant compressive forces. Some types of emery cloth have been found ineffective in this application because of disintegration of the abrasive.

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>ns</sub> laminate configuration. The tab material is commonly applied at 45° to the force 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:

$$L_{\min} \geq 5 F^{\text{tu}} h / 2 F^{\text{su}} \quad (3)$$

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 insuffi-

cient 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.

### 6.3 Specimen Preparation:

6.3.1 *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.

6.3.2 *Machining Methods*—Specimen preparation is extremely important for this specimen. Mold the specimens individually to avoid edge and cutting effects or cut them from 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.

6.3.3 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 D792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D3171, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D2584. The void content equations of Test Methods D2734 are applicable to both Test Method D2584 and the matrix digestion procedures.

6.3.4 *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.

## 7. Calibration

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

## 8. Conditioning

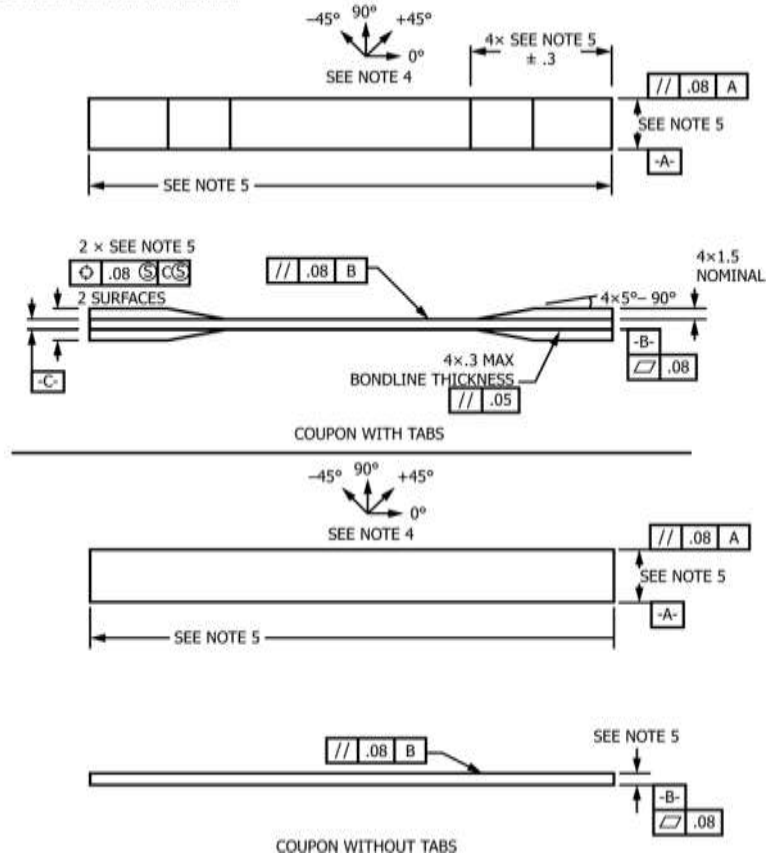
8.1 The recommended pre-test condition is effective moisture equilibrium at a specific relative humidity as established by Test Method D5229/D5229M; however, if the test requestor does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, no conditioning is required and the test specimens may be tested as prepared.

10.2 The pre-test specimen conditioning process, to include specified environmental exposure levels and resulting moisture content, shall be reported with the test data.

NOTE 6—The term moisture, as used in Test Method D5229/D5229M, includes not only the vapor of a liquid and its condensate, but the liquid itself in large quantities, as for immersion.

- 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	.X	.XX
±3	±1	±.3
  3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ±.5°.
  4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO  $\overline{A}$  WITHIN ±.5°.
  5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 1.6√ (SYMBOLY 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  $\overline{A}$ , 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)**

10.3 If no explicit conditioning process is performed, the specimen conditioning process shall be reported as “unconditioned” and the moisture content as “unknown.”

## 9. Procedure

### 9.1 Parameters To Be Specified Before Test:

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

9.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

NOTE 7—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.

9.1.3 The environmental conditioning test parameters.

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

### 9.2 General Instructions:

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

9.2.2 Following final specimen machining, measure the specimen. The thickness and width shall be measured at three places in the gage section and report the averages of the thickness and width for the calculation of area to the accuracy in 7.1. Determine the specimen area as  $A = w \times h$ . Record the average area in units of  $\text{mm}^2$  ( $\text{in.}^2$ ).

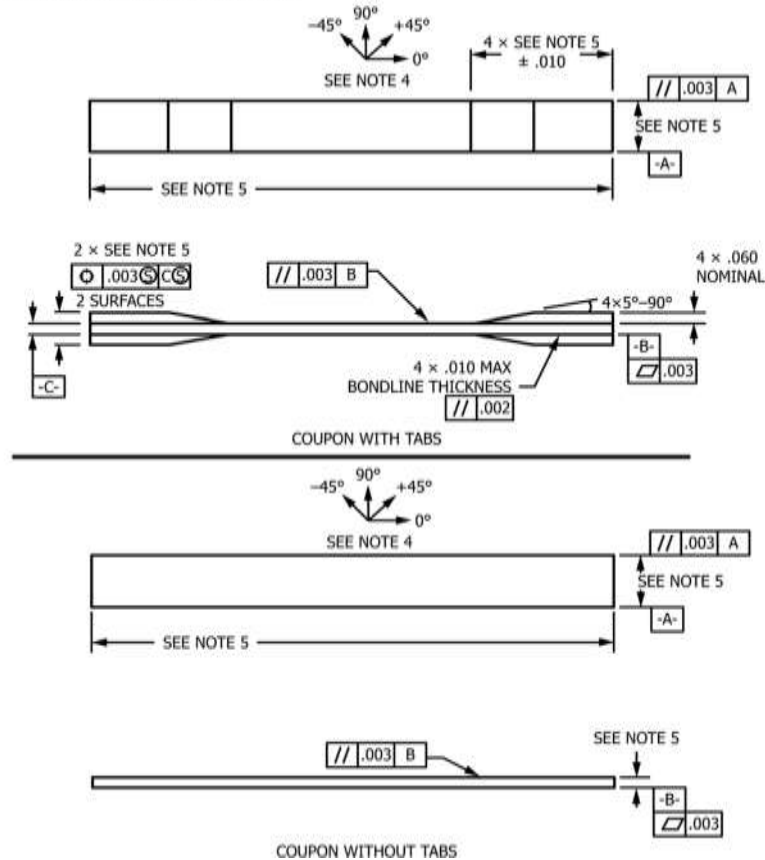
NOTE 8—The test requester may request that additional measurements be performed after the machined specimens have gone through any conditioning or environmental exposure.

9.3 *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 force application to maintain a nearly constant strain rate, as measured 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

**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 64V (SYMBOLGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROINCHES.)
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. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)**

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:

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

9.3.2 *Constant Head-Speed Tests*—A standard head displacement rate of 2 mm/min [0.05 in./min].

NOTE 9—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.

9.4 *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 elevated temperature testing of a moist specimen place unre-

alistic 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. In the case where there is no fluid exposure control, the percentage moisture loss of the specimen prior to test completion may be estimated by placing a conditioned traveler coupon of known weight within the test chamber at the same time as the specimen is placed in the chamber. Upon completion of the test, the traveler coupon is removed from the chamber, weighed, and the percentage weight calculated and reported.





9.4.1 Store the specimen in the conditioned environment until test time, if the testing area environment is different than the conditioning environment.

9.5 *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 10—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 emery cloth (suggested grit of 80 to 180) 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.

9.6 *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.

9.6.1 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 4, 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 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.

$$B_y \leq \frac{|\epsilon_f \geq \epsilon_b|}{|\epsilon_f \pm \epsilon_b|} \quad (4)$$

where:

- $\epsilon_f$  = indicated strain from front transducer,  $\mu\epsilon$ ;
- $\epsilon_b$  = indicated strain from back transducer,  $\mu\epsilon$ ; and
- $B_y$  = percent bending in specimen.

11.7 *Loading*—Apply the force to the specimen at the specified rate until failure, while recording data.

11.8 *Data Recording*—Record force versus crosshead displacement (and force versus strain, if extensometers are utilized) continuously or at frequent regular intervals. For this test method, a sampling rate of 2 to 3 data recordings per second, and a target minimum of 100 data points per test are recom-

mended. If a transition region or initial ply failures are noted, record the force, strain, and mode of damage at such points. Record the method used to determine the initial failure (visual, acoustic emission, etc.). If the specimen is to be failed, record the maximum force, the failure force, and the strain (or transducer displacement) at, or as near as possible to, the moment of rupture.

NOTE 11—Other valuable data that can be useful in understanding testing anomalies and gripping or specimen slipping problems includes force versus head displacement data and force 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.

10. Validation

10.1 Values for ultimate properties shall not be calculated for any specimen that breaks at some obvious flaw, unless such flaw constitutes a variable being studied. Retests shall be performed for any specimen on which values are not calculated.

10.2 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of force 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.

11. Calculation

11.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 5 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

$$F^u \leq P^{\max}/A \quad (5)$$

$$\sigma_i \leq P_i/A \quad (6)$$

where:

- $F^u$  = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- $P^{\max}$  = maximum force before failure, N [lbf];
- $\sigma_i$  = tensile stress at  $i$ th data point, MPa [psi];
- $P_i$  = force at  $i$ th data point, N [lbf]; and
- $A$  = average cross-sectional area from 11.2.2, mm<sup>2</sup> [in.<sup>2</sup>].

13.2 *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 7 and report the results to three significant figures.

$$\epsilon_i \leq \delta_i/L_g \quad (7)$$

where:

- $\epsilon$  = tensile strain at  $i$ th data point,  $\mu\epsilon$ ;
- $\delta_i$  = extensometer displacement at  $i$ th data point, mm [in.]; and
- $L_g$  = extensometer gage length, mm [in.].

13.3 *Tensile Modulus of Elasticity*:

NOTE 12—To minimize potential effects of bending it is recommended

TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges

Tensile Chord Modulus Calculation Longitudinal Strain Range		Longitudinal Strain Checkpoint for Bending
Start Point	End Point	
$\mu\epsilon^A$	$\mu\epsilon$	$\mu\epsilon$
1000 <sup>B</sup>	3000	2000

<sup>A</sup> 1000  $\mu\epsilon$  = 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  $\mu\epsilon$ , a strain range of 25 to 50 % of ultimate is recommended.

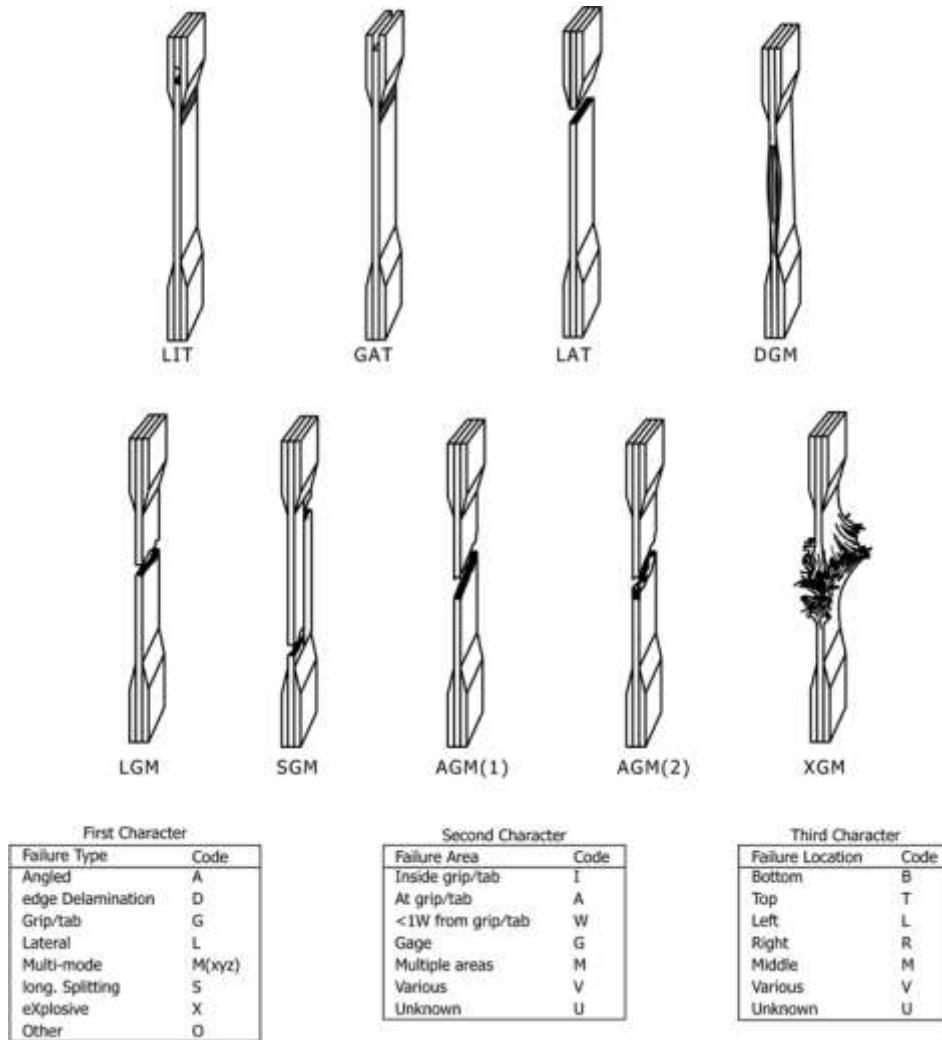


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

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.

13.3.1 *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 8. 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.

13.3.1.1 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.

$$E^{\text{chord}} = \Delta\sigma / \Delta\varepsilon \quad (8)$$

where:

- $E^{\text{chord}}$  = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];
- $\Delta\sigma$  = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and
- $\Delta\varepsilon$  = difference between the two strain points of Table 3 (nominally 0.002).

13.3.2 *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, and the results to three significant figures. Test Method E111 provides additional guidance in the determination of modulus of elasticity.

NOTE 13—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.

#### 13.4 Poisson’s Ratio:

NOTE 14—If bonded resistance strain gages are being used, the error

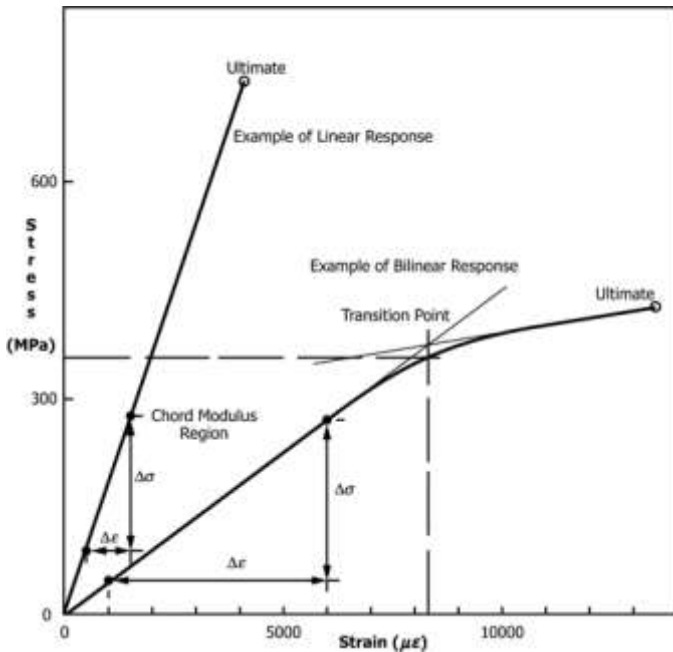


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

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.

13.4.1 *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 force),  $\epsilon_t$ , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied force),  $\epsilon_l$ , strain range end points. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Calculate Poisson's ratio by Eq 9 and report to three significant figures. Also report the strain range used.

$$v = 2\Delta\epsilon_t / \Delta\epsilon_l \quad (9)$$

where:

$v$  = 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).

13.4.2 *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 E132 provides additional guidance in the determination of Poisson's ratio.

13.5 *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 longi-

tudinal 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.

13.6 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation and coefficient of variation (in percent) for each property determined:

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (10)$$

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2}{n-1}} \quad (11)$$

$$CV = 100 s_{n-1} / \bar{x} \quad (12)$$

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.

## 12. Report

12.1 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):

12.1.1 The revision level or date of issue of this test method.

12.1.2 The date(s) and location(s) of the test.

12.1.3 The name(s) of the test operator(s).

12.1.4 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

12.1.5 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.

14.1.6 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.

14.1.7 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

14.1.8 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test results.

14.1.9 Average ply thickness of the material.

14.1.10 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.11 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.

14.1.12 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.



14.1.13 Type of test machine, grips, jaws, grip pressure, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.

14.1.14 Results of system alignment evaluations, if any such were done.

14.1.15 Dimensions of each test specimen.

14.1.16 Conditioning parameters and results, use of travelers and traveler geometry, and the procedure used if other than that specified in the test method.

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 Speed of testing.

14.1.21 Transducer placement on the specimen and transducer type for each transducer used.

14.1.22 If strain gages were used, the type, resistance, size, gage factor, temperature compensation method, transverse sensitivity, lead-wire resistance, and any correction factors used.

14.1.23 Stress-strain curves and tabulated data of stress versus strain for each specimen.

14.1.24 Percent bending results for each specimen so evaluated.

14.1.25 Individual strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure force was less than the maximum force before failure.

14.1.26 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.27 Strain range used for chord modulus and Poisson’s ratio determination.

14.1.28 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.

14.1.29 Individual values of modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.30 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.

14.1.31 Individual values of Poisson’s ratio, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.32 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.

14.1.33 Individual values of transition strain (if applicable), and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.34 Failure mode and location of failure for each specimen.

**13. Precision and Bias<sup>5</sup>**

*13.1 Precision:*

13.1.1 The precision and bias of tension test strength and modulus measurements depend on strict adherence to the Test Method D3039/D3039M and are influenced by mechanical and material factors, specimen preparation, and measurement errors.

13.1.2 Mechanical factors that can affect the test results include: the physical characteristics of the testing machine (stiffness, damping, and mass), accuracy of force application and displacement/strain measurement, speed of force application, alignment of test specimen with applied force, parallelism of the grips, grip pressure, and type of force control (displacement, strain, or force).

13.1.3 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).

13.1.4 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 D3039/D3039M. 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.

13.1.5 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.

13.1.6 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.

<sup>5</sup> A research report is available from ASTM International Headquarters. Request RR:D30-1003.

**TABLE 4 Precision Statistics**

Material	$\bar{x}$	$s_{\bar{x}}$	$S_r$	$S_R$	$S_r/\bar{x}, \%$	$S_R/\bar{x}, \%$
<u>Strength, ksi</u>						
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
<u>Modulus, Msi</u>						
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
<u>Failure Str in. %</u>						
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



13.1.7 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>6</sup> Table 4 presents the precision statistics generated from this study as defined in Practice E691 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 4 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)

13.1.8 The averages of the coefficients of variation are in Table 5. The values of  $S_r/X$  and  $S_R/X$  represent the repeatability and the reproducibility coefficients of variation, respectively. These averages permit a relative comparison of the repeatabil-

<sup>6</sup> International Harmonization of Composite Materials—Phase 1: Harmonization of ASTM D3039/D3039M and ISO 527–5, Final Report, ASTM Institute for Standards Research, April 1997.

*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). Permission rights to photocopy the standard may also be secured from the Copyright Clearance Center, 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923, Tel: (978) 646-2600; http://www.copyright.com/*

TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation

Parameter	Average of $S_r/X$ , %	Average of $S_R/X$ , %
Strength	5.11	6.00
Modulus	2.22	3.22
Failure strain	5.94	7.32

ity (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.

13.1.9 The consistency of agreement for repeated tests of the same material is dependent on lay-up configuration, material and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters.

13.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

## 14. Keywords

14.1 composite materials; modulus of elasticity; Poisson's ratio; tensile properties; tensile strength



Designation: D7264/D7264M – 21

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

This standard is issued under the fixed designation D7264/D7264M; 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 (s) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

## 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 D6272, 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 *Units*—The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. The values stated in each system are not necessarily exact equivalents; therefore, to ensure conformance with the standard, each system shall be used independently of the other, and values from the two systems shall not be combined.

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, health, and environmental practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

1.5 *This international standard was developed in accordance with internationally recognized principles on standardization established in the Decision on Principles for the Development of International Standards, Guides and Recommendations issued by the World Trade Organization Technical Barriers to Trade (TBT) Committee.*

<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 Jan. 1, 2021. Published February 2021. Originally approved in 2006. Last previous edition approved in 2015 as D7264/D7264M – 15. DOI: 10.1520/D7264\_D7264M-21.

## 2. Referenced Documents

### 2.1 *ASTM Standards*:<sup>2</sup>

D790 Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials

D792 Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement

D883 Terminology Relating to Plastics

D2344/D2344M Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

D2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins

D2734 Test Methods for Void Content of Reinforced Plastics

D3171 Test Methods for Constituent Content of Composite Materials

D3878 Terminology for Composite Materials

D5229/D5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials

D5687/D5687M Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation

D6272 Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending

D6856 Guide for Testing Fabric-Reinforced “Textile” Composite Materials

E4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E122 Practice for Calculating Sample Size to Estimate, With Specified Precision, the Average for a Characteristic of a Lot or Process

E177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods

E456 Terminology Relating to Quality and Statistics

### 2.2 *Other Documents*:<sup>3</sup>

ANSI Y14.5-1999 Dimensioning and Tolerancing—Includes Inch and Metric

<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.

**ANSI B46.1-1995 Surface Texture (Surface Roughness, Waviness and Lay)**

**3. Terminology**

3.1 *Definitions*—Terminology **D3878** defines the terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology **D883** defines terms relating to plastics. Terminology **E6** defines terms relating to mechanical testing. Terminology **E456** and Practice **E177** define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology **D3878** shall have precedence over the other documents.

3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

3.2.1 *flexural modulus,  $n$* —the ratio of stress range to corresponding strain range for a test specimen loaded in flexure.

3.2.2 *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.

3.3 *Symbols:*

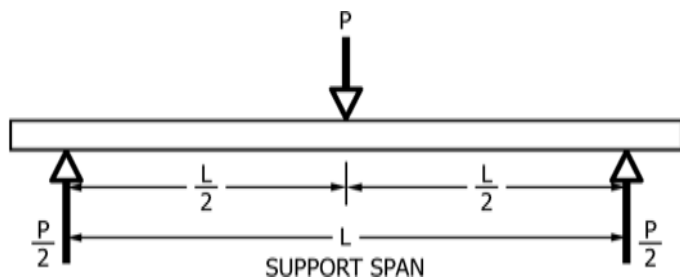
- $b$  = specimen width
- $CV$  = sample coefficient of variation, in percent
- $E_f^{chord}$  = flexural chord modulus of elasticity
- $E_f^{secant}$  = flexural secant modulus of elasticity
- $h$  = specimen thickness
- $L$  = support span
- $m$  = slope of the secant of the load-deflection curve
- $n$  = number of specimens
- $P$  = applied force
- $s_{n-1}$  = sample standard deviation
- $x_i$  = measured or derived property
- $\bar{x}_5$  = 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**

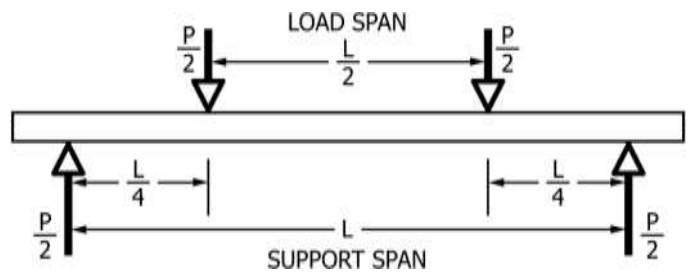
4.1 A bar of rectangular cross section, supported as a beam, is deflected at a constant rate as follows:

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).



**FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram**



**FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram**

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 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 **D2344/D2344M**.

**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 **D790** (a plastics-focused method covering three-point flexure) and **D6272** (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 **D2344/D2344M**.

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 or testing environments, or both, and rate of straining. When evaluating several datasets, these parameters shall 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.

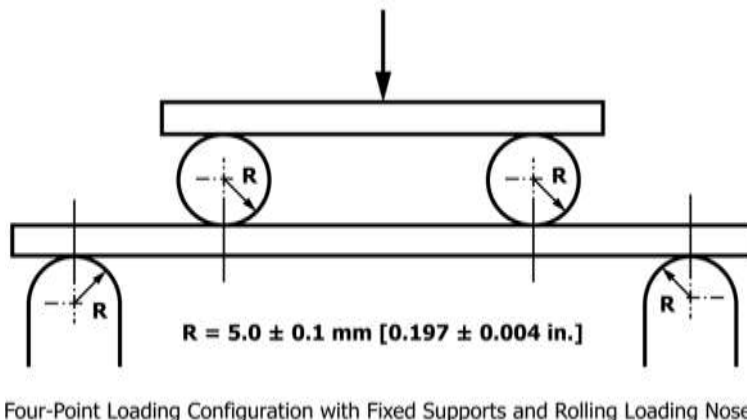
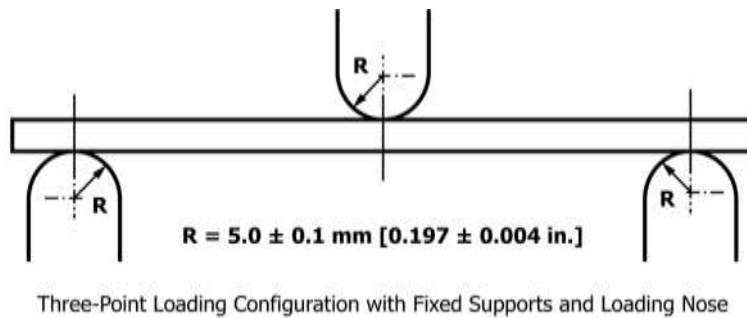
6.3 The calculation of the flexural properties in Section 13 of this standard is based on beam theory, while the specimens in general may be described as plates. The differences may in some cases be significant, particularly for laminates containing a large number of plies in the 645° direction. The deviations from beam theory decrease with decreasing width.

6.4 Loading noses shall 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 shall 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*—The testing machine shall be properly calibrated and operate at a constant rate of crosshead motion with the error in the force application system not exceeding 61 % 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 E4.

7.2 *Loading Noses and Supports*—The loading noses and supports shall have cylindrical contact surfaces with a hardness ≥55 HRC and shall have finely ground surfaces free of



**FIG. 3 Example Loading Nose and Supports for Procedures A (top) and B (bottom)**



indentation and burrs, with all sharp edges relieved. The radii of the loading nose and supports shall be 5.0  $\pm$  0.1 mm [0.197  $\pm$  0.004 in.], as shown in Fig. 3, unless otherwise specified or agreed upon between the interested parties. Loading noses and supports shall be arranged in a fixed, rotatable, or rolling arrangement. Typically, with composites, rotatable or fixed arrangements are used.

**7.3 Micrometers and Calipers**—For width and thickness measurements, the micrometers shall use a 4 to 8 mm [0.16 to 0.32 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 tooled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The use of alternative measurement devices is permitted if specified (or agreed to) by the test requestor and reported by the testing laboratory. 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 60.02 mm [60.001 in.] is adequate for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of 60.1 mm [60.004 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 61% 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 63 °C [65 °F] and the required vapor level to within 63 % relative humidity, as outlined in Test Method D5229/

**D5229M.** 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 63 °C [65 °F] and the required vapor level to within 65 % relative humidity.

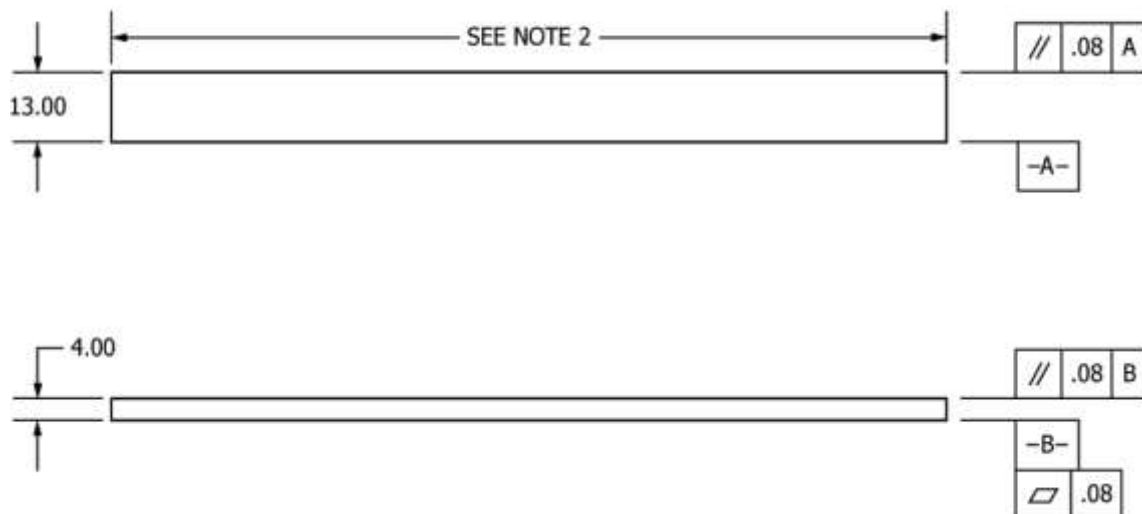
## 8. Test Specimens

**8.1 Specimen Preparation**—Guide D5687/D5687M provides recommended specimen preparation practices and shall 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 D6856. 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 shall not

**DRAWING NOTES:**

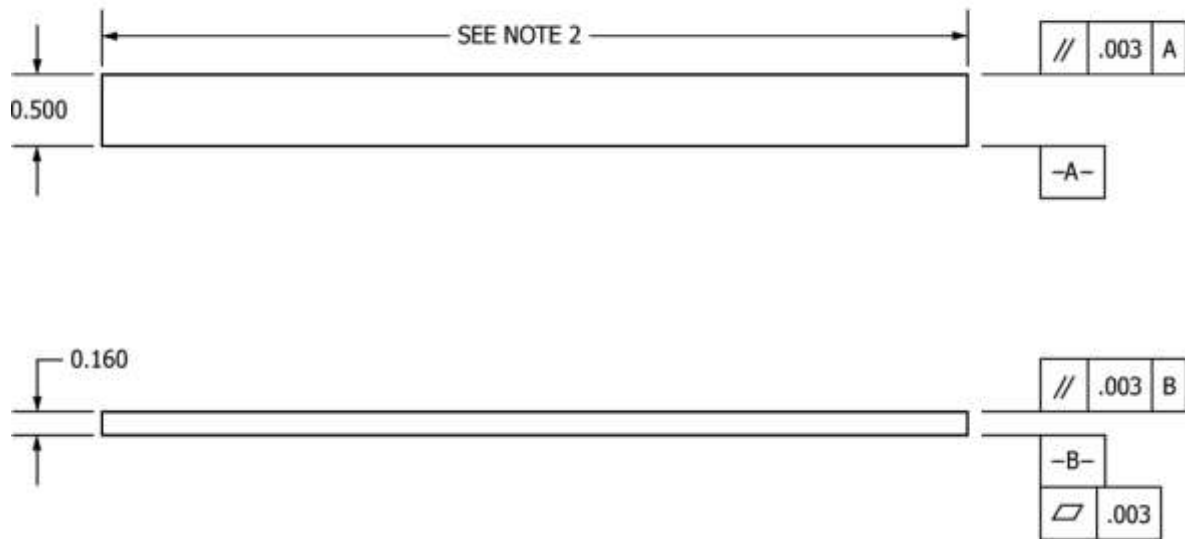
1. DRAWING INTERPRETATION PER ANSI Y14.5-1999 AND ANSI B46.1-1995.
2. SEE 8.2 AND 11.3 OF THIS TEST STANDARD FOR THE REQUIRED VALUES OF SPAN AND OVERALL LENGTH.



**FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)**

**DRAWING NOTES:**

1. DRAWING INTERPRETATION PER ANSI Y14.5-1999 AND ANSI B46.1-1995.
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)**

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 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.

8.3 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels as the test samples. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods **D792**. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method **D3171**, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method **D2584**. Void content may be evaluated from the equations of Test Method **D2734** and is applicable to both Test Methods **D2584** and **D3171**.

8.4 *Labeling*—Label the specimens 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. 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 **E122** shall 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 **D5229/D5229M**; however, if the test requester does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, conditioning is not required and the test specimens shall be tested as prepared.

NOTE 4—The term *moisture*, as used in Test Method **D5229/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,  $b$ , and thickness,  $h$ , at the specimen mid-section, and the specimen length, to the accuracy specified in **7.3**.

11.3 Measure the span,  $L$ , 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 **D790** for Procedure A and Test Method **D6272** for Procedure B. The use of an alternative test rate is permitted if specified (or agreed to) by the test requestor and reported by the testing laboratory.

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) shall 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 shall be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (**Note 6**):

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

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

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**

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 ½ 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 shall be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 7):

$$\sigma \leq \frac{3PL}{4bh^2} \quad (2)$$

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

$h$  = 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 shall 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 shall be calculated as follows:

$$\varepsilon \leq \frac{6\delta h}{L^2} \quad (3)$$

where:

$\varepsilon$  = 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 shall be calculated as follows:

$$\varepsilon \leq \frac{48\delta h}{11L^2} \quad (4)$$

<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.

where:

$\delta$  = mid-span deflection, mm [in.],

$\varepsilon$  = 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).

$$E_f^{chord} \leq \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (5)$$

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

$\Delta\varepsilon$  = 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:

$$E_f^{secant} \leq \frac{L^3 m}{4bh^3} \quad (6)$$

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:

<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.



$$E_f^{secant} = \frac{11L^3m}{64bh^3} \quad (7)$$

where  $E_f^{secant}$ ,  $m$ ,  $L$ ,  $b$ , and  $h$  are the same as defined 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 shall 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:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (8)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2}{n-1}}$$

$$CV = 100 \cdot \frac{s_{n-1}}{\bar{x}}$$

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.

## 14. Report

14.1 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 of panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

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

# ANNEXES

## (Mandatory Information)

### 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.

#### 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).

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. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

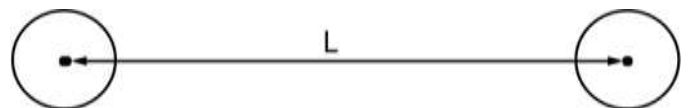


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

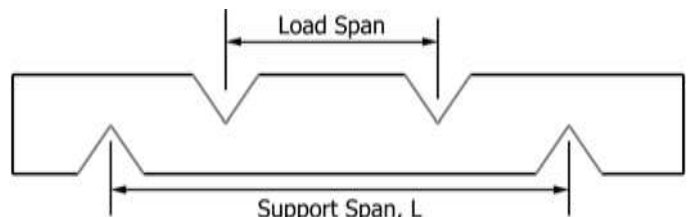


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

## 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. A2.1), 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').

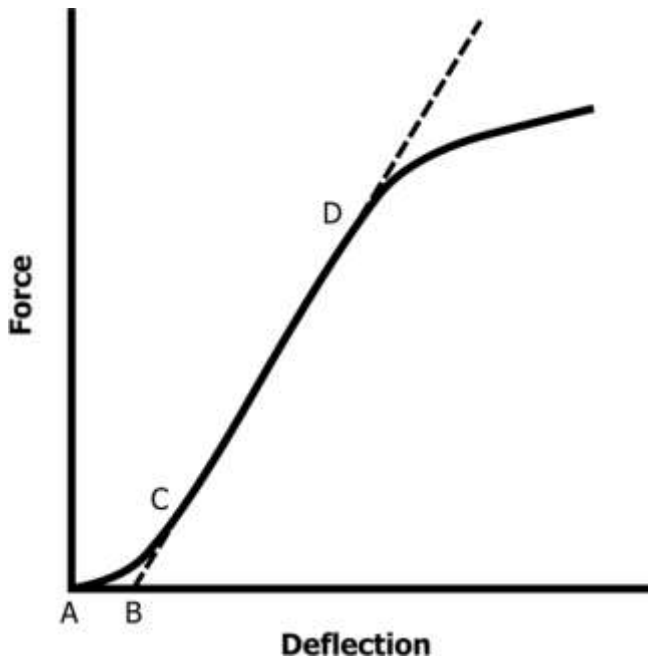


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

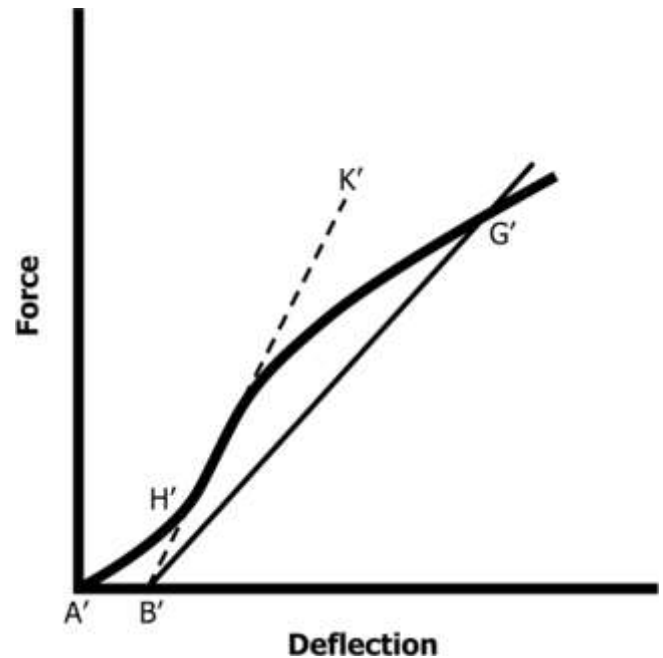


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

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). Permission rights to photocopy the standard may also be secured from the Copyright Clearance Center, 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923, Tel: (978) 646-2600; <http://www.copyright.com/>



Designation: D5628 – 18

# 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, health, and environmental 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 Bruce-ton Staircase method of calculation are used.

1.4 *This international standard was developed in accordance with internationally recognized principles on standardization established in the Decision on Principles for the Development of International Standards, Guides and Recommendations issued by the World Trade Organization Technical Barriers to Trade (TBT) Committee.*

## 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

<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 May 1, 2018. Published June 2018. Originally approved in 1994. Last previous edition approved in 2010 as D5628 - 10. DOI: 10.1520/D5628-18.

<sup>2</sup> For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, [www.astm.org](http://www.astm.org), or contact ASTM Customer Service at [service@astm.org](mailto:service@astm.org). For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

D2444 Practice 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

D4000 Classification System for Specifying Plastic Materials

D5947 Test Methods for Physical Dimensions of Solid Plastics Specimens

D6779 Classification System for and Basis of Specification 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.

<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



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.

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. While both constant-mass and constant-height techniques are permitted by these methods, the constant-height method is to 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 is to 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 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 are 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

<sup>4</sup> The boldface numbers in parentheses refer to a list of references at the end of the text.

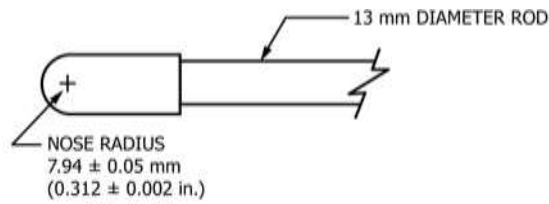


FIG. 1 (a)

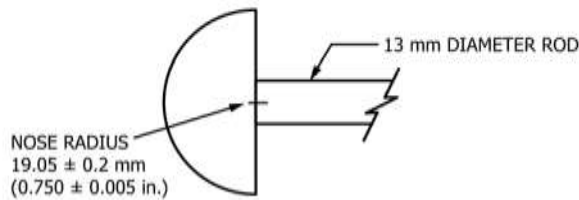
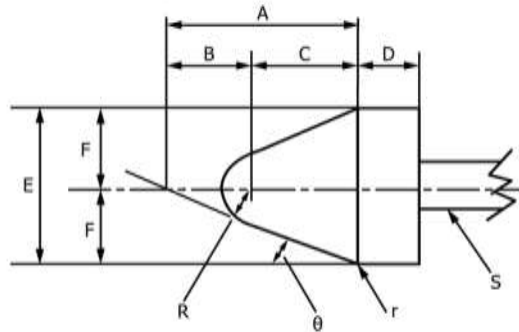


FIG. 1 (c)

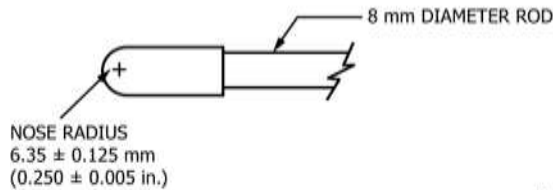


FIG. 1 (d)

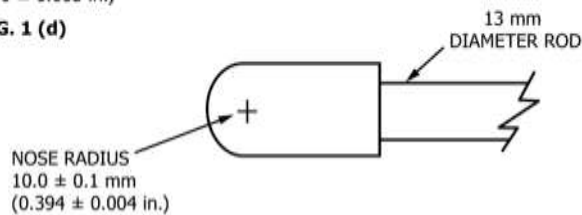


FIG. 1 (e)

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 ± 0.05	0.250 ± 0.002
(nose radius)		
r (radius)	0.8	0.03
S (diameter) <sup>A</sup>	6.4	0.25
θ	25 ± 1°	25 ± 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)

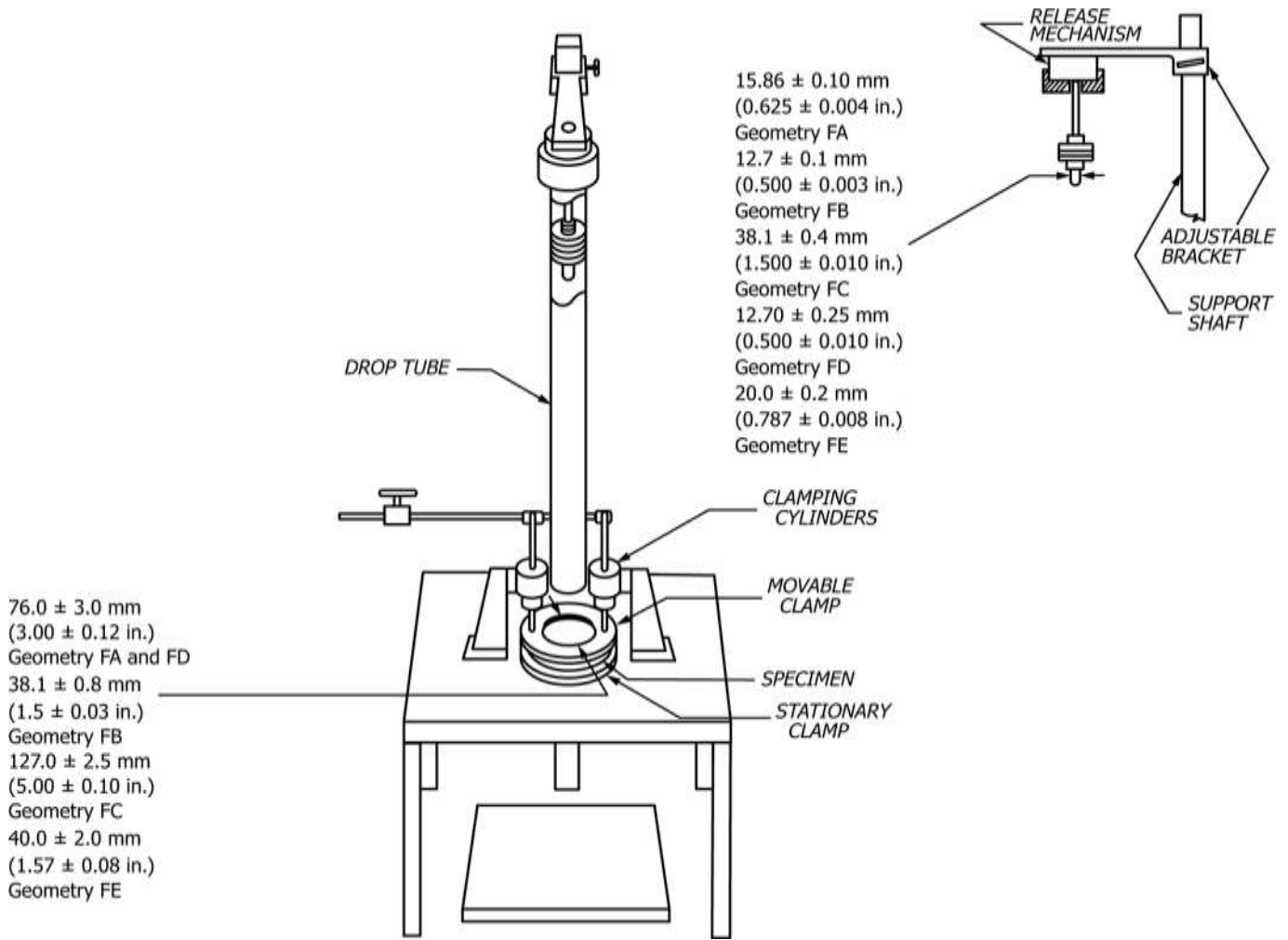


FIG. 2 One Type of Falling Mass Impact Tester

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.

7.1.1 *Specimen Clamp*—For flat specimens, a two-piece annular specimen clamp constructed as shown in Fig. 3 is recommended. For Geometries FA and FD, the inside diameter shall be 76.0 ± 3.0 mm (3.00 ± 0.12 in.). For Geometry FB, the inside diameter shall be 38.1 ± 0.80 mm (1.5 ± 0.03 in.). For Geometry FC, the inside diameter shall be 127.0 ± 2.5 mm (5.00 ± 0.10 in.). For Geometry FE an annular specimen clamp constructed as shown in Fig. 4 is required. The inside diameter shall be 40 ± 2 mm (1.57 ± 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 shall be rounded slightly; a radius of 0.8 mm (0.03 in.) has been found to be satisfactory. For Geometry FE this radius shall 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 ± 0.10-mm (0.625 ± 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).

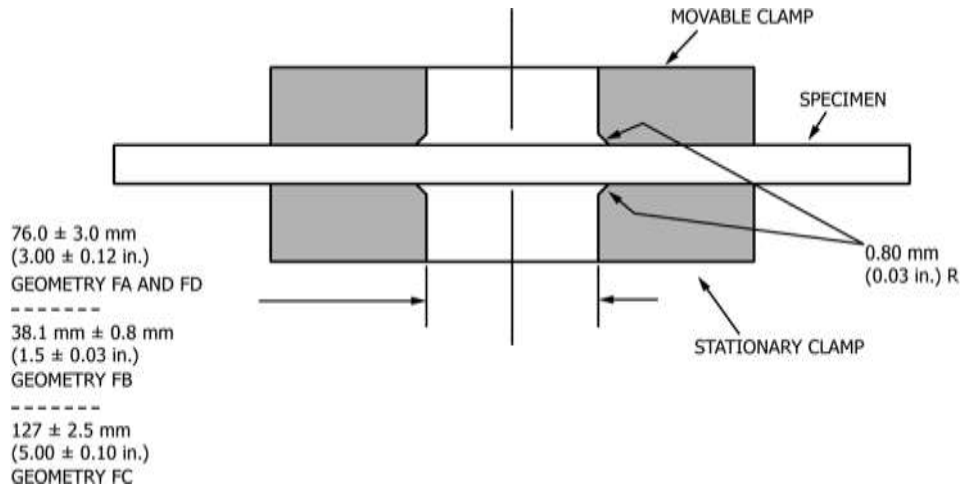


FIG. 3 Support Plate/Specimen/Clamp Configuration for Geometries FA, FB, FC, and FD

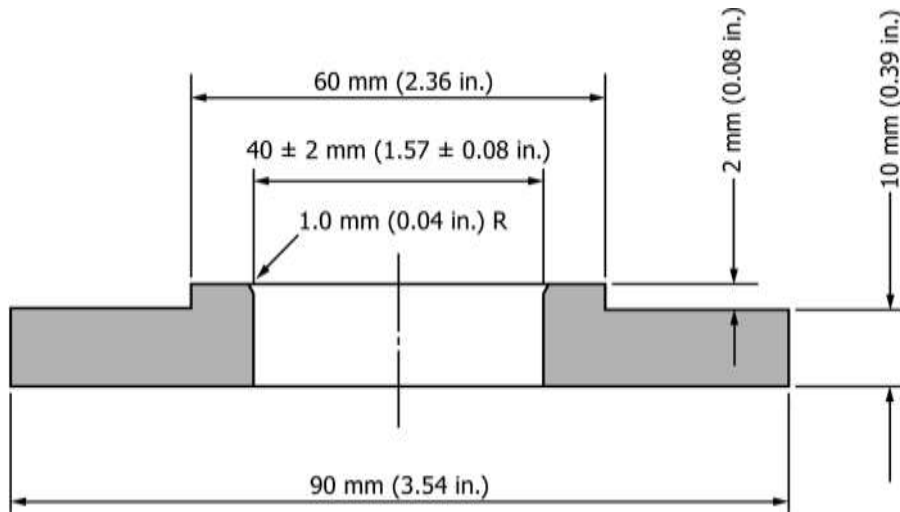


FIG. 4 Test-Specimen Support for Geometry FE

TABLE 1 Tup and Support Ring Dimensions

Geometry	Dimensions, mm (in.)	
	Tup Diameter	Inside Diameter Support Ring
FA	15.86 ± 0.10 (0.625 ± 0.004)	76.0 ± 3.0 (3.00 ± 0.12)
FB	12.7 ± 0.1 (0.500 ± 0.003)	38.1 ± 0.8 (1.5 ± 0.03)
FC	38.1 ± 0.4 (1.5 ± 0.010)	127.0 ± 2.5 (5.00 ± 0.10)
FD	12.70 ± 0.25 (0.500 ± 0.010)	76.0 ± 3.0 (3.00 ± 0.12)
FE	20.0 ± 0.2 (0.787 ± 0.008)	40.0 ± 2.0 (1.57 ± 0.08)

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 12.76 ± 0.1 mm (0.500 ± 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 ± 0.4 mm (1.5 ± 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 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 ± 0.25-mm (0.500 ± 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 ± 0.2-mm (0.787 ± 0.008-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13

**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)

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 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*—Apparatus for measuring the width and thickness of the test specimen shall comply with the requirements of Test Methods D5947.

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 60.62 mm (2.4608 in.) in diameter or 60.62 mm (2.4608 in.) square with a thickness of 2.601 mm (0.086004 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 shall 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 shall not be tested for specification purposes. Production parts, however, shall 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 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 shall be the target each time (see 6.2). When clamping is employed, the force shall 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 shall be 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 is 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:

$$w = w_o + 1 d_w \sqrt{A/N} \quad (1)$$

13.2 *Mean-Failure Height*—If a constant-mass procedure was used, calculate the mean-failure height from the test data obtained, as follows:

$$h = h_o + 1 d_h \sqrt{A/N} \quad (2)$$

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.),
- $i = 0, 1, 2, \dots, k$  (counting index, starts at  $h_o$  or  $w_o$ ),
- $n =$  number of events that occurred at  $h_o + i d_h$  or  $w_o + i d_w$ ,
- $w_i = w_o + i d_w$ , and
- $h_i = h_o + i d_h$ .

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:

$$s_w \leq 1.62d_w \sqrt{B/N} \sqrt{A/N} \pm 1.0047d_w \quad (3)$$

$$s_h \leq 1.62d_h \sqrt{B/N} \sqrt{A/N} \pm 1.0047d_h \quad (4)$$

where:

$s_w$  = estimated standard deviation, mass, kg  
 $s_h$  = estimated standard deviation, height, mm, and

$$B \leq \sum_{i=50}^k i^2 n_i \quad (5)$$

The above calculation is valid for  $[B/N - (A/N)^2] > 0.3$ . If the value is  $< 0.3$ , use Table I 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:

$$S_w \leq G s_w / \sqrt{N} \quad (6)$$

or

$$S_h \leq G s_h / \sqrt{N} \quad (7)$$

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:

$$S_{MFE} \leq s_h w f \quad (8)$$

or

$$S_{MFE} \leq S_w h f, \text{ as applicable} \quad (9)$$

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,

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.

$r = 2.83 V_r$ .

14.1.4 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,

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 *Precision*—The repeatability standard deviation has been determined as shown in Tables 3 and 4. 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 (Bruceton 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.

<sup>5</sup> Supporting data are available from ASTM Headquarters. Request RR:D20-1030.

**TABLE 4 Precision, Method FC**

Material	Mean, $J$	Values Expressed as Percent of the Mean	
		$V_r$	$r$
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	1.33	4.13	11.7
Styrene-Butadiene (SB)	48.3	18.3	51.8

$V_r$  = within-laboratory coefficient of variation of the mean.  
 $r = 2.83 V_r$ .

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.

15.2 Attempts to develop a full precision and bias statement for this test method have not been successful. For this reason, data on precision and bias cannot be given. Because this test method does not contain a round-robin-based numerical precision and bias statement, it shall not be used as a referee test method in case of dispute. It is recommended that anyone wishing to participate in the development of precision and bias data contact the Chairman, Subcommittee D20.00 (Section 20.00.00), ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, West Conshohocken, PA 19428.”

## 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)

#### X1. SAMPLE CALCULATIONS

X1.1 See below.

Total Dart Mass, kg	Outcome of Test (X = failure; O = non-failure)																				$n_x$	$n_0$	$i$	$n_i$	$in_i$	$i^2n_i$	
	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	4
7.00		X		O			O		X		O		O		X		X		O	4	5	0	4	0	0	0	
6.00	O		O							O							O		O	0	5						
											Totals		9	11		9	6	8									
													$(N_x)$	$(N_0)$		$(N)$	$(A)$	$(B)$									

$$w_0 = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$$

$$w = w_0 + d(A/N - 0.5)$$

$$= 7.00 + 1.00(6/9 - 0.5)$$

$$= 7.17 \text{ kg}$$

$$s = 1.620 d \sqrt{((NB - A^2)/9^2) + 0.029}$$

$$= 1.620 (1.00) \sqrt{((9 \cdot 8 - 6^2)/9^2) + 0.029}$$

$$= 0.77 \text{ kg}$$

$$s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$$

$$s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$$



**TABLE X1.1 Values of G for Obtaining the Estimated Standard Deviation of the Mean**

<i>s/d</i>	0.00	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09
0.40						1.18	1.175	1.17	1.16	1.155
0.50	1.15	1.145	1.14	1.135	1.13	1.125	1.12	1.11	1.105	1.10
0.60	1.095	1.09	1.085	1.08	1.075	1.07	1.07	1.065	1.06	1.06
0.70	1.055	1.055	1.05	1.05	1.045	1.04	1.04	1.035	1.035	1.03
0.80	1.03	1.025	1.025	1.02	1.02	1.02	1.015	1.015	1.015	1.01
0.90	1.01	1.01	1.005	1.005	1.005	1.00	1.00	1.00	0.995	0.995
1.00	0.995	0.99	0.99	0.99	0.985	0.985	0.985	0.985	0.98	0.98
1.10	0.98	0.98	0.98	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.97
1.20	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.965	0.965	0.965	0.965
1.30	0.965	0.965	0.965	0.965	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96
1.40	0.96	0.96	0.96	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955
1.50	0.955	0.955	0.955	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95
1.60	0.95	0.95	0.95	0.95	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945
1.70	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.94	0.94	0.94	0.94
1.80	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.935
1.90	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935
2.00	0.935	0.935	0.935	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93

### REFERENCES

- (1) Brownlee, K. A., Hodgest, J. L., Jr., and Rosenblatt, Murray, “The Up-and-Down Method with Small Samples,” *American Statistical Association Journal*, Vol 48, 1953, pp. 262–277.
- (2) Hagan, R. S., Schmitz, J. V., and Davis, D. A., “Impact Testing of High Impact Thermoplastic Sheet,” *Technical Papers, 17th Annual Technical Conference of SPE, SPPPB*, Vol VIII, January 1961.
- (3) “Test Method A—Falling Dart Impact, Proposed Method of Test for Impact Resistance of Fabricated Plastics Parts,” *Proposed Test Methods for Plastics Parts Used in Appliances*, the Society of the Plastics Industry, New York, NY, January 1965.
- (4) Weaver, O. R., “Using Attributes to Measure a Continuous Variable in Impact Testing Plastic Bottles,” *Materials Research and Standards, MR & S*, Vol 6, No. 6, June 1966, pp. 285–291.
- (5) Natrella, M. G., *Experimental Statistics*, National Bureau of Standards Handbook 91, October 1966, pp. 10–22 and 10–23.

### SUMMARY OF CHANGES

Committee D20 has identified the location of selected changes to this standard since the last issue (D5628 - 10) that may impact the use of this standard. (May 1, 2018)

- (1) Revised Sections 5, 6, 7, 10 and 12 to remove permissive language.
- (2) Revised 7.4.
- (3) Revised Section 15 Precision and Bias to ASTM D4968-17 guidelines.

*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). Permission rights to photocopy the standard may also be secured from the Copyright Clearance Center, 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923, Tel: (978) 646-2600; http://www.copyright.com/*