



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA
TRABAJO EXPERIMENTAL
PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

TEMA:

“OPTIMIZACIÓN - MSR DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI REFORZADO CON FIBRA NATURAL CHAMBIRA (Astrocaryum) Y SINTÉTICA (CARBONO) MEDIANTE INFUSIÓN DE RESINA AL VACÍO Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS.”

AUTOR: Milton Enrique Palacios Palacios

TUTOR: Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas

AMBATO - ECUADOR

Marzo - 2023

CERTIFICACIÓN

En mi calidad de Tutor del Trabajo Experimental, previo a la obtención del Título de Ingeniero Mecánico, con el tema: **“OPTIMIZACIÓN - MSR DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI REFORZADO CON FIBRA NATURAL CHAMBIRA (Astrocaryum) Y SINTÉTICA (CARBONO) MEDIANTE INFUSIÓN DE RESINA AL VACÍO Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS”** elaborado por el Sr. Milton Enrique Palacios Palacios, portador de la cédula de ciudadanía: 1804851101, estudiante de la Carrera de Ingeniería Mecánica, de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

Certifico que:

- El presente trabajo experimental es original de su autor.
- Ha sido revisado cada uno de sus capítulos componentes.
- Está concluido en su totalidad.

Ambato, marzo 2023



Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas

TUTOR

AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN

Yo, **Milton Enrique Palacios Palacios**, con C.I. 1804851101 declaro que todas las actividades y contenidos expuestos en el presente Trabajo Experimental con el tema: **“OPTIMIZACIÓN - MSR DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI REFORZADO CON FIBRA NATURAL CHAMBIRA (Astrocaryum) Y SINTÉTICA (CARBONO) MEDIANTE INFUSIÓN DE RESINA AL VACÍO Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS”** así como también los análisis estadísticos, gráficos, conclusiones y recomendaciones son de mi exclusiva responsabilidad como autor de la investigación a excepción de las referencias bibliográficas citadas en el mismo.

Ambato, marzo 2023



Milton Enrique Palacios Palacios

C.I. 1804851101

AUTOR

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 2023



Milton Enrique Palacios Palacios

C.I. 1804851101

AUTOR

APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO

Los miembros del Tribunal de Grado aprueban el Trabajo Experimental, realizado por el estudiante Milton Enrique Palacios Palacios, de la Carrera de Ingeniería Mecánica bajo el tema: **“OPTIMIZACIÓN - MSR DEL MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI REFORZADO CON FIBRA NATURAL CHAMBIRA (Astrocaryum) Y SINTÉTICA (CARBONO) MEDIANTE INFUSIÓN DE RESINA AL VACÍO Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS”**.

Ambato, marzo 2023

Para constancia firman:

Ing. Mg. Wilson Henry Vaca Ortega

MIEMBRO CALIFICADOR

Ing. Mg. Jorge Enrique López Velástegui

MIEMBRO CALIFICADOR

AGRADECIMIENTO

En primer lugar, quiero agradecer a Dios por darme a mis padres y la oportunidad para poder estudiar. Agradezco de una manera muy especial a mis padres por brindarme su apoyo incondicional durante este camino de estudio, gracias por sus buenos consejos, su ejemplo, por apoyarme a cumplir este sueño tan anhelado, por el cariño que siempre me brindan y por confiar en mí. Dios los bendiga siempre mis queridos Padres. A mis Hermanos y Abuelitos que de igual forma me brindaron siempre su apoyo para poder alcanzar mi sueño.

Agradezco a mi Tutor al Ingeniero, Mg Juan Paredes quien me ha brindado su tiempo y experiencia, por compartir sus conocimientos tanto en las aulas como en el desarrollo de este trabajo, muy agradecido por su ayuda. Finalmente agradezco a mis amigos, los cuales han sido un apoyo incondicional a lo largo de esta etapa de mi vida.

Milton Palacios

DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico a Dios por darme las fuerzas necesarias para seguir siempre adelante, escuchar cuando lo necesito y darme valor para hacer las cosas. A mis queridos padres Milton Palacios y Yolanda Palacios, por haberme dado la vida y por haberme inculcado valores desde pequeño. Mi carrera está dedicada hacia ustedes, ya que con mis padres he podido salir delante de cualquier dificultad que se me presentó a lo largo de esta etapa de vida, siempre estaré ahí para cuidarles y agradecerles por todo lo que han hecho por mí. A mis queridos Hermanos Hugo y Gabriela gracias por sus consejos y por darme fuerzas para poder seguir adelante para poder cumplir esta meta. A mis Abuelitos Mentor, Laura, Inés, quienes también me brindaron su apoyo para lograr este sueño tan anhelado.

Milton Palacios

INDICE GENERAL DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE LA INVESTIGACION.....	iii
DERECHOS DE AUTOR.....	iv
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO.....	v
AGRADECIMIENTO.....	vi
DEDICATORIA	vii
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO	viii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xiii
ÍNDICE DE TABLAS	xvii
RESUMEN	xxi
ABSTRACT.....	xxii
1 CAPITULO I. MARCO TEÓRICO.....	1
1.1 Antecedentes Investigativos.....	1
1.2 Objetivos	2
1.2.1 Objetivo General	2
1.2.2 Objetivos Específicos.....	3
1.3 Fundamentación Teórica.....	3
1.3.1 Materiales compuestos	3
1.3.1.1 Fases de los materiales compuestos.....	4
1.3.2 Resina Epoxi	4

1.3.3	Tipos de resinas epoxi.....	5
1.3.3.1	Clasificación de los materiales compuestos.....	6
1.3.3.2	Material compuesto reforzado con fibras	6
1.3.4	Fibras Naturales	7
1.3.5	Fibra de chambira.....	8
1.3.5.1	Obtención de la fibra de chambira.....	9
1.3.5.2	Procesamiento de las fibras de chambira.....	10
1.3.6	Fibra de carbono.....	10
1.3.6.1	Propiedades de la fibra de carbono	11
1.3.6.2	Tipos de tejidos en la fibra de carbono	11
1.3.7	Sistema de vacío por infusión	12
1.3.7.1	Proceso de infusión al vacío	13
1.3.7.2	Ventajas del proceso de infusión al vacío.....	13
1.3.7.3	Limitaciones del proceso de infusión al vacío.....	13
1.3.7.4	Aplicaciones del proceso de infusión al vacío.....	13
1.3.8	Matriz termoestable.....	13
1.3.8.1	Ventajas de la matriz termoestable	14
1.3.9	Metodología de Superficie de Respuestas (MSR)	14
1.3.10	Supuestos Paramétricos.....	15
1.3.10.1	La Normalidad	15
1.3.10.2	Igualdad de varianza de los tratamientos.....	15
1.3.10.3	La Independencia de Residuos.	15
1.3.10.4	Transformación de datos.....	16
2	CAPITULO II. METODOLOGÍA.....	17
2.1	Materiales y equipos	17

2.2	Métodos.....	22
2.2.1	Nivel o tipo de investigación.....	22
2.2.1.1	Exploratoria	22
2.2.1.2	Descriptiva.....	22
2.2.1.3	Bibliográfica	22
2.2.1.4	Experimental.....	22
2.3	Población y muestra	23
2.3.1	Población.....	23
2.3.2	Muestra.....	23
2.3.3	Hipótesis.....	26
2.3.4	Señalamiento de las variables de la hipótesis	26
2.3.4.1	Variable Independiente	26
2.3.4.2	Variable Dependiente	26
2.3.5	Operacionalización de las variables.....	26
2.3.5.1	Variable Independiente	26
2.3.5.2	Variable Dependiente	27
2.3.6	Diagrama de flujo del material compuesto	28
2.3.6.1	Adquisición de los materiales	29
2.3.6.2	Codificación del nuevo material compuesto.....	29
2.3.6.3	Distribución de corte para las probetas de tracción, flexión e impacto. 31	
2.3.6.4	Determinación de propiedades físicas.	32
2.3.6.5	Determinación de cantidad de matriz en función del peso de las fibras 33	
2.3.6.6	Elaboración de las probetas	35

2.3.7	Ensayo para materiales.....	44
2.3.7.1	Ensayo de tracción.....	44
2.3.7.2	Ensayo de flexión.....	46
2.3.7.3	Ensayo de impacto.....	48
3	CAPÍTULO III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	49
3.1	Análisis y discusión de los resultados.....	49
3.1.1	Recolección de datos del ensayo de Tracción.....	49
3.1.2	Recolección de datos del ensayo a Flexión.....	87
3.1.3	Recolección de datos del ensayo a Impacto.....	162
3.2	Análisis y discusión de resultado.....	190
3.3	Análisis de datos a Tracción.....	194
3.3.1	Resultados del esfuerzo a tracción.....	194
3.3.1.1	Verificación de Supuestos.....	194
3.3.1.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta (MSR).....	197
3.3.1.3	Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Tracción.....	202
3.3.2	Resultados del módulo de elasticidad a tracción.....	202
3.3.2.1	Verificación de supuestos.....	202
3.3.2.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta.....	205
3.3.2.3	Optimización individual del Módulo de Elasticidad a Tracción.....	210
3.3.3	Resultados del porcentaje de elongación.....	210
3.3.3.1	Verificación de supuestos.....	210
3.3.3.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta.....	213
3.3.3.3	Optimización individual del Porcentaje de elongación.....	217
3.4	Análisis de datos a Flexión.....	218
3.4.1	Resultados del esfuerzo máximo a flexión.....	218

3.4.1.1	Verificación de Supuestos	218
3.4.1.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta	221
3.4.1.3	Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión.....	225
3.4.2	Resultados del módulo elástico a flexión.....	226
3.4.2.1	Verificación de supuestos	226
3.4.2.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta	229
3.4.2.3	Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión.....	233
3.4.3	Resultados de deflexión	234
3.4.3.1	Verificación de supuestos	234
3.4.3.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta	236
3.4.3.3	Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión.....	241
3.4.4	Ensayo de impacto	241
3.4.4.1	Verificación de supuestos.....	241
3.4.4.2	Regresión de la metodología de superficie de respuesta	244
3.4.4.3	Optimización individual de Energía de fallo	248
4	CAPÍTULO VI. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	251
4.1	Conclusiones:	251
4.2	Recomendaciones.....	252
	BIBLIOGRAFÍA	253
	ANEXOS.....	256

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1.- Evolución de los materiales en Ingeniería.....	1
Figura 1.1.- Fases de un material compuesto.....	3
Figura 1.2.- Clasificación de los materiales compuestos.....	6
Figura 1.3.- Parámetros de fibras para materiales compuestos.....	7
Figura 1.4.- Fibras naturales.	7
Figura 1.5.- Propiedades mecánicas de la chambira.	9
Figura 1.6.- Pasos para la obtención de la chambira.....	9
Figura 1.7.- Pasos para la obtención de la chambira.....	10
Figura 1.8.- Sistema de infusión al vacío.....	12
Figura 2.1.- Diagrama de flujo del material compuesto.	29
Figura 2.2.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de tracción.	45
Figura 2.3.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de flexión.....	46
Figura 3.1.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	195
Figura 3.2.- Residuos vs orden: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.	196
Figura 3.3.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.	199
Figura 3.4.- Efectos principales: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.	200
Figura 3.5.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.....	201
Figura 3.6.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.....	201
Figura 3.7.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.....	202
Figura 3.8.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	203
Figura 3.9.- Residuos vs orden: Resultados de Modulo Elasticidad a Tracción.....	205

Figura 3.10.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Módulo de Elasticidad. a Tracción.	207
Figura 3.11.- Efectos principales: Resultados de Módulo de Elasticidad a Tracción.	208
Figura 3.12.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Módulo de Elasticidad a Tracción.	209
Figura 3.13.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Modulo de Elasticidad a Tracción.	209
Figura 3.14.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Modulo de Elasticidad a Tracción.	210
Figura 3.15.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	211
Figura 3.16.- Residuos vs orden: Resultados de Porcentaje de Elongación.	213
Figura 3.17.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Porcentaje de elongación.	215
Figura 3.18.- Efectos principales: Resultados de Porcentaje de elongación.	216
Figura 3.19.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Porcentaje de elongación.	216
Figura 3.20.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Porcentaje de elongación.	217
Figura 3.21.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Porcentaje de elongación.	218
Figura 3.22.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	219
Figura 3.23.- Residuos vs orden: Resultados de Esfuerzo Máximo de Flexión.	220
Figura 3.24.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.	223
Figura 3.25.- Efectos principales: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.	224
Figura 3.26.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.	224
Figura 3.27.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.	225

Figura 3.28.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.	226
Figura 3.29.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	227
Figura 3.30.- Residuos vs orden: Resultados de Módulo Elástico de Flexión.	228
Figura 3.31.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.....	231
Figura 3.32.- Efectos principales: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.	232
Figura 3.33.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.....	232
Figura 3.34.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.	233
Figura 3.35.- Figura 3.35.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.....	234
Figura 3.36.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	235
Figura 3.37.- Residuos vs orden: Resultados de Deflexión.	236
Figura 3.38.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Deflexión.	238
Figura 3.39.- Efectos principales: Resultados de Deflexión.....	239
Figura 3.40.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Deflexión. .	240
Figura 3.41.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Deflexión.....	240
Figura 3.42.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Deflexión.....	241
Figura 3.43.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.	242
Figura 3.44.- Residuos vs orden: Resultados de Deflexión.	244
Figura 3.45.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Energía de fallo.	246
Figura 3.46.- Efectos principales: Resultados de energía de fallo.	247
Figura 3.47.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de energía de fallo.	247

Figura 3.48.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Energía de fallo	248
Figura 3.49.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Energía de fallo.	249
Figura 3.50.- Gráficas de optimización de respuesta: Análisis global.....	250

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1: Densidad volumétrica y lineal de la fibra de chambira.	8
Tabla 2.2.- Matriz de Diseño de Experimentos de Box-Behnken.....	24
Tabla 2.3.- Variable Independiente	26
Tabla 2.4.- Variable Dependiente	27
Tabla 2.5.- Codificación del material compuesto	29
Tabla 2.6.- Determinación de densidad de la fibra de carbono.....	32
Tabla 2.7.- Determinación de densidad de la fibra de chambira.....	33
Tabla 2.8.- Cantidades necesarias de resina y catalizador para el nuevo material compuesto.	34
Tabla 2.9.- Elaboración de las probetas.	35
Tabla 2.10.- Curado y corte de las probetas.....	43
Tabla 3.1.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de flexión.	49
Tabla 3.2.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 2.	52
Tabla 3.3.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 3.	54
Tabla 3.4.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 4.	57
Tabla 3.5.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 5.	59
Tabla 3.6.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 6.	62
Tabla 3.7.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 7.	64
Tabla 3.8.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 8.	67
Tabla 3.9.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 9.	69
Tabla 3.10.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 10.	72
Tabla 3.11.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 11.	74
Tabla 3.12.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 12.	77
Tabla 3.13.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 13.	79
Tabla 3.14.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 14.	82
Tabla 3.15.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 15.	84
Tabla 3.16.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 1.....	87
Tabla 3.17.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 2.....	92
Tabla 3.18.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 3.....	97

Tabla 3.19.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 4.....	102
Tabla 3.20.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 5.....	107
Tabla 3.21.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 6.....	112
Tabla 3.22.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 7.....	117
Tabla 3.23.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 8.....	122
Tabla 3.24.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 9.....	127
Tabla 3.25.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 10.....	132
Tabla 3.26.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 11.....	137
Tabla 3.27.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 27.....	142
Tabla 3.28.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 13.....	147
Tabla 3.29.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 14.....	152
Tabla 3.30.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 15.....	157
Tabla 3.31.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 1.	162
Tabla 3.32.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 2.	164
Tabla 3.33.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 3.	166
Tabla 3.34.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 4.	167
Tabla 3.35.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 5.	169
Tabla 3.36.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 6.	171
Tabla 3.37.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 7.	173
Tabla 3.38.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 8.	174
Tabla 3.39.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 9.	176
Tabla 3.40.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 10.	178
Tabla 3.41.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 11.	180
Tabla 3.42.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 12.	182
Tabla 3.43.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 13.	183
Tabla 3.44.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 14.	185
Tabla 3.45.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 15.	187
Tabla 3.46.- Resultados de ensayos a tracción.....	190
Tabla 3.47.- Resultados de ensayos a flexión.	191
Tabla 3.48.- Resultados de ensayos a impacto.....	192

Tabla 3.49.- Prueba de igualdad de varianzas: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.	196
Tabla 3.50.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.	197
Tabla 3.51.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.	198
Tabla 3.52.- Prueba de igualdad de varianzas: Modulo de Elasticidad a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.....	204
Tabla 3.53.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Modulo Elasticidad a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.	205
Tabla 3.54.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Módulo de Elasticidad Tracción vs C1, C2 y Temperatura.	206
Tabla 3.55.- Prueba de igualdad de varianzas: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.	212
Tabla 3.56.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.	213
Tabla 3.57.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.....	214
Tabla 3.58.- Prueba de igualdad de varianzas: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.	220
Tabla 3.59.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.....	221
Tabla 3.60.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.	222
Tabla 3.61.- Prueba de igualdad de varianzas: Modulo de Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.	228
Tabla 3.62.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Modulo Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.	229
Tabla 3.63.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Modulo Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.	230
Tabla 3.64.- Prueba de igualdad de varianzas: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura. ..	236

Tabla 3.65.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.	237
Tabla 3.66.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.....	237
Tabla 3.67.- Prueba de igualdad de varianzas: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura. ..	243
Tabla 3.68.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Energía de fallo vs C1, C2 y Temperatura.	244
Tabla 3.69.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Energía de fallo vs C1, C2 y Temperatura.	245

RESUMEN

Hoy en día en el campo de la Ingeniería de materiales existe una gran demanda por mejorar las propiedades mecánicas de nuevos materiales que se van diseñando y así poder cumplir con las necesidades que requiere el usuario. El trabajo experimental se llevó a cabo bajo la metodología (MSR) (Box–Behnken) el cual establece tres factores de entrada con tres niveles para cada uno, permitiendo así determinar la orientación de las fibras y la temperatura de curado. Los valores considerados fueron: -45, 0, y 45 grados y la temperatura 60, 90, y 120 grados centígrados.

El conformado de las probetas se llevó a cabo mediante un sistema de vacío por infusión, el mismo que permitió obtener mejores resultados en la superficie del material evitando la porosidad, posteriormente se realizó el curado del material a las temperaturas establecidas, además, se llevó a cabo un corte por láser.

Los resultados obtenidos de los ensayos a tracción, flexión e impacto se tabularon y se realizaron análisis arrojando los siguientes resultados: que la mejor combinación de las fibras para obtener un óptimo material se debería realizar con la orientación1 -10,4545 grados y orientación2 -37,2727 grados; que la temperatura de curado 120 grados centígrados y el modelo de regresión de diseño MSR explica un valor de deseabilidad global de 0,5953.

Palabras clave: Astrocaryum, Aeropoxi, MSR, Fibra natural, Fibra sintética, Box–Behnken

ABSTRACT

Today in the field of Materials Engineering there is a great demand to improve the mechanical properties of new materials that are being designed and thus be able to meet the needs that the user requires. The experimental work was carried out under the (MSR) (Box-Behnken) methodology, which establishes three input factors with three levels for each one, thus allowing to determine the orientation of the fibers and the curing temperature. The values considered were: -45, 0, and 45 degrees and the temperature 60, 90, and 120 degrees Celsius.

The conformation of the specimens was carried out by means of a vacuum system by infusion, the same one that allowed to obtain better results in the surface of the material avoiding the porosity, later the curing of the material was carried out at the established temperatures, in addition, it was carried out a laser cut.

The results obtained from the tensile, bending and impact tests were tabulated and analyzes were carried out, yielding the following results: that the best combination of fibers to obtain an optimal material should be carried out with orientation1 -10.4545 degrees and orientation2 -37 .2727 degrees; that the curing temperature 120 degrees Celsius and the MSR design regression model explains an overall desirability value of 0.5953.

Keywords: Astrocaryum, Aeropoxy, MSR, Natural fiber, Synthetic fiber, Box–Behnken

CHAMBIRA PARA DETERMINAR LAS PROPIEDADES MECÁNICAS EN APLICACIONES INDUSTRIALES”, donde se elaboraron probetas para un análisis de tracción, flexión e impacto, las probetas que presentaron mejores resultados en los ensayos son las que fueron elaboradas con una configuración de fibra longitudinal y fracción volumétrica de 60% matriz y 40% refuerzo, los resultados arrojados en los ensayos son: tracción (40,73 MPa) , Flexión (media de esfuerzo máximo a flexión de 92,49 MPa y un módulo de flexión de 2829,69 MPa) e impacto (energía de fallo de 4,466 J) [3].

En el año 2015, Jesús Ángel Peñaloza Nieblas estudiante de la Universidad de los Andes elaboro una investigación acerca de “ELABORACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS A BASE DE FIBRAS ORGÁNICAS CON POSIBLES APLICACIONES AERONÁUTICAS” donde se realizaron a base de resina y lirio, las probetas fueron sometidas a pruebas mecánicas a tracción, compresión e impacto. Los mejores resultados en los ensayos se obtuvieron con una relación de 15 % de fibra y 85 % de resina [4].

En el año 2015, Herrera Álvarez Mónica Paulina estudiante de la Escuela Politécnica Nacional del Ecuador, en la Facultad de Ingeniería Mecánica, llevo a cabo una investigación acerca de “OBTENCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA FORMULADO INCORPORANDO TEJIDOS Y NO TEJIDOS NATURALES”, donde se obtuvieron compuestos de matriz espoliéster reforzado con fibra de coco el cual está ligado a látex natural por dos métodos de aspersión e inmersión. Realizando pruebas de tracción, flexión e impacto [5].

1.2 Objetivos

1.2.1 Objetivo General

- Optimizar - MSR del material compuesto de matriz epoxi reforzado con fibra natural chambira (*Astrocaryum*) y sintética (Carbono) mediante infusión de resina al vacío y su incidencia en las propiedades mecánica a tracción, flexión e impacto.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Establecer los parámetros de conformado del material compuesto, temperatura de curado y orientación del refuerzo de la fibra de chambira.
- Aplicar un diseño de experimentos bajo la Metodología de Superficie de Respuesta para conseguir la configuración más óptima de los casos.
- Determinar las propiedades mecánicas del material compuesto mediante los ensayos de tracción, flexión e impacto, por medio de la normativa ASTM D3039, ASTM D7264 y ASTM D5628, respectivamente.
- Optimizar el material compuesto de matriz de resina epoxi reforzada con fibra de Chambira y fibra de Carbono para la determinación del óptimo global que aproveche las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto.

1.3 Fundamentación Teórica

1.3.1 Materiales compuestos

Un material compuesto está formado por dos o más componentes y se caracteriza porque las propiedades del material final son superiores a las que tienen los materiales constituyentes por separado [6].

Los materiales compuestos están formados por dos fases; una continua denominada matriz y otra dispersa denominada refuerzo. El refuerzo proporciona las propiedades mecánicas al material compuesto y la matriz la resistencia térmica y ambiental. Matriz y refuerzo se encuentran separadas por la interfaz, como se puede apreciar en la figura 1.2 [6].

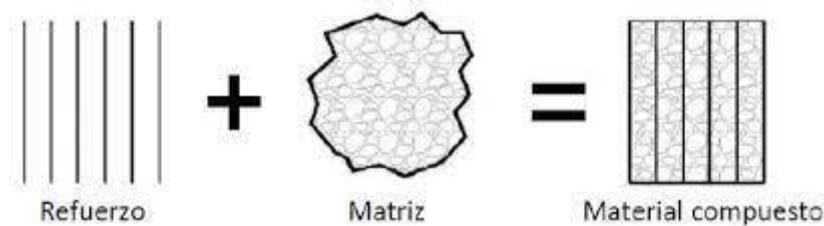


Figura 1.1.- Fases de un material compuesto [7].

1.3.1.1 Fases de los materiales compuestos

- **Matriz**

En esta fase el refuerzo queda “embebido”. Pueden cumplir con este papel tanto material metálico, cerámicos o resinas orgánicas. Con excepción de los cerámicos, ya que el material que se elige como matriz no es tan rígido ni tan resistente como el material de refuerzo [8].

Las funciones de la matriz:

- Definen las propiedades físicas y químicas que posee el material compuesto.
- Transmiten las cargas al refuerzo.
- Protegen y brindan cohesión al material compuesto [8].

A continuación, se detalla una clasificación de los tipos de matrices:

Compuestos de matriz polimérica: se los conoce también como polímeros (o plásticos) los cuales se encuentra reforzados con fibras. La matriz en esta clasificación es un polímero y se puede utilizar diferentes fibras, como por ejemplo vidrio, carbono o aramídicas, las cuales se usan como refuerzo [9].

Compuestos de matriz metálica: este tipo de matriz es mayormente utilizado en la industria automotriz. Los materiales utilizados suelen ser “livianos” como por ejemplo el aluminio y refuerzo se puede utilizar carburo de silicio [10].

Compuestos de matriz cerámica: este tipo de matriz se usa para requerimiento de altas temperaturas. Están formados por una matriz cerámica y refuerzo de fibras cortas, o whiskers, los cuales puede ser de carburo de silicio o nitruro de boro [8].

1.3.2 Resina Epoxi

La resina epoxi pertenece a los polímeros termoestables, esto nos indica que pasa de un estado líquido a sólido con el uso de un endurecedor. La resina epoxi presenta mejoras en las propiedades mecánicas, alta resistencia y como aislamientos eléctricos [11].

1.3.3 Tipos de resinas epoxi

- **Resinas Epóxicas flexibles:** usadas principalmente pinturas y tipos de aditivos que requieran flexibilidad y consistencia, una de las principales ventajas de esta resina es que evitan la aparición de grietas en la superficie [12].
 - **Resinas Epóxicas a base de agua:** usadas principalmente para recubrimientos a base de agua, como por ejemplo para adhesivos de hormigón [12].
 - **Resinas Epóxicas retardantes ante el fuego:** utilizadas principalmente en la electrónica en las placas de circuitos, ya que presenta una buena conducción eléctrica [13].
 - **Resinas Epóxicas hidrogenadas:** utilizada en recubrimientos que contenga polvo, este tipo de resina puede combinarse con resina poliéster [13].
 - **Resinas Epóxicas multifuncionales:** este tipo de resina presenta una buena resistencia hacia el calor y puede curarse a una baja temperatura [13].
 - **Resinas Epóxicas de curado UV:** este tipo de resina presenta una buena resistencia química y una velocidad de curado acelerada [13].
- **Refuerzo**

Fase discontinua (o dispersa) la cual confiere al compuesto propiedades que la matriz no posee. El refuerzo en general se usa para mejorar la resistencia y rigidez mecánica, suele usarse, refuerzos con el fin de mejorar el comportamiento a elevadas temperaturas o resistencia a la abrasión.

El refuerzo puede presentarse partículas o de fibras. Es más efectivo cuanto menor tamaño posee las partículas y más se presente homogéneamente distribuidas en la matriz o a su vez cuando se incrementa la relación longitud/diámetro de la fibra [8].

A continuación, se detalla una clasificación los tipos de refuerzos:

Compuestos reforzados por partículas: En la mayor parte de materiales compuestos la fase dispersa suele presentarse más dura y resistente a comparación de la matriz y las partículas de refuerzo restringen el movimiento de la matriz [14].

Compuestos reforzados por fibras: Desde el punto de vista tecnológico los materiales reforzados por fibras son los materiales compuestos más importantes. El objetivo primordial de los materiales es conseguir resistencia a la fatiga y rigidez, con temperaturas bajas y elevadas, y a la vez una baja densidad, consiguiendo así una relación resistencia-peso [15].

Compuestos estructurales: Está formado por materiales homogéneos y sus propiedades varían según los materiales constituyentes [16].

1.3.3.1 Clasificación de los materiales compuestos

El esquema para identificar la clasificación de los materiales compuestos consta de tres divisiones tal como se muestra e la figura 1.2, se dividen en: reforzados con partículas, reforzados con fibras y estructurales; además, además se puede apreciar dos subdivisiones para cada caso [17].

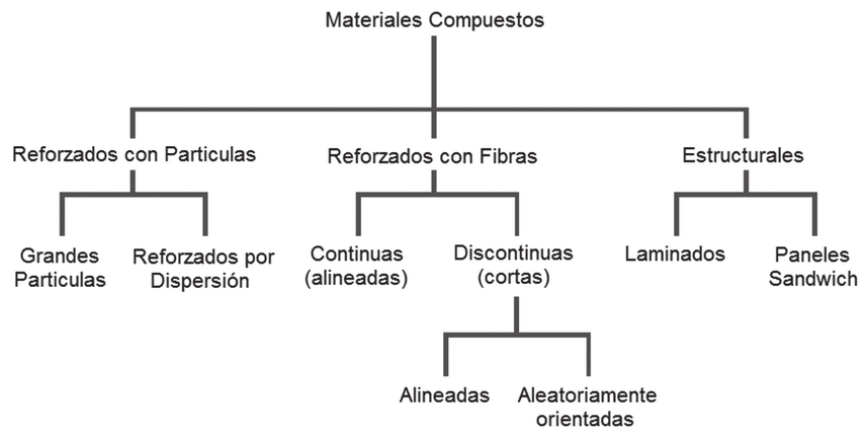


Figura 1.2.- Clasificación de los materiales compuestos [17].

1.3.3.2 Material compuesto reforzado con fibras

Los materiales que están compuestos con fases dispersas en forma de fibras son los que más importancia tienen. Por lo general se fabrican materiales compuestos reforzados con fibras con la finalidad de obtener una elevada resistencia y rigidez a una baja densidad. Las características expresadas anteriormente están expresadas mediante los parámetros resistencia y módulo específicos, que corresponden, respectivamente, a las correspondientes a las relaciones entre resistencia a la tracción y el peso específico y entre el módulo de elasticidad y el peso específico. Para llevar a cabo esta característica se

fabrican con materiales de baja densidad, tanto para la matriz como para las fibras, y se fabrican materiales compuestos que se encuentren reforzados con fibras de resistencias y módulos específicos elevados. Los parámetros de las fibras a tomar en cuenta al momento de fabricar materiales compuestos se muestran en la figura 1.3 [17].

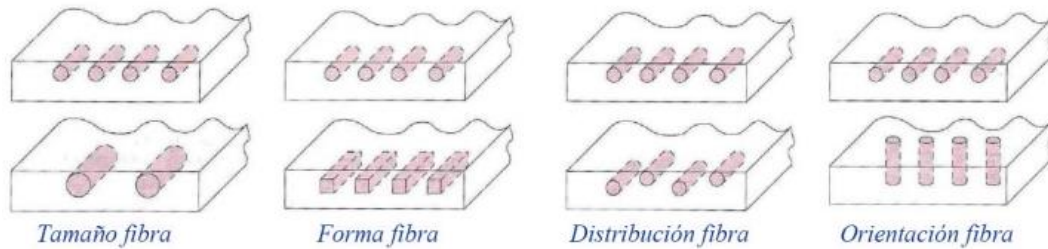


Figura 1.3.- Parámetros de fibras para materiales compuestos [17].

1.3.4 Fibras Naturales

Las fibras naturales o también llamados filamentos son de origen biológico, las características químicas, físicas y mecánicas, que presenta este tipo de fibras les confieren cualidades en su aspecto, textura, longitud, resistencia y flexibilidad, todas ellas hacen posible su uso. Las fibras de origen vegetal poseen un conjunto de células que brindan una gran resistencia mecánica, el contenido principal es lignina y celulosa, que brindan un sostén a la planta. El alto contenido de celulosa hace posible una mayor durabilidad, el alto contenido de lignina, hace posible que las fibras tengan un comportamiento aceptable a la acción mecánica [18].



Figura 1.4.- Fibras naturales [18].

1.3.5 Fibra de chambira

Es una palmera de tallo hasta 30 m de alto y 25-40 cm de diámetro; densamente armado de agujones negros, de hasta 20 cm de longitud, dispuestos en anillos. Crece en los bosques primarios y secundarios de tierra firme, al norte de la Amazonía peruana y en Ecuador y Colombia. En Ecuador es común encontrarla en las provincias de Napo, Orellana, Pastaza, Sucumbíos y Morona Santiago, se encuentra conservada en las chacras indígenas shuar, huaorani, secoya y achuar, se utiliza para elaborar, hamacas, bolsos (shigras), collares pulseras, redes de pesca entre otros [19].

Propiedades físicas de la chambira

La fibra *Astrocaryum Chambira* tiene un alto contenido de celulosa (93.9%) y un bajo contenido de lignina (4,2%) y desarrolla una alta tracción, la fibra comercial presenta una forma acintada-aplanada de color crema y con un espesor promedio de 0,19 mm en sección transversal muestra una epidermis adaxial uniestratificada de células redondas de paredes internas delgadas y cutículas delgada [20].

Tabla 1.1: Densidad volumétrica y lineal de la fibra de chambira.

$\rho_v(Kg/m^3)$	$\rho_l(mg/cm)$
1247 \pm 60	1247 \pm 60

Fuete: [20].

Propiedades mecánicas de la chambira

En la figura se puede observar el comportamiento de la fibra de Chambira de la deformación vs el esfuerzo de tensión la misma que llega a un esfuerzo comprendido entre 450-500 MPa [20].

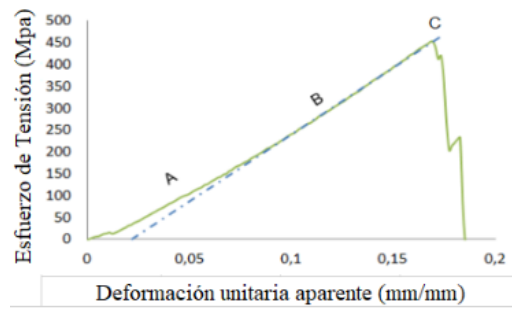


Figura 1.5.- Propiedades mecánicas de la chambira [20].

1.3.5.1 Obtención de la fibra de chambira

La fibra de chambira o también conocida por su carácter comercial como *Astrocaryum*, presenta diversos pasos para su obtención como se muestra en la figura 1.6 [19].



Figura 1.6.- Pasos para la obtención de la chambira [19].

- **Elección de la planta**

Una correcta elección de la planta es aquellos juveniles y/o adultos que alcancen una altura de 5 a 16 m y de 4 a 14 hojas [19].

- **Colecta de las hojas no abiertas (cogollos)**

Los cogollos se extraen por medio de torsión y quebrado mecánico, pértigas de madera confeccionadas con los tallos de arbustos cercanos, el procedimiento se realiza sin lastimar el meristemo apical del tallo [19].

- **Separación de pinnas**

Una vez abierto el cogollo sólo las pinnas centrales más largas y anchas, son extraídas, separadas y conservadas temporalmente en un lugar fresco [19].

- **Extracción de las fibras**

Las pinnas obtenidas se cortan en dos mitades para luego en cada una ellas practicar un fino movimiento mecánico de modo que se separe sólo la parte superior. Posteriormente se apilan en cordeles hasta terminar el proceso de extracción [19].

1.3.5.2 Procesamiento de las fibras de chambira

El procesamiento de las fibras de chambira se obtiene a partir de los siguientes pasos:



Figura 1.7.- Pasos para la obtención de la chambira [19].

- **Hervido y lavado**

Las tiras de chambira se hierven en un recipiente con agua y jabón alrededor de 40 min, luego se enjuaga en agua [19].

- **Secado y trenzado**

Las fibras lavadas son secadas por medio del sol alrededor de 24 horas, una vez secas se entrelazan las tiras obtenidas por pares, la dimensión de las tiras puede variar en función de los cortes anteriormente obtenidos [19].

1.3.6 Fibra de carbono

Es un material formado por fibras de alrededor de las 50-10 micras de diámetro, su composición principal son los átomos de carbono, dichos átomos estos entrelazados entre si formando cristales que se encuentran alineados en paralelo. La alineación de los cristales que se forman da lugar a una fibra de alta resistencia [21].

Las propiedades de las fibras de carbono, tales como una alta flexibilidad, alta resistencia, bajo peso, tolerancia a altas temperaturas y baja expansión térmica, las hacen muy populares en la industria aeroespacial, ingeniería civil, aplicaciones militares, entre otras [21].

1.3.6.1 Propiedades de la fibra de carbono

- Alta resistencia mecánica, aunque conserva un módulo de elasticidad también elevado.
- Es conductor de la electricidad.
- Tiene una baja conductividad térmica. Lo que se resume en gran capacidad como aislante térmico.
- Baja densidad en comparación con otros materiales similares o que se utilizan para aplicaciones similares, como el acero. Ésta es de 1.750 kg/m³.
- Buena tolerancia a diversos agentes externos.
- Resistencia a variaciones de temperatura, conservando su forma de manera adecuada. Lo que se conoce como baja expansión térmica.
- Alta flexibilidad.
- Precio algo elevado en su producción. Aunque se va abaratando con el paso de los años. Esto es debido a que es un proceso de mucha duración (puede llegar a ser de meses) y que se realiza a muy altas temperaturas.
- Es un componente duradero y tiene un diseño y aspecto elegante [22].

1.3.6.2 Tipos de tejidos en la fibra de carbono

- **Tejido plain (plano):** La principal característica que presenta el tejido plano es su hilado longitudinal y transversal, pasando por encima de un hilo y por debajo del próximo [23].

La principal ventaja de este tejido es su estabilidad y su difícil distorsión

- **Tejido twill (cruzado):** el tejido twill presenta un tejido cruzado es su hilado longitudinal y transversal son cruzados entre sí, este tipo de tejido suele distorsionarse con facilidad, pero tiene una buena adherencia a la resina [24].
- **Tejido satín (satinado):** el tejido satinado es similar al cruzado con la diferencia hilado longitudinal y transversal pasa por encima y por abajo, antes del entrelazado es mayor por lo cual un lado se construye con fibras longitudinales y el otro con fibras transversales una ventaja tiene un excelente acabado superficial [23].

1.3.7 Sistema de vacío por infusión

El sistema muestra al lado derecho un recipiente con el compuesto de resina más catalizador conectado por una manguera hacia el material compuesto a realizarse continua hacia la trampa de resina que también tiene un manómetro para medir la presión de vacío generada, continúa la manguera hasta llegar a la bomba de vacío [25].

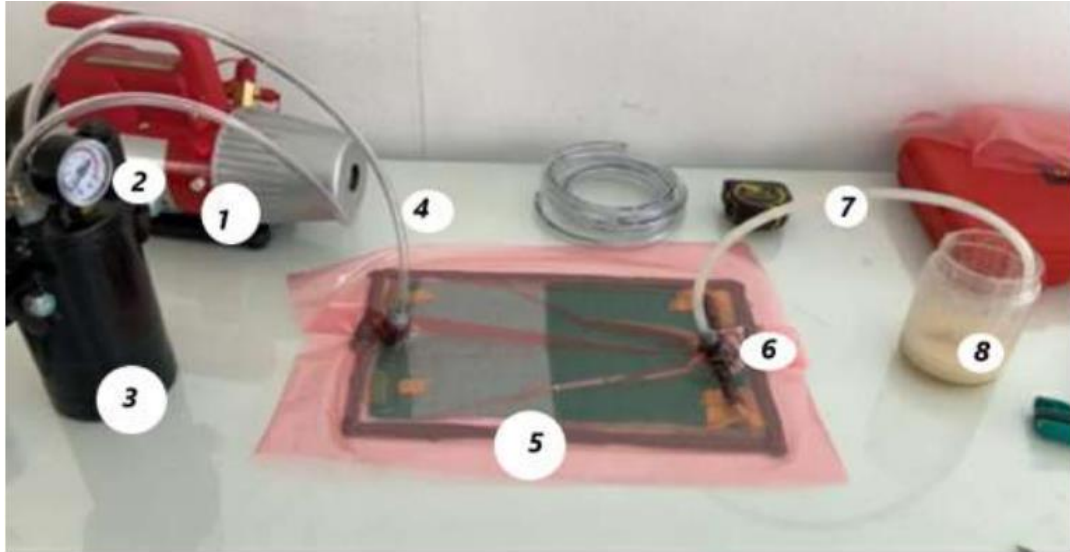


Figura 1.8.- Sistema de infusión al vacío [25].

1. Bomba de vacío
2. Vacuómetro
3. Trampa de resina
4. Manguera de salida
5. Material compuesto (laminado)
6. Válvula de vacío
7. Manguera de entrada
8. Recipiente de entrada

1.3.7.1 Proceso de infusión al vacío

En el proceso de infusión al vacío se utiliza un molde igual al utilizado de manera convencional, su diferencia se radica en el refuerzo el cual se coloca en el molde seco, al momento de retirar el aire debajo de la bolsa de la bomba, esta tiene la facilidad de sangrar [25].

1.3.7.2 Ventajas del proceso de infusión al vacío

- Con este método se pueden fabricar piezas relativamente grandes.
- Consiste en la mejor opción al momento de fabricar productos que requieran de alta resistencia al peso o diseños leves.
- Los acabados en este tipo de proceso son casi impecables a diferencia de los procesos tradicionales [25].

1.3.7.3 Limitaciones del proceso de infusión al vacío

- El proceso resulta complicado al momento de utilizar resinas rellenas.
- En moldes abiertos no suele presentarse un buen acabado.
- El costo de los materiales a utilizar en este proceso es mayor a los tradicionales [25].

1.3.7.4 Aplicaciones del proceso de infusión al vacío

Marina: Cascos, cubiertas, estructuras de refuerzo, antenas.

Aeroespaciales: Paneles interiores, conos de nariz de avión, asientos.

Edificación y construcción: Puentes, fachadas, revestimientos, piscinas.

Energía eólica: Palas de turbinas, góndolas, nacelas, conos de hélices [25].

1.3.8 Matriz termoestable

Las matrices termoestables son las más usadas en materiales compuestos cuando se requiere altas prestaciones, dando lugar a un producto rígido, insoluble e infusible mediante una serie de reacciones químicas, llamadas de curado o reticulación [26].

1.3.8.1 Ventajas de la matriz termoestable

- Proporciona resistencia al crecimiento de grietas.
- Proporciona al material compuesto capacidad de resistencia a cortadura.
- Determina las limitaciones de temperatura de servicio del material.
- Controla su resistencia operativa al medio ambiente [27].

1.3.9 Metodología de Superficie de Respuestas (MSR)

La metodología de superficie de respuestas MSR siempre han sido de gran ayuda para investigaciones ya que se puede analizar una gran cantidad de variables con el objetivo de saber la incidencia de sus variables, conocido como respuesta, para aplicar esta metodología es necesario que el número de variables independientes no solo interfieran en la variable de respuesta, sino que se halla bajo el control del experimentador [28].

En resume el método MSR busca alcanzar un óptimo en las respuestas existen dos tipos principales los que son:

El primero es un polinomio de primer orden, siendo el primer orden que posee factores k expresa en la siguiente ecuación [29].

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i * x_i + \varepsilon \quad \text{Ec. 1.1}$$

El segundo es un polinomio de segundo orden generalmente es un diseño de Box - Behnken y el diseño central compuesto, expresado de la siguiente forma.

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i * x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} * x_i^2 + \sum_{i=1}^k \sum_{<j=1}^k \beta_{ij} * x_i * x_j + \varepsilon \quad \text{Ec. 1.1}$$

- **Diseños centrales compuestos**

Es un método de respuestas además son diseños factorial o factorial fraccionado con puntos centrales, ampliado con un grupo de puntos axiales que permiten estimar la curvatura. Este tipo de diseño se utiliza cuando el experimento tiene una secuencia debido a que este diseño tiene experimento factorial hasta 5 niveles por factor [30].

- **Diseño de Box-Behnken**

El método de Box-Behnken permite estimar eficientemente los coeficientes de primer y segundo orden, además para poder aplicar dicho método siempre debe haber mínimo 3 niveles por factor [31].

1.3.10 Supuestos Paramétricos

1.3.10.1 La Normalidad

Para verificar el supuesto de Normalidad existe una prueba que es de Anderson Darling la misma que nos ayudara a determinar si la muestra proviene de distribución continua, para este caso la distribución normal. La prueba nos da un valor p el cual nos permite determinar si la hipótesis es nula o alternativa [32].

H_0 La muestra proviene de una distribución normal

H_1 La muestra no proviene de una distribución normal

Si el valor de $p < \alpha$, rechazamos H_0

1.3.10.2 Igualdad de varianza de los tratamientos

Para verificar este supuesto paramétrico existen dos formas que son las siguientes:

- Una gráfica donde se puede observar predichos vs residuos los puntos se deben distribuir aleatoriamente de manera horizontal y paralelo al eje horizontal donde están los predichos.
- Verificación con la prueba de Levene, la cual se trata de analizar si la media desviación es igual o no para los tratamientos [33].

Si el valor de $p < \alpha$, rechazamos H_0

1.3.10.3 La Independencia de Residuos.

La independencia de residuos se puede comprobar a través de una gráfica donde se puede observar el orden que se tomaron los datos, en el eje Y se encuentra los residuos y en el eje X la toma de datos, la solución correcta seria buscar un patrón definido no aleatorio el

cual nos ayudar entender una correlación entre errores, de manera opuesta sería un comportamiento aleatorio en el eje X confirmando una independencia de residuos [34].

1.3.10.4 Transformación de datos



Este método se utiliza siempre y cuando al momento de estudiar los datos no cumple con los supuestos paramétricos, este método consiste en multiplicar dicho dato por una lambda el cual permite transformar dicho dato en válido. La familia de Box-Cox permite la corrección de varianzas desiguales el cual permite una mejor correlación entre variables [35].




2 CAPITULO II. METODOLOGÍA



2.1 Materiales y equipos




Los materiales y equipos utilizados para la elaboración del material compuesto mediante infusión de resina al vacío se presentan en la siguiente tabla.




Tabla 2.1: Materiales utilizados para la elaboración del material compuesto.


Nombre	Especificación	Ilustración
Resina Epoxi	Marca Aeropoxy Resina PR2032 Catalizador PH360 con una densidad de $1,16 \text{ g/cm}^3$	
Fibra de Chambira	Fibra de chambira procedente del oriente ecuatoriano, presenta una densidad de 1.102 g/cm^3	

Nombre	Especificación	Ilustración
Fibra de Carbono	Fibra de Carbono 3k twill ancho de 1,27m peso 5,9 oz.	
Bomba de vacío	Marca QE QUALITY 4.8 CFM, 500 W	
Cera desmoldante	Se utiliza para desprender las probetas de la superficie de trabajo.	

Nombre	Especificación	Ilustración
Manta de absorción POLY – FLEX	Absorbe el excedente de resina de las fibras (100 x 100) cm	
Peel play PA - PP80	Tela desmoldante, ayuda a tener una mayor uniformidad en	
	el material compuesto y no se adhiere al material (100 x 100) cm	
Malla	Permite dar una mejor adherencia y facilita la absorción del exceso de resina en el sistema de vacío por infusión.	

Nombre	Especificación	Ilustración
Bolsa de vacío PO 75μ	Permite cubrir las probetas y permite generar el proceso de vacío. (100 x 100) cm	
Butilo AN-3 (rollo)	Se utiliza para pega la bolsa de vacío con una superficie plana evitando las fugas de aire. (12x2) mm	
Balanza digital	Se utiliza para pesar las fibras, la resina, el catalizador y el conformado de las probetas.	

Nombre	Especificación	Ilustración
Guaípe y thinner	Se utiliza para limpiar cualquier impureza de la superficie de la mesa	
Manguera espiral	Ayuda al paso de la resina sobre la superficie de las fibras. (4 m)	
Manguera	Se utiliza para conectar la bomba hacia la trampa de vacío, ayuda al paso de resina en la entrada y facilita la salida del exceso de resina.	

Nombre	Especificación	Ilustración
Cauchos	Se utilizan como válvulas de entrada y salida para la resina.	

2.2 Métodos

2.2.1 Nivel o tipo de investigación

2.2.1.1 Exploratoria

Se aplicó el método exploratorio para la creación del nuevo material compuesto, el cual está formado por: fibra natural chambira + fibra sintética de carbono + un refuerzo de matriz epoxi, analizando factores como orientación de la fibra, temperatura de curado, estos factores se utilizaron para determinar cuál combinación es la óptima.

2.2.1.2 Descriptiva

Con este método se pudo determinar las propiedades mecánicas que posee el nuevo material compuesto en los ensayos de tracción, flexión e impacto.

2.2.1.3 Bibliográfica

Este método permite realizar una recopilación de información en diferentes fuentes de investigación como son: libros, artículos científicos, normas, etc., estas fuentes nos ayudó a entender de mejor manera el tema de investigación.

2.2.1.4 Experimental

Este método no ayudo mucho ya que se realizó un estudio de conjunto de variables las cuales son constates y otro conjunto de variables que son experimentos, además este método interviene en las variables de respuesta como en la de salida.

2.3 Población y muestra

2.3.1 Población

En la Tabla 2.2 se puede apreciar que la población para el siguiente trabajo experimental se tomaron las probetas con fibra de chambira + fibra de carbono + una matriz de resina epoxi como refuerzo, las misma que se elaboraron con 3 capas de refuerzo, dos capas de fibra natural + una capa de fibra sintética, cada una con una orientación distinta según especifica la MSR. Estas probetas fueron elaboradas por el proceso al vacío por infusión con sus orientaciones y respectivas temperaturas, reflejadas en la siguiente tabla.

Tabla 2.2.-Factores, niveles y variables

Orientación	-45°, 0°, 45°	Tracción	Carga máxima, módulo de elasticidad, esfuerzo máximo, elongación.
Temperatura de curado	60°, 90°, 120°	Flexión	Carga máxima, esfuerzo máximo, módulo de elasticidad, deflexión
Orden de capas	Carbono + Chambira + Chambira	Impacto	Energía media de fallo

2.3.2 Muestra

En la Tabla 2.3 se puede apreciar que le siguiente trabajo experimental está basado en el Diseño de Experimentos, para lo cual se hizo uso del método de Superficies de Respuestas de Box-Behnken para lo cual se introdujeron datos como: orientación, temperatura y el número de réplicas a realizar a ensayar.

Tabla 2.1.-Matriz de Diseño de Experimentos de Box-Behnken.

# De Casos	(Carbono + Chambira + Chambira) (Orientación)			Temperatura (°C)	Tipo de Ensayo	Cantidad de probetas	Total
	Carbono	Chambira	Chambira				
1	0	0	-45	60	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
2	0	-45	0	60	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
3	0	45	0	60	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
4	0	0	45	60	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
5	0	-45	-45	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
6	0	45	-45	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
7	0	0	0	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
8	0	0	0	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	

# De Casos	(Carbono + Chambira + Chambira) (Orientación)			Temperatura (°C)	Tipo de Ensayo	Cantidad de probetas	Total
	Carbono	Chambira	Chambira				
9	0	0	0	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
10	0	-45	45	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
11	0	45	45	90	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
12	0	0	-45	120	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
13	0	-45	0	120	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
14	0	45	0	120	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	
15	0	0	45	120	Tracción	3	9
					Flexión	3	
					Impacto	3	

2.3.3 Hipótesis

Utilizando un análisis estadístico con MSR (metodología de superficies de respuestas) nos ayudara a la optimización de propiedades mecánicas en los ensayos a tracción, flexión e impacto del nuevo material hibrido conformado de fibra de chambira + fibra de carbono + matriz epoxi.

2.3.4 Señalamiento de las variables de la hipótesis

2.3.4.1 Variable Independiente

Factores del análisis estadístico como orientación y temperatura de curado del nuevo material hibrido.

2.3.4.2 Variable Dependiente

Propiedades mecánicas del material

2.3.5 Operacionalización de las variables

2.3.5.1 Variable Independiente

Factores del análisis estadístico como orientación y temperatura de curado del nuevo material hibrido.

Tabla 2.2.- Variable Independiente

Concepto	Categoría	Indicadores	Ítem	Técnicas e instrumentos
Un material compuesto o material composite, es aquel formado por dos o más componentes, de forma que las propiedades del material final sean superiores que las de los	Material Compuesto	Orientación de las fibras	45 0 -45	<ul style="list-style-type: none">• Observación directa• Registro de datos• Equipos de medición• Horno de curado• Conformado al vacío por infusión de material compuesto• Referencias Bibliográficas
		Temperatura de Curado	60 °C 90 °C 120 °C	

componentes por separado, el cual está formado por una matriz y un refuerzo.	Optimización	Diseño de experimentos	Superficie de Respuesta	<ul style="list-style-type: none"> • Software estadístico
--	--------------	------------------------	-------------------------	--

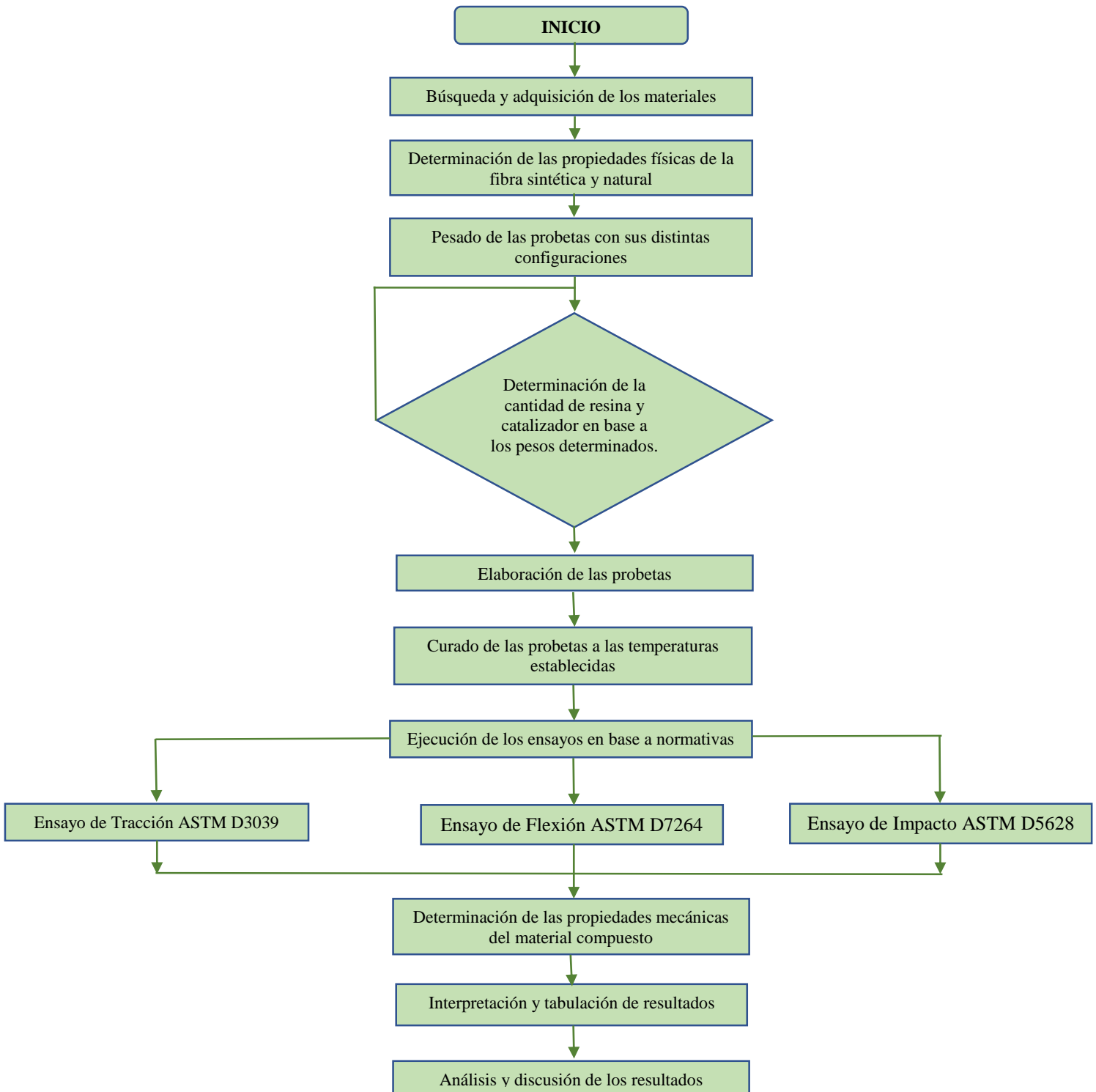
2.3.5.2 Variable Dependiente

Propiedades mecánicas del material

Tabla 2.3.- Variable Dependiente

Concepto	Categoría	Indicadores	Ítem	Técnicas e instrumentos
Se les conoce como propiedades mecánicas a las características internas que posee el material, por lo cual el comportamiento se puede verificar mediante la aplicación de fuerzas externas.	Propiedades Mecánicas (Tracción, Flexión, Impacto)	Esfuerzo a la tracción	¿Cuál es la carga máxima de tracción?	<ul style="list-style-type: none"> • Fichas de recolección de datos • Maquina universal de tracción • Maquina universal de flexión • Equipo de ensayo de impacto con caída de dardo • Normas ASTM <ul style="list-style-type: none"> ✓ Tracción ASTM D3039 ✓ Flexión ASTM D7264 ✓ Impacto ASTM D5628 • Referencias Bibliográficas
		Módulo de elasticidad	¿Cuál será el módulo de elasticidad?	
		Esfuerzo a la flexión	¿Cuál es la carga máxima de flexión?	
		Módulo de flexión	¿Cuál es el módulo de flexión?	
		Resistencia al impacto	¿Cuál es la energía de impacto?	
	Optimización (DOE)	Valor - p	0 - 1	<ul style="list-style-type: none"> • Software estadístico
		Coef. Determinación	0 – 100%	

2.3.6 Diagrama de flujo del material compuesto



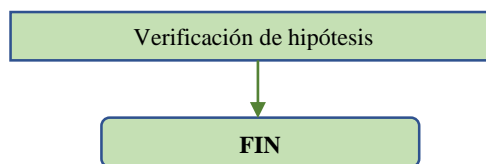


Figura 2.1.- Diagrama de flujo del material compuesto.

2.3.6.1 Adquisición de los materiales

La fibra de chambira se adquirió del cantón Puyo perteneciente a la provincia de Pastaza, situada en la región Amazónica Ecuatoriana en forma de fibra natural, para obtener el tejido plano se lo realizo en un telar ubicado en la parroquia Salasaca, el resto de materiales para el proceso de vacío por infusión como la bolsa de vacío, butilo, fibra de carbono 3k twill, manta de absorción, peel ply se obtuvieron en la empresa JEV Soluciones ubicada en la ciudad de Quito, algunos complementos faltantes se obtuvieron de la ferretería Kiwi ubicada en la ciudad de Ambato, la resina Aeropoxy PR2032 y su Catalizador PH360 su obtuvieron en SIMA AUTOMOTRIZ en Ambato.

2.3.6.2 Codificación del nuevo material compuesto

Para una mejor comprensión de las probetas a ensayar tanto de tracción, flexión e impacto correspondiente a los 15 casos a ser analizados se dio un respectivo código a cada una de las probetas tal como se muestra en la tabla 2.6.

Tabla 2.4.- Codificación del material compuesto

CODIFICACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO				
CASO	CODIFICACIÓN TRACCIÓN	CODIFICACIÓN FLEXIÓN	CODIFICACIÓN IMPACTO	#
C1	C-C1/0.-45/60-T-1	C-C1/0.-45/60-F-1	C-C1/0.-45/60-I-1	1
	C-C1/0.-45/60-T-2	C-C1/0.-45/60-F-2	C-C1/0.-45/60-I-2	2
	C-C1/0.-45/60-T-3	C-C1/0.-45/60-F-3	C-C1/0.-45/60-I-3	3
C2	C-C2/-45.0/60-T-1	C-C2/-45.0/60-F-1	C-C2/-45.0/60-I-1	1
	C-C2/-45.0/60-T-2	C-C2/-45.0/60-F-2	C-C2/-45.0/60-I-2	2
	C-C2/-45.0/60-T-3	C-C2/-45.0/60-F-3	C-C2/-45.0/60-I-3	3

CASO	CODIFICACIÓN TRACCIÓN	CODIFICACIÓN FLEXIÓN	CODIFICACIÓN IMPACTO	#
C3	C-C3/45.0/60-T-1	C-C3/45.0/60-F-1	C-C3/45.0/60-I-1	1
	C-C3/45.0/60-T-2	C-C3/45.0/60-F-2	C-C3/45.0/60-I-2	2
	C-C3/45.0/60-T-3	C-C3/45.0/60-F-3	C-C3/45.0/60-I-3	3
C4	C-C4/0.45/60-T-1	C-C4/0.45/60-F-1	C-C4/0.45/60-I-1	1
	C-C4/0.45/60-T-2	C-C4/0.45/60-F-2	C-C4/0.45/60-I-2	2
	C-C4/0.45/60-T-3	C-C4/0.45/60-F-3	C-C4/0.45/60-I-3	3
C5	C-C5/-45.-45/90-T-1	C-C5/-45.-45/90-F-1	C-C5/-45.-45/90-I-1	1
	C-C5/-45.-45/90-T-2	C-C5/-45.-45/90-F-2	C-C5/-45.-45/90-I-2	2
	C-C5/-45.-45/90-T-3	C-C5/-45.-45/90-F-3	C-C5/-45.-45/90-I-3	3
C6	C-C6/45.-45/90-T-1	C-C6/45.-45/90-F-1	C-C6/45.-45/90-I-1	1
	C-C6/45.-45/90-T-2	C-C6/45.-45/90-F-2	C-C6/45.-45/90-I-2	2
	C-C6/45.-45/90-T-3	C-C6/45.-45/90-F-3	C-C6/45.-45/90-I-3	3
C7	C-C7/0.0/90-T-1	C-C7/0.0/90-F-1	C-C7/0.0/90-I-1	1
	C-C7/0.0/90-T-2	C-C7/0.0/90-F-2	C-C7/0.0/90-I-2	2
	C-C7/0.0/90-T-3	C-C7/0.0/90-F-3	C-C7/0.0/90-I-3	3
C8	C-C8/0.0/90-T-1	C-C8/0.0/90-F-1	C-C8/0.0/90-I-1	1
	C-C8/0.0/90-T-2	C-C8/0.0/90-F-2	C-C8/0.0/90-I-2	2
	C-C8/0.0/90-T-3	C-C8/0.0/90-F-3	C-C8/0.0/90-I-3	3
C9	C-C9/0.0/90-T-1	C-C9/0.0/90-F-1	C-C9/0.0/90-I-1	1
	C-C9/0.0/90-T-2	C-C9/0.0/90-F-2	C-C9/0.0/90-I-2	2
	C-C9/0.0/90-T-3	C-C9/0.0/90-F-3	C-C9/0.0/90-I-3	3
C10	C-C10/-45.45/90-T-1	C-C10/-45.45/90-F-1	C-C10/-45.45/90-I-1	1
	C-C10/-45.45/90-T-2	C-C10/-45.45/90-F-2	C-C10/-45.45/90-I-2	2
	C-C10/-45.45/90-T-3	C-C10/-45.45/90-F-3	C-C10/-45.45/90-I-3	3

CASO	CODIFICACIÓN TRACCIÓN	CODIFICACIÓN FLEXIÓN	CODIFICACIÓN IMPACTO	#
C11	C-C11/45.45/90-T-1	C-C11/45.45/90-F-1	C-C11/45.45/90-I-1	1
	C-C11/45.45/90-T-2	C-C11/45.45/90-F-2	C-C11/45.45/90-I-2	2
	C-C11/45.45/90-T-3	C-C11/45.45/90-F-3	C-C11/45.45/90-I-3	3
C12	C-C12/0.-45/120-T-1	C-C12/0.-45/120-F-1	C-C12/0.-45/120-I-1	1
	C-C12/0.-45/120-T-2	C-C12/0.-45/120-F-2	C-C12/0.-45/120-I-2	2
	C-C12/0.-45/120-T-3	C-C12/0.-45/120-F-3	C-C12/0.-45/120-I-3	3
C13	C-C13/-45.0/120-T-1	C-C13/-45.0/120-F-1	C-C13/-45.0/120-I-1	1
	C-C13/-45.0/120-T-2	C-C13/-45.0/120-F-2	C-C13/-45.0/120-I-2	2
	C-C13/-45.0/120-T-2	C-C13/-45.0/120-F-3	C-C13/-45.0/120-I-3	3
C14	C-C14/45.0/120-T-1	C-C14/45.0/120-F-1	C-C14/45.0/120-I-1	1
	C-C14/45.0/120-T-2	C-C14/45.0/120-F-2	C-C14/45.0/120-I-2	2
	C-C14/45.0/120-T-3	C-C14/45.0/120-F-3	C-C14/45.0/120-I-3	3
C15	C-C15/0.45/120-T-1	C-C15/0.45/120-F-1	C-C15/0.45/120-I-1	1
	C-C15/0.45/120-T-2	C-C15/0.45/120-F-2	C-C15/0.45/120-I-2	2
	C-C15/0.45/120-T-3	C-C15/0.45/120-F-3	C-C15/0.45/120-I-3	3

- **C-C1/0.-45/60-T-1**

Dónde: C: carbono, C1: el número de caso. 0, -45: son las orientaciones de las fibras en cada uno de los casos respectivamente, 60: temperatura de curado, T, F, I: son tracción flexión e impacto, 1: es el número de réplicas.

2.3.6.3 Distribución de corte para las probetas de tracción, flexión e impacto.

Para realizar una correcta distribución de las probetas se utilizó el programa Solidworks, dándonos las siguientes medidas para cada una de las probetas: tracción una medida de (25x250) mm, flexión (13x160) mm e impacto (58x58) mm.

2.3.6.4 Determinación de propiedades físicas.

Fibra de Carbono

Para obtener la densidad de la fibra de carbono se utilizó el método de gravimetría, el cual consiste en verter resina en un vaso de precipitación y posterior agregamos la fibra y así observamos el volumen que ha cambiado en comparación al volumen inicial. En la tabla 2.7 se puede apreciar el respectivo cálculo de la densidad de la fibra, utilizando un volumen inicial de 100 cm³.

La fórmula para el cálculo de la densidad es:

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

Donde:

δ : Densidad $\left(\frac{g}{cm^3}\right)$

m : masa (g)

v : volumen (cm³)

Tabla 2.5.- Determinación de densidad de la fibra de carbono

CÁLCULO DE LA DENSIDAD DE LA FIBRA DE CARBONO					
Iteración	Peso (g)	Volumen inicial (cm ³)	Volumen final (cm ³)	Variación (cm ³)	Densidad (g/cm ³)
1	5	100	108	8	0.625
2	16	100	112	12	1.333
3	30	100	125	25	1.2
4	36	100	128	28	1.285
Promedio					1.110

Fibra de Chambira

Para el cálculo de la densidad de la fibra de chambira se utilizó un vaso de precipitación con una cantidad de volumen de resina 125 cm³ con el método de gravimetría el cual consiste poner un volumen inicial agregar un peso y observar la variación que sufre ese volumen inicial.

Tabla 2.6.- Determinación de densidad de la fibra de chambira

CÁLCULO DE LA DENSIDAD DE LA FIBRA DE CHAMBIRA					
Iteración	Peso (g)	Volumen inicial (cm ³)	Volumen final (cm ³)	Variación (cm ³)	Densidad (g/cm ³)
1	8	125	134	9	0.888
2	12	125	136	11	1.090
3	15	125	137	12	1.25
4	20	125	142	17	1.176
Promedio					1.101

2.3.6.5 Determinación de cantidad de matriz en función del peso de las fibras

La medición del peso de cada configuración es primordial para el cálculo de la cantidad de resina que se va a utilizar y que es recomendación del fabricante. La cantidad de resina y endurecedor la determinaremos mediante las siguientes fórmulas

$$C. R = \frac{100}{127} * P. F \quad \text{Ec. 2.2}$$

$$C. E = \frac{27}{127} * P. F \quad \text{Ec. 2.3}$$

Donde:

C. R: Cantidad de resina (g)

C. E: Cantidad de endurecedor (g)

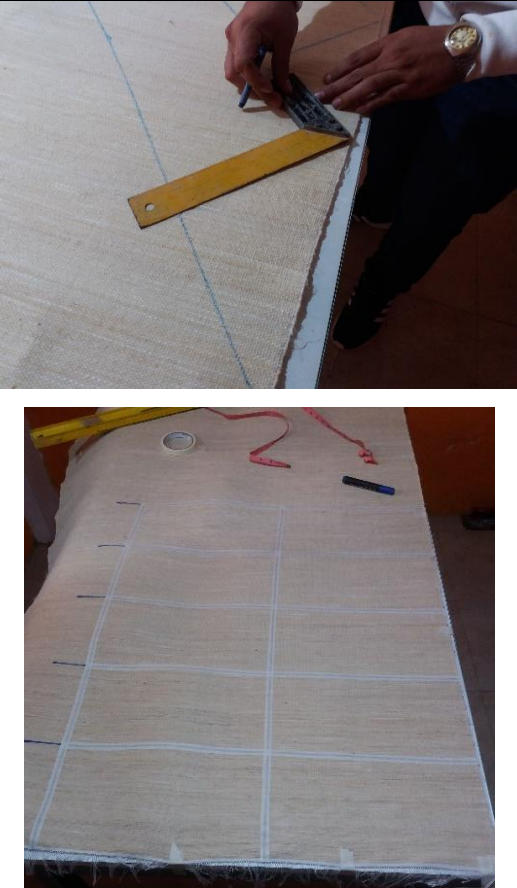

P. F: Peso de la fibra (g)



Tabla 2.7.- Cantidades necesarias de resina y catalizador para el nuevo material compuesto.



Material Compuesto			Orientación			Temperatura de curado °C	Peso de Chambira (g)	Peso del Carbono (g)	Cantidad de resina (g)	Cantidad de catalizador (g)	Peso Total del material (g)
Caso	Capa 1	Capa 2	Capa 1	Capa 2	Capa 3						
1	Carbono	Chambira	SN	0	-45	60	46	15	48,03	12,96	121,99
2	Carbono	Chambira	SN	-45	0	60	42	17	46,45	12,54	117,69
3	Carbono	Chambira	SN	45	0	60	44	17	48,03	12,96	121,99
4	Carbono	Chambira	SN	0	45	60	44	16	47,24	12,75	119,99
5	Carbono	Chambira	SN	-45	-45	90	46	16	48,81	13,18	123,99
6	Carbono	Chambira	SN	45	-45	90	46	16	47,24	12,75	119,99
7	Carbono	Chambira	SN	0	0	90	46	15	48,03	12,96	121,99
8	Carbono	Chambira	SN	0	0	90	44	15	46,45	12,54	117,99
9	Carbono	Chambira	SN	0	0	90	46	16	48,81	13,18	123,99
10	Carbono	Chambira	SN	-45	45	90	44	16	47,24	12,75	119,99
11	Carbono	Chambira	SN	45	45	90	46	16	48,81	13,18	123,99
12	Carbono	Chambira	SN	0	-45	120	46	15	48,03	12,96	121,99
13	Carbono	Chambira	SN	-45	0	120	46	14	47,24	12,75	119,99
14	Carbono	Chambira	SN	45	0	120	46	16	48,81	13,18	123,99
15	Carbono	Chambira	SN	0	45	120	44	16	47,24	12,75	119,99



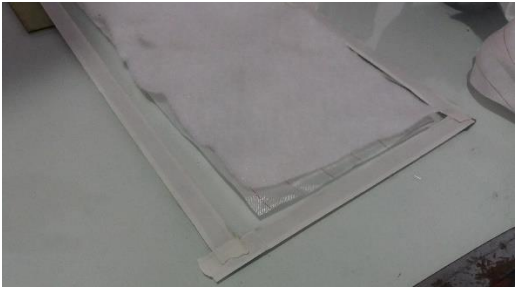
2.3.6.6 Elaboración de las probetas



Tabla 2.8.- Elaboración de las probetas.

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
1	Medición y trazado de la fibra de chambira	Con la ayuda de una cinta métrica y una escuadra tomamos las respectivas medidas de cada uno de los rectángulos (330 x 170) mm con su respectiva orientación, una vez señalados los puntos trazamos las líneas con masking, este nos ayudara a evitar desperdicios de fibra.	
2	Medición y trazado de la fibra de carbono	En este paso realizamos el mismo procedimiento descrito en el ítem 1	

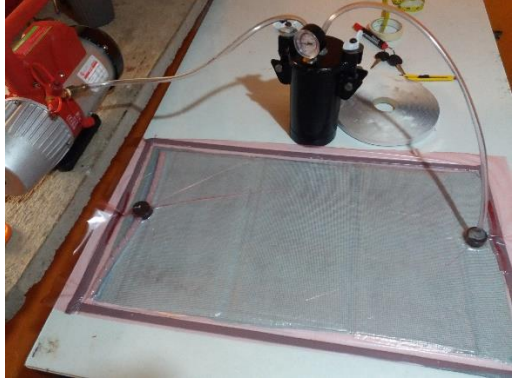
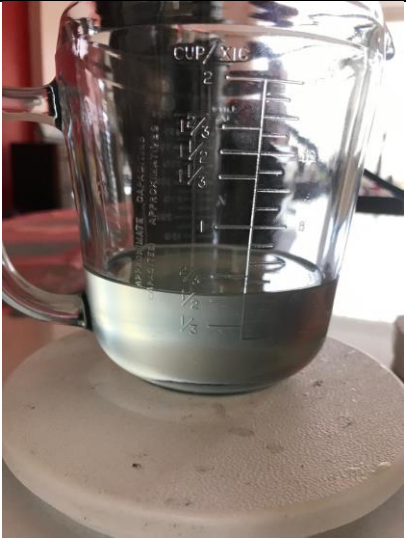
Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
3	Corte de la fibra de chambita		
4	Limpiar la mesa de trabajo	Limpiamos la mesa de trabajo con la ayuda de thinner y guaipe.	

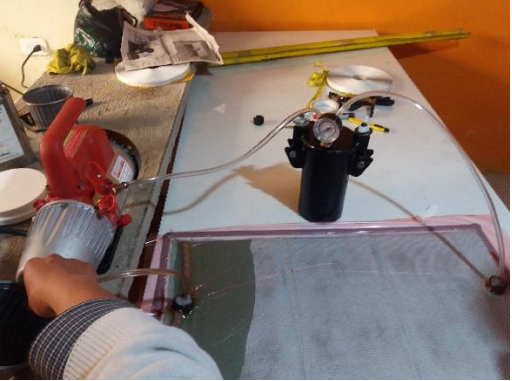

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
5	<p>Marcar el área de trabajo con el Butilo AN-3, formando un cuadro sin desprender la cinta que la cubre.</p>	<p>Con el Butilo AN-3 marcamos el área de trabajo formando un cuadro, sin desprender la cinta que la cubre.</p>	
6	<p>Encerar el área de trabajo</p>	<p>Una vez marcado el área de trabajo enceramos el área con la ayuda de un pedazo de guaípe, este proceso se realiza por 3 veces para una mayor facilidad al momento de desmoldar las probetas.</p>	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
7	Colocar las fibras en el área de trabajo	Una vez encerado el área de trabajo colocamos las fibras en el orden establecido anteriormente.	
8	Colocar el Peel play PA - PP80	Una vez colocado las fibras en el orden establecido cortamos el Peel play PA - PP80 y colocamos sobre las fibras, este material nos ayuda a que no se adhieran las fibras al resto de telas.	
9	Colocar la Manta de absorción POLY – FLEX	Una vez colocado el peel play cortamos la manta de absorción y colocamos sobre el peel play, este nos ayudara a absorber el exceso de resina en el sistema.	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
10	Colocar la malla	Una vez colocado la manta de absorción, cortamos la malla y colocamos sobre la manta de absorción, este nos ayudará a tener una mejor adherencia y permitirá absorber el exceso de resina en el sistema.	
11	Colocar los cauchos y el espiral	Sobre la malla colocamos los cauchos que nos ayudaran como válvulas para el ingreso y salida de resina, los cauchos deben ser uno de entrada y uno de salida, en el caucho de entrada colocamos el espiral que nos permitirá dispersar la resina sobre las fibras.	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
12	Colocar Bolsa de vacío PO 75μ	Una vez colocado los cauchos y el espiral cortamos la bolsa de vacío y colocamos sobre el butilo desprendiendo con cuidado la cinta que lo protege, en el pegado de la bolsa debemos asegurarnos de que no exista fugas para tener un correcto vacío.	
13	Colocar las mangueras	Con la ayuda de un estilete realizamos un pequeño agujero en la bolsa de vacío sobre los cauchos y con la ayuda de pedazos pequeños de butilo pegamos las mangueras que nos ayudaran para el paso de la resina y a su vez para la salida del excedente de la misma.	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
14	Conectar las mangueras a la bomba y a la trampa de vacío	Conectamos una manguera de la trampa de vacío hacia la bomba, la manguera de la válvula de salida conectamos en la trampa de vacío ya que allí se depositará el exceso de resina y finalmente la manguera de la entrada colocamos en el recipiente de resina.	
15	Preparar la resina	Una vez terminado el sistema de vacío procedemos a preparar la resina con respecto a los cálculos realizados anteriormente.	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
16	Encender la bomba de vacío	Se enciende la bomba de vacío verificando que el manómetro de la trampa de vacío llegue a su punto máximo, una vez que llegue al máximo apagamos la bomba y verificamos que la manguera de la válvula de entrada permanezca en la resina.	
17	Cerrar el paso de la resina	Una vez terminada la resina del recipiente cerrar la manguera de la entrada con una mordaza, esperar que se cubra todo y verificar que no quede ningún excedente en el sistema, una vez completado este proceso cerrar la manguera de la salida con una mordaza y esperar 24 h para su secado.	



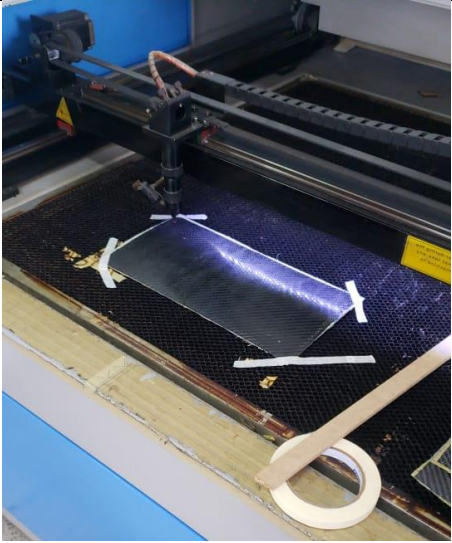
Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
18	Desmoldar las probetas	Una vez transcurrido las 24 h, desmoldamos las probetas de la mesa de trabajo y retiramos la manta adherida a las probetas.	

Tabla 2.9.- Curado y corte de las probetas.

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
1	Curar las probetas	Colocamos las probetas en el horno a las temperaturas establecidas anteriormente (60, 90, 120) °C, por un tiempo de 2 h.	

Ítem	Actividad	Descripción	Ilustración
2	Cortar las probetas	Realizamos el corte de las probetas (tracción, flexión e impacto) mediante una maquina laser, de acuerdo con las medidas establecidas a la normativa.	

2.3.7 Ensayo para materiales

Para poder obtener las propiedades mecánicas del material se somete a ensayos destructivos para determinar dichos valores como el esfuerzo máximo la carga máxima y otras más.

2.3.7.1 Ensayo de tracción

En la Figura 2.4 se puede observar la máquina universal al misma que se utilizó para determinar las propiedades mecánicas del nuevo material tales como carga máxima, esfuerzo máximo, módulo de elásticas y porcentaje de elongación se basó en la norma ASTM D3039, la cual consiste en aplicar una fuerza axial entre dos puntos hasta conseguir su ruptura.

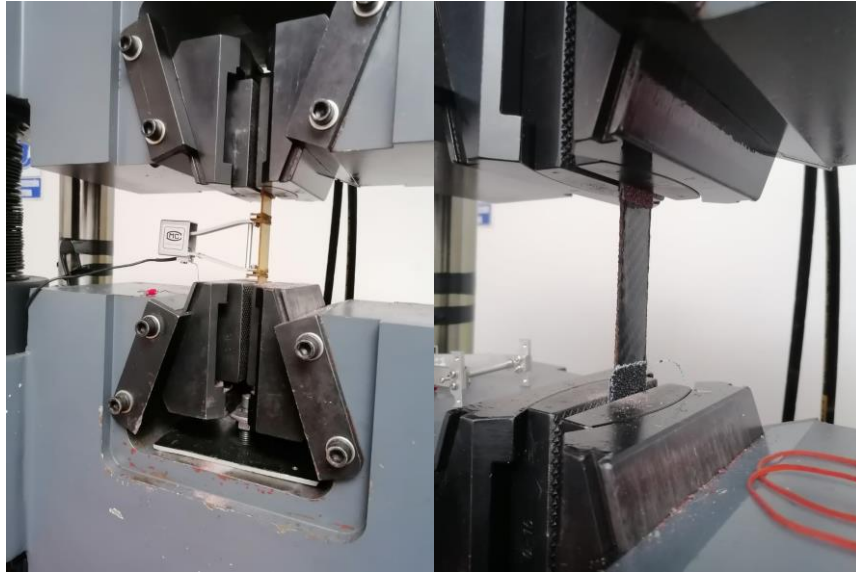


Figura 2.2.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de tracción.
Para poder calcular dichas propiedades se aplica fórmulas que se describen a continuación.

- **Esfuerzo máximo**

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad \text{Ec. 2.4}$$

Donde:

σ : Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)

P : Fuerza aplicada (N)

A : Área de la sección transversal (mm²)

- **Deformación por tracción**

$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{L_g} \quad \text{Ec. 2.5}$$

Donde:

ε_i : Deformación máxima (mm)

δ_i : desplazamiento (mm)

L_g : longitud calibrada (mm)

- **Módulo de elasticidad**

$$\varepsilon = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad \text{Ec. 2.6}$$

Donde:

ε : módulo de elasticidad

$\Delta\sigma$: esfuerzo a la tracción entre dos puntos seleccionados

$\Delta\varepsilon$: deformación entre dos puntos seleccionados

2.3.7.2 Ensayo de flexión

En la Figura 2.5 se puede observar la maquina universal que se utilizó para poder determinar las propiedades mecánicas del nuevo material como: carga máxima, esfuerzo máximo, módulo de elasticidad, deformación se utilizó la norma ASTM D7264 la cual trata de analizar la carga vertical ejecutada en el centro de la probeta que esta simplemente apoyada.



Figura 2.3.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de flexión.

Para poder determinar las propiedades mecánicas en el ensayo de flexión se aplicaron las siguientes formulas.

Esfuerzo máximo

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad \text{Ec. 2.7}$$

Donde:

σ : *esfuerzo máximo de flexión (MPa)*

P : *fuerza (N)*

L : *espacio entre soportes (mm)*

b : *ancho de la probeta (mm)*

h : *espesor de la probeta (mm)*

- **Deformación máxima**

$$\varepsilon = \frac{6\delta h}{L^2} \quad \text{Ec. 2.8}$$

Donde:

ε : *deformación máxima $\left(\frac{mm}{mm}\right)$*

δ : *deformacion (mm)*

h : *espesor de la probeta (mm)*

L : *espacio entre soportes (mm)*

- **Módulo de elasticidad**

$$\varepsilon = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad \text{Ec. 2.9}$$

Donde:

ϵ : *módulo de elasticidad*

Δ_{σ} : *esfuerzo a la tracción entre dos puntos seleccionados*

Δ_{ϵ} : *deformación entre dos puntos seleccionados*

2.3.7.3 Ensayo de impacto

Para poder medir la energía de fallo de las probetas se utilizó la norma ASTM D5628, la cual se utiliza para muestras planas y rígidas utilizando un dardo como caída, la cual busca alturas diferentes donde el nuevo material falle y si no falla se busca otras alturas aumentando su peso hasta que el material falle. La norma nos informa que se debe determinar la energía media de fallo.

Para dicho cálculo se utiliza la siguiente fórmula.

$$MEF = h * w * f \quad \text{Ec. 2.10}$$

Donde:

h : *altura máxima de ruptura (mm)*

w : *masa (Kg)*

f : *factor de conversión a Joules*

3 CAPÍTULO III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN


3.1 Análisis y discusión de los resultados

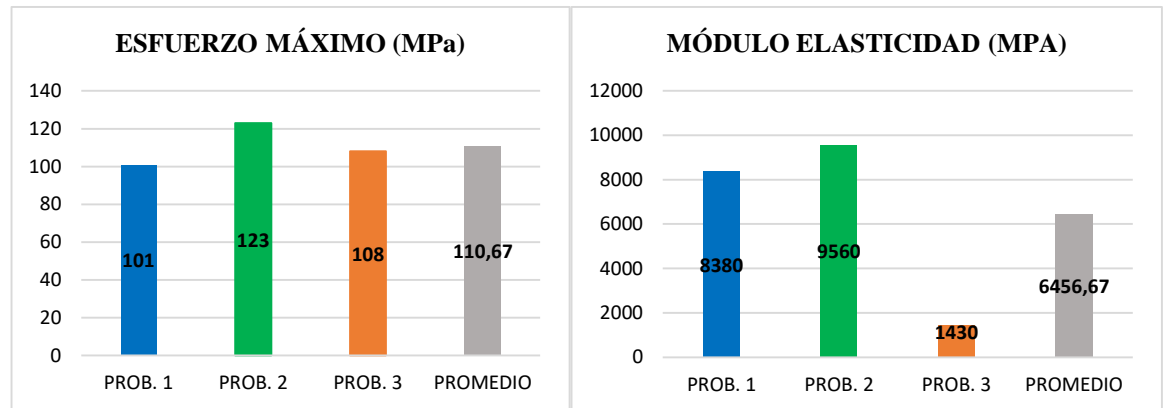
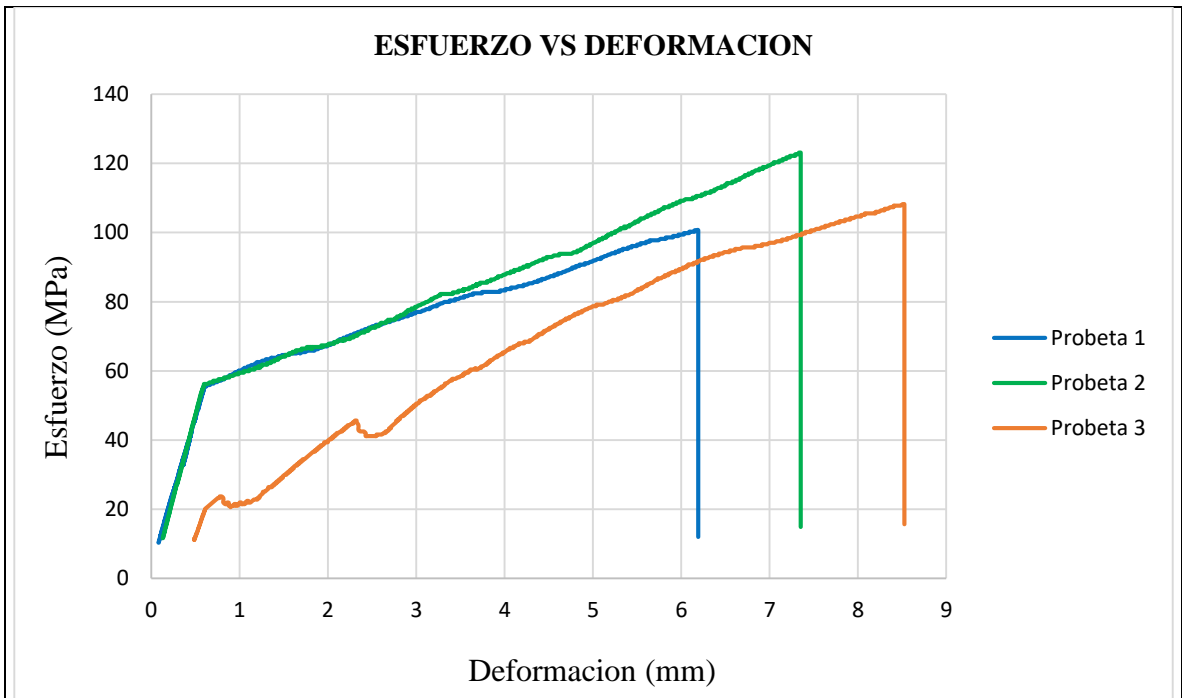
Los datos recolectados en los ensayos de tracción, flexión e impacto de las diferentes combinaciones que obedecen al diseño de box-Behnken, se efectuaron mediante gráficas recopilados en fichas técnicas mostradas a continuación.

3.1.1 Recolección de datos del ensayo de Tracción

Tabla 3.1.- Máquina Universal (WAW600B) para ensayos de flexión.

<div style="text-align: center;"> UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C1/0.-45/60-T	
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B	
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°, -45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.85

Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno	
RESULTADOS						
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	4860	58	101	8380	1,5	LIT
2	5300	62	123	9560	2	LAT
3	4840	55	108	1430	2	LIT
Promedio	5000	58,33	110,67	6456,67	1,83	
PROBETAS ENSAYADAS						
						
GRÁFICAS						





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 3 presentan tipos de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 2 presenta un tipo de fallo LAT, lo que significa que la probeta tiene una ruptura en la parte superior de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	110,67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	1,83	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	6456,67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	5000	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

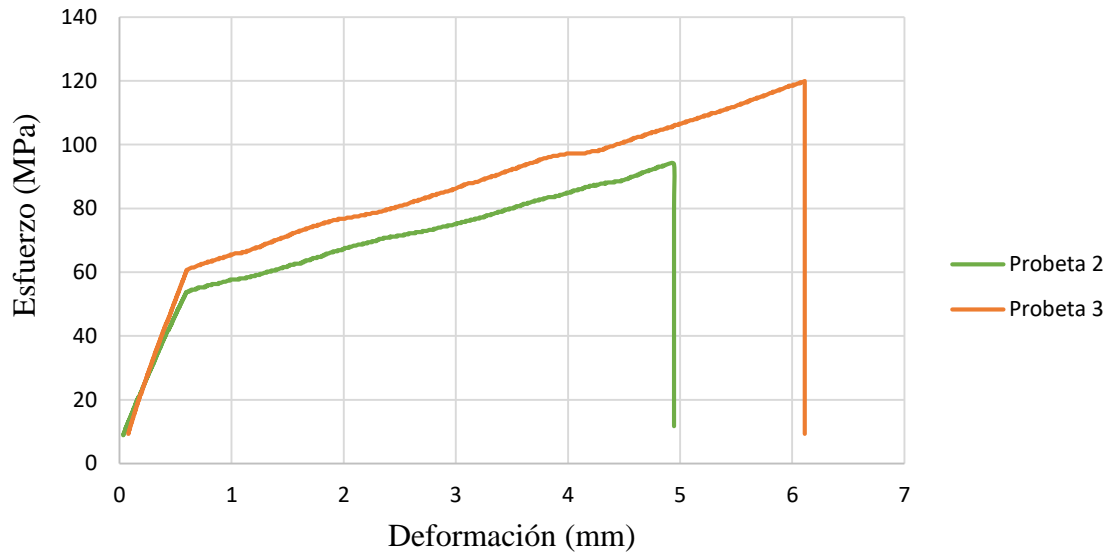
Tabla 3.2.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 2.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS							
TRACCIÓN ASTM D3039							
DATOS INFORMATIVOS							
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C2/45.0/60-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
PARÁMETROS DE ENSAYO							
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	2		
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	58.99		
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión		
Orientación de la fibra:	45°, 0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.31		
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	59	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS							
N° de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado	
1	5300	56	94	8070	4	LGM	
2	6440	63	120	9500	2	LGM	
Promedio	5870	59,5	107	8785	3		
PROBETAS ENSAYADAS							

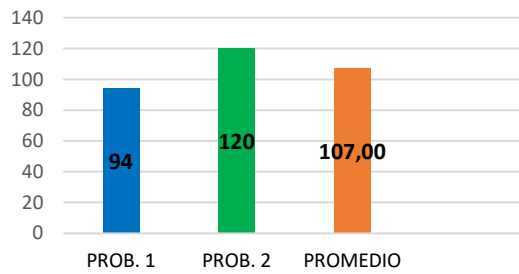


GRÁFICAS

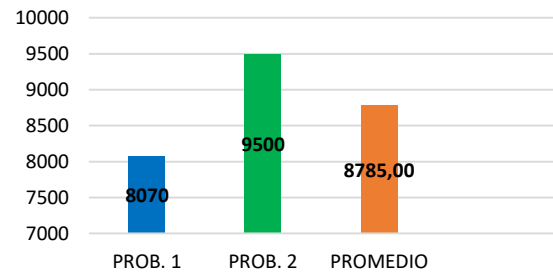
ESFUERZO VS DEFORMACIÓN



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)



OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, todas las probetas presentan tipos de fallo LGM, lo que significa que las probetas tienen una lateral en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	106,33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	3	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	8593.33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	6040	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.3.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 3.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C3/45.0/60-T		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión

	Chambir a				
Orientación de la fibra:	45°, 0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2,10
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

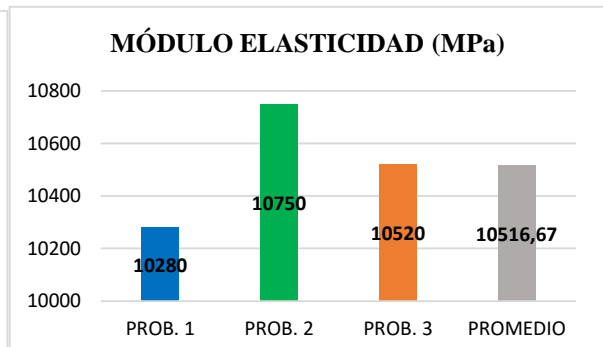
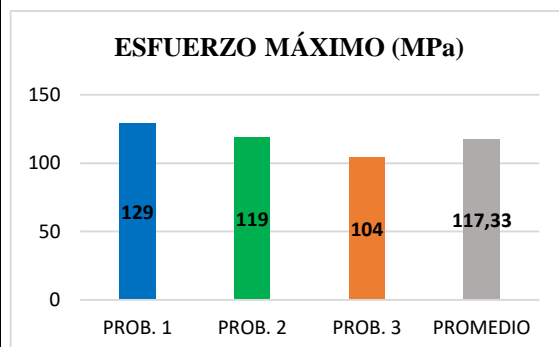
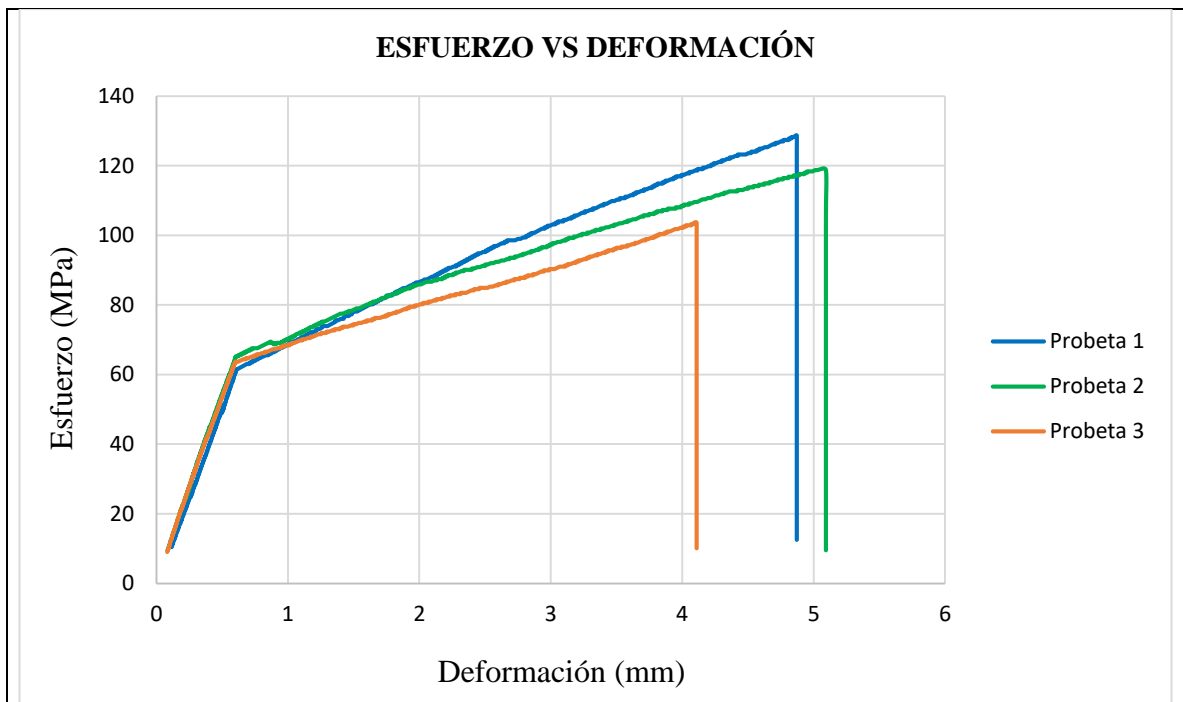
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	6160	66	129	10280	4.5	LGM
2	6220	69	119	10750	2	LIT
3	5760	66	104	10520	1.5	LIT
Promedio	6046.67	67	117.33	10516.67	2.67	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 presentan un tipo de fallo LGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura lateral en la zona calibrada de la probeta. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	117.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	2.67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	10516.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	6046.67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.4.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 4.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA					
		FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039							
DATOS INFORMATIVOS							
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C4/0.45/60-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
PARÁMETROS DE ENSAYO							
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3		
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	59.99		
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión		
Orientación de la fibra:	0°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2,05		
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS							
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado	
1	5300	67	110	11080	1	LIT	
2	6060	62	115	10020	4	AGM	

3		4060	69	79	11510	3	LIT
Promedio		5140	66	101.33	10870	2.67	

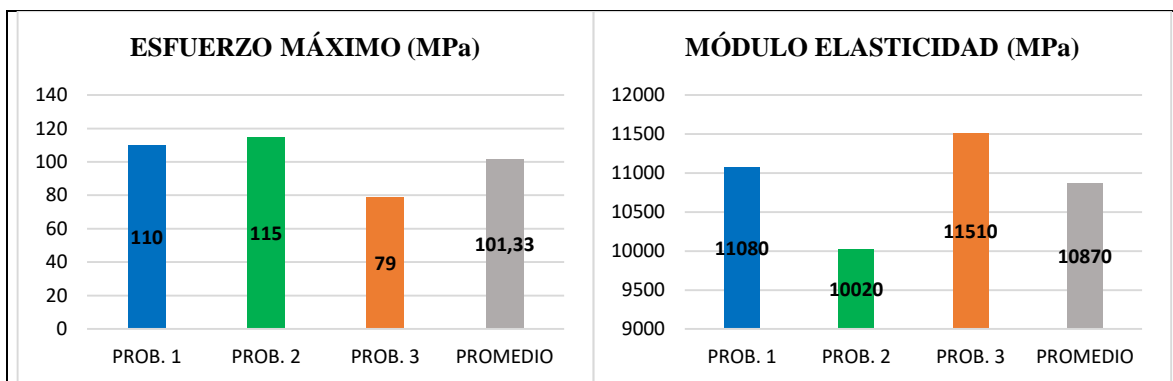
PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS

ESFUERZO VS DEFORMACION





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 y 3 presentan un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 2 presenta un tipo de fallo AGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura angular en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	101.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	2.67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	10870	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	5140	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.5.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 5.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
	FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS		
TRACCIÓN ASTM D3039			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C5/-45.-45/90-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°, -45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

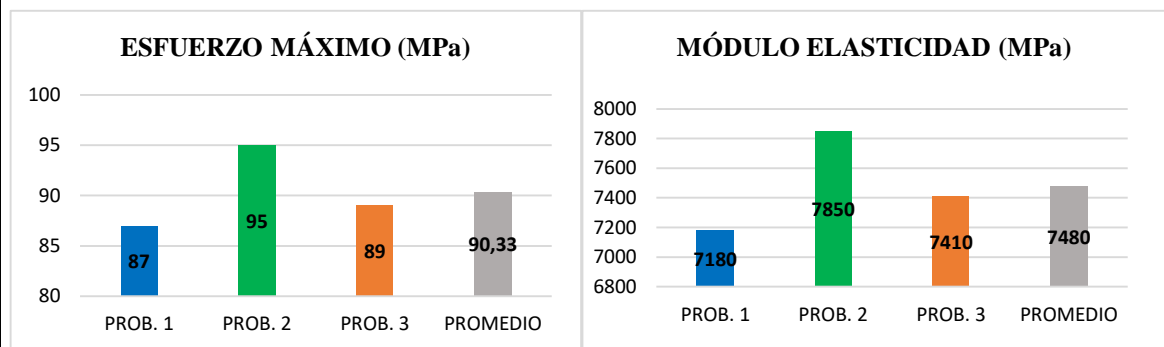
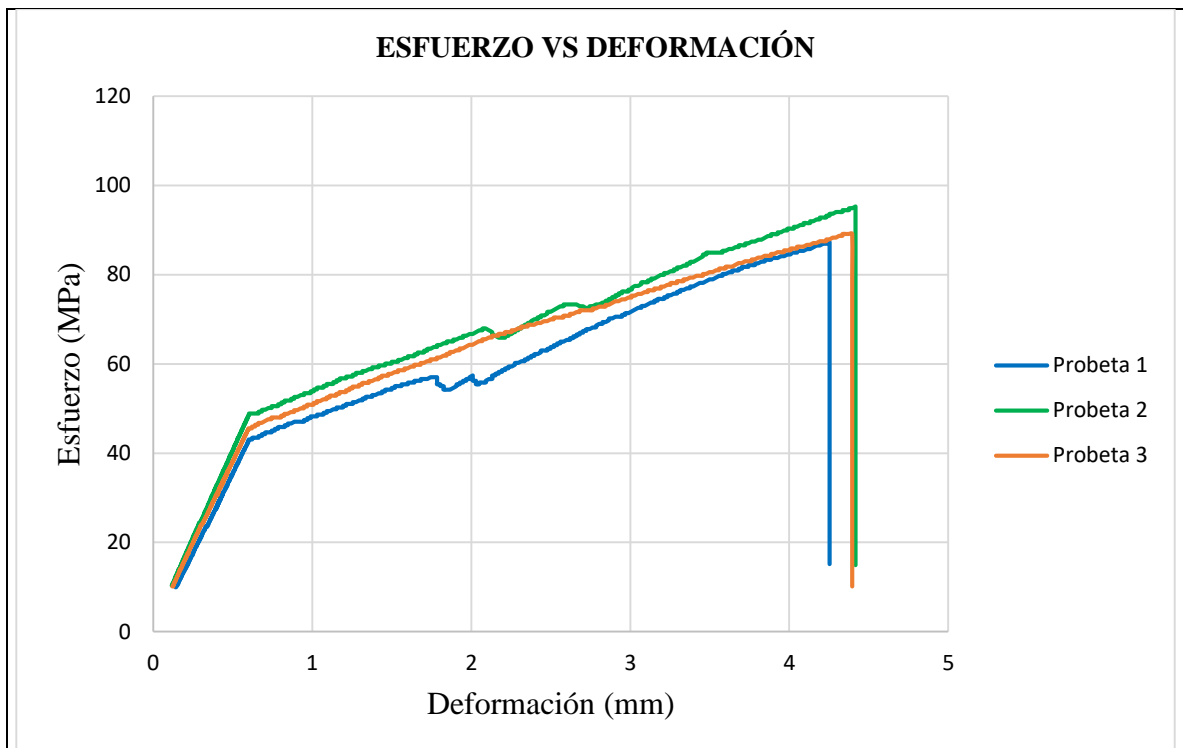
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	4380	47	87	7180	2.5	AGM
2	4600	52	95	7850	5	AGM
3	4380	49	89	7410	2.5	AGM
Promedio	4453.33	49.33	90.33	7480	3.33	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo AGM, lo que significa que las probetas tienen una ruptura angular de la zona calibrada en las probetas.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	90.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	3.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	7480	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	4453.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.6.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 6.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA				
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039						
DATOS INFORMATIVOS						
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C6/45.-45/90-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3	
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	59.99	
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión	
Orientación de la fibra:	45°, -45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.95	
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno	
RESULTADOS						
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	3300	37	71	7120	1.5	LIT
2	4060	45	80	7330	1.5	LIT

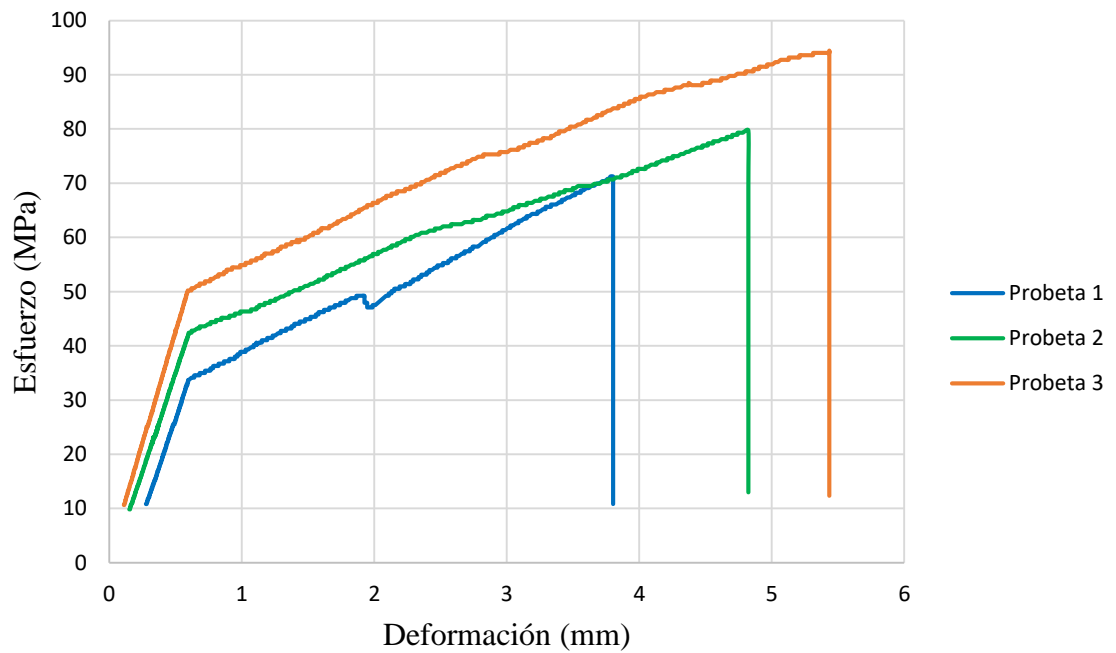
3		4440	51	94	8270	1.5	LIT
Promedio		3933.33	44.33	81.67	7573.33	1.5	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS

ESFUERZO VS DEFORMACIÓN



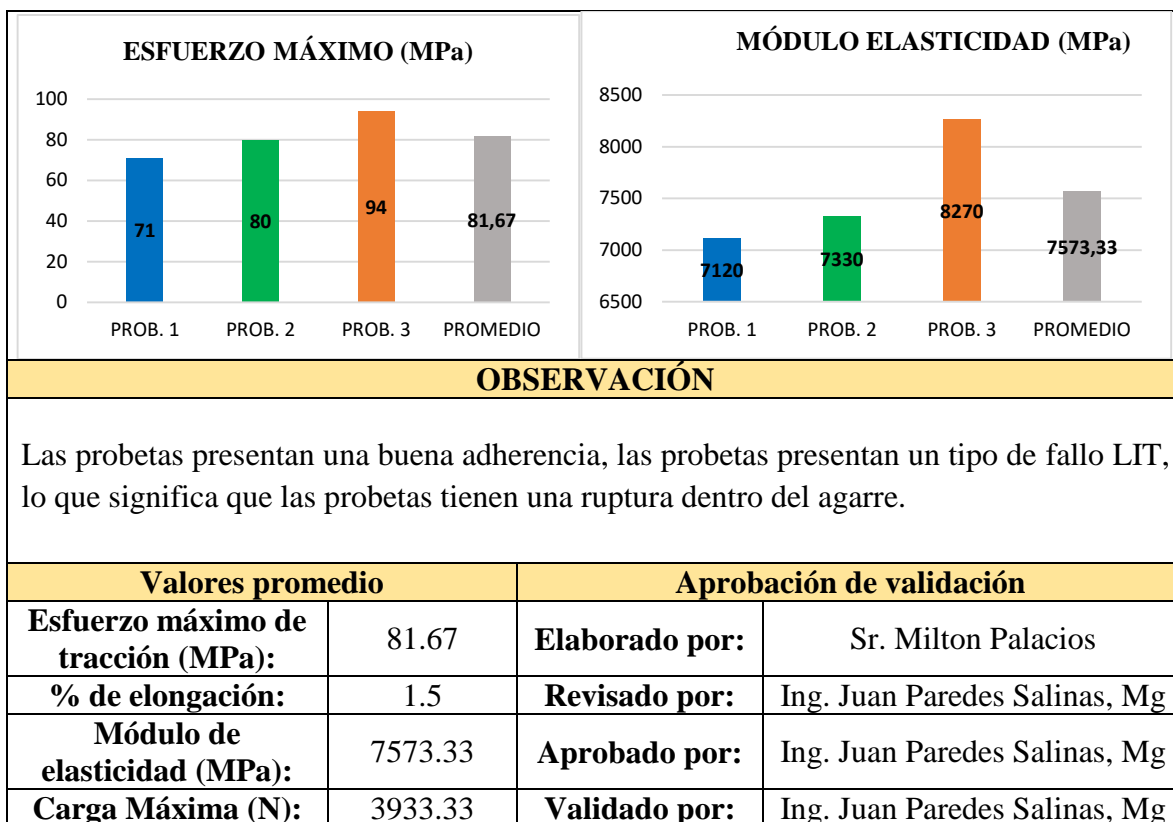


Tabla 3.7.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 7.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C7/0.0/90-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.89
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

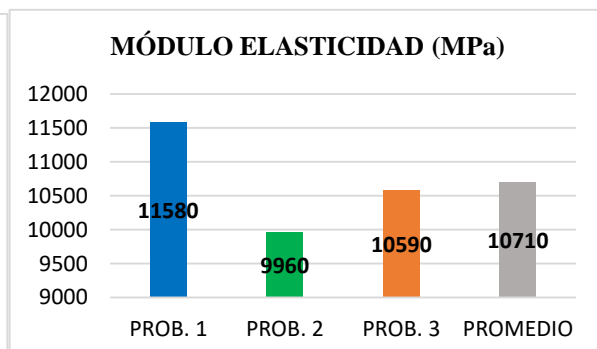
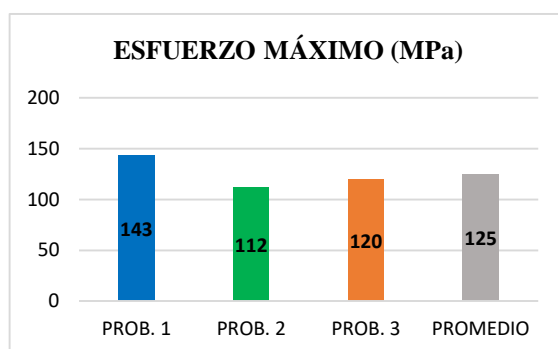
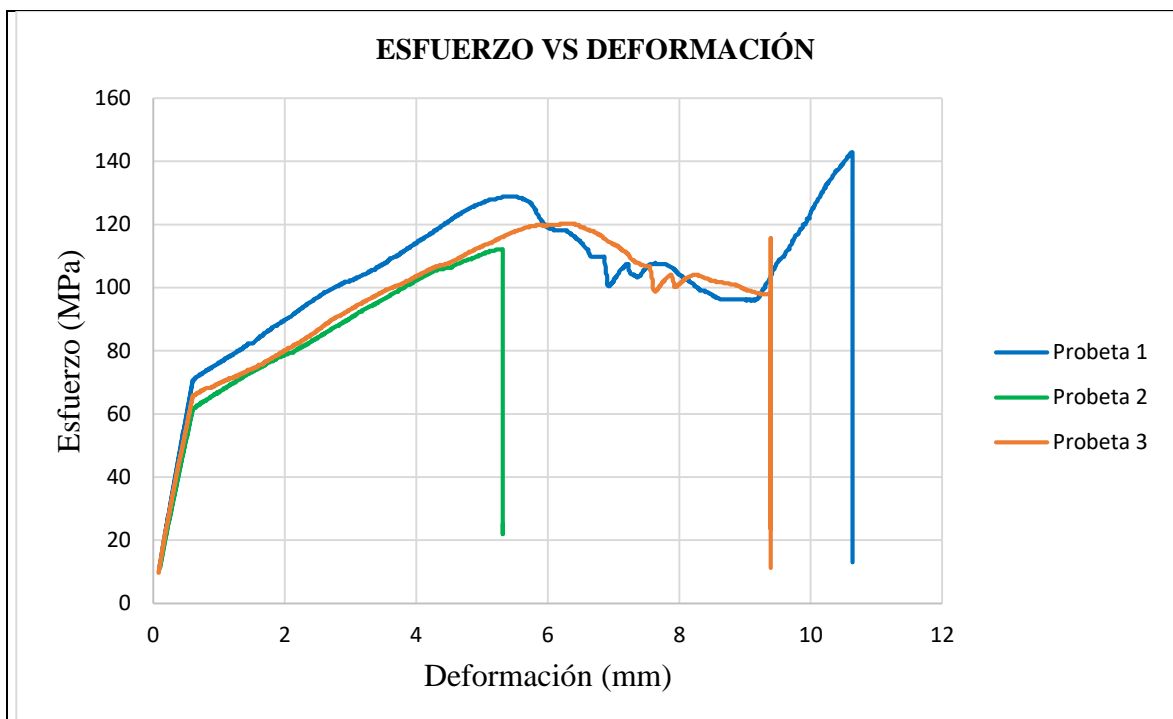
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	6140	74	143	11580	3	LIT
2	5000	65	112	9960	2.5	LIT
3	6240	68	120	10590	3	LAT
Promedio	5793.33	69	125	10710	2.83	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 y 2 presentan un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 3 presenta un tipo de fallo LAT, lo que significa que la probeta tiene una ruptura en la parte superior de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	125	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	2.83	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	10710	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	5793.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.8.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 8.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS							
TRACCIÓN ASTM D3039							
DATOS INFORMATIVOS							
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C8/0.0/90-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
PARÁMETROS DE ENSAYO							
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3		
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	58.99		
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión		
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.66		
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	59	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS							
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado	
1	4220	75	108	11700	6	LIT	
2	5420	73	127	11710	5	AGM	

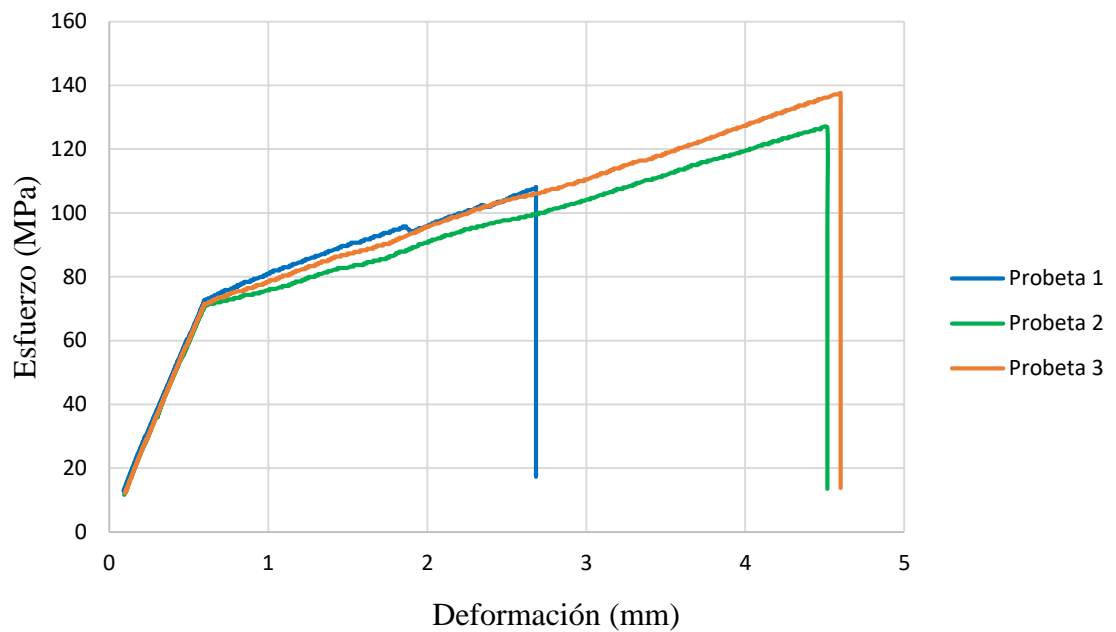
3		5580	76	138	11790	4	LIT
Promedio		5073.33	75.67	124.33	11733.33	5	

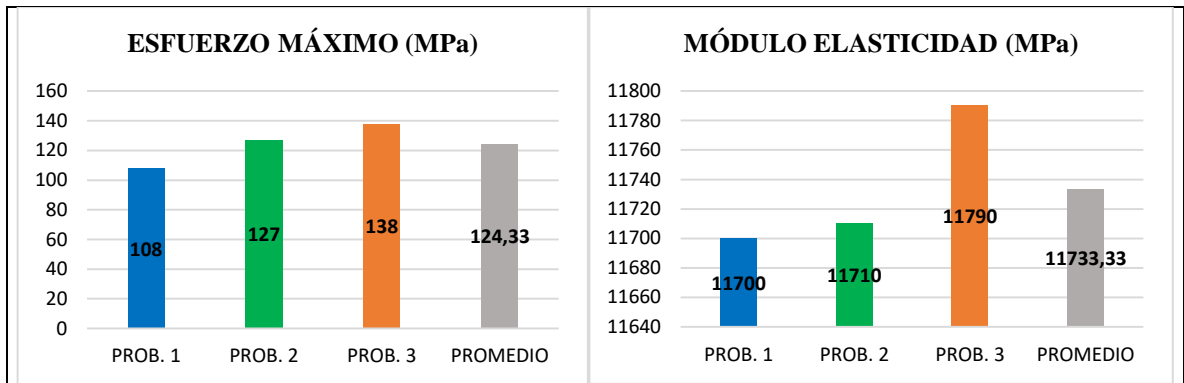
PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS

ESFUERZO VS DEFORMACIÓN





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 y 3 presentan un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 2 presenta un tipo de fallo LAT, lo que significa que la probeta tiene una ruptura angular en la zona calibrada de las probetas.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	124.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	5	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	11733.33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	5073.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.9.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 9.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
	FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS		
TRACCIÓN ASTM D3039			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C9/0.0/90-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.96
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

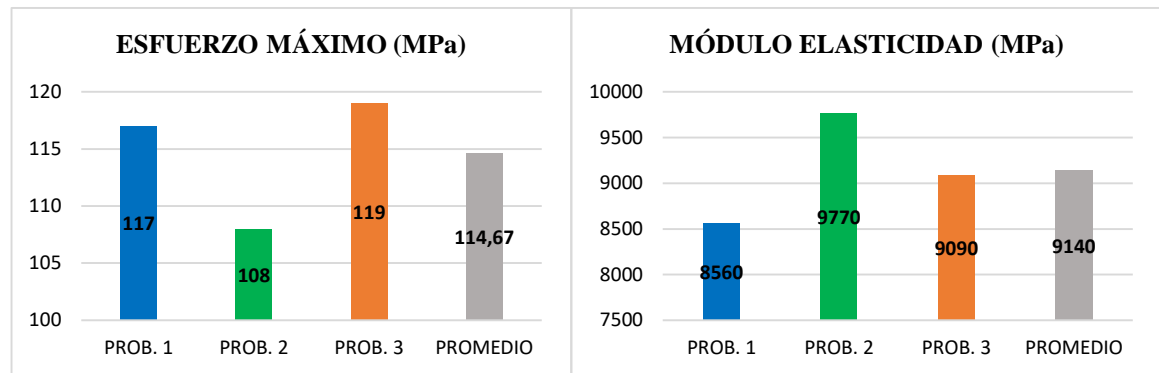
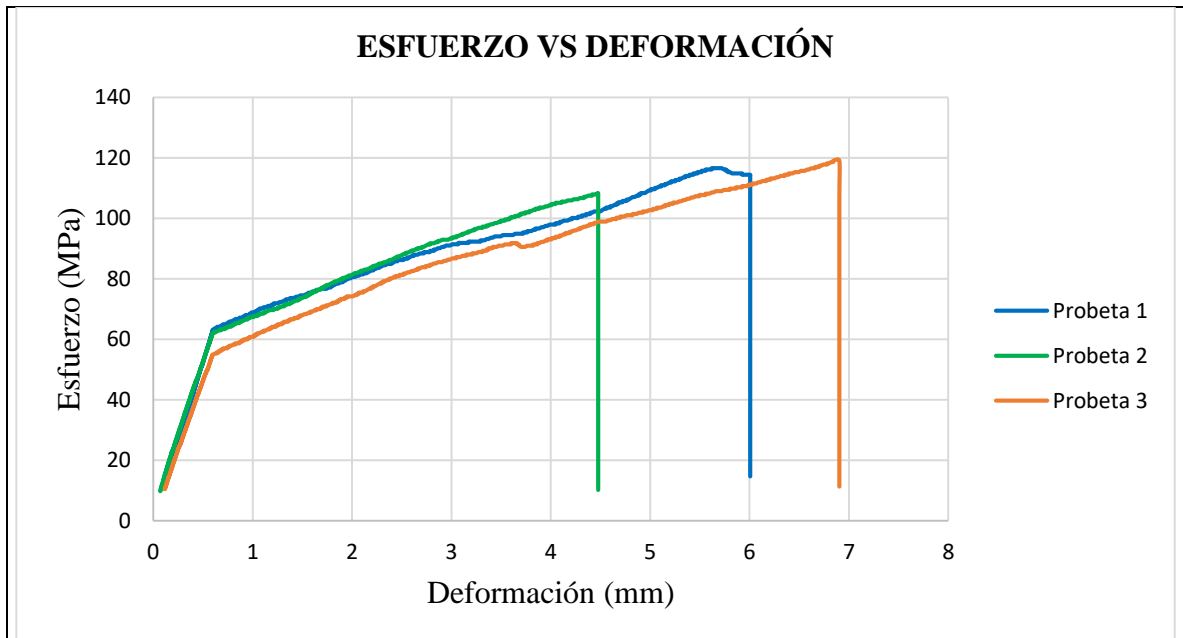
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	5380	65	117	8560	3.5	LAT
2	5500	65	108	9770	2.5	LAT
3	5680	60	119	9090	3.5	LGM
Promedio	5520	63.33	114.67	9140	3.17	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 2 presentan un tipo de fallo LAT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura en la parte superior. La probeta 2 presenta un tipo de fallo LGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura lateral en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	114.67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	3.17	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	9140	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	5520	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.10.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 10.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA				
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039						
DATOS INFORMATIVOS						
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C10/-45.45/90-T		
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3	
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	59.99	
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión	
Orientación de la fibra:	-45°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.95	
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno	
RESULTADOS						
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	4960	55	98	8550	4	LIT
2	3760	41	79	7250	4	LGM

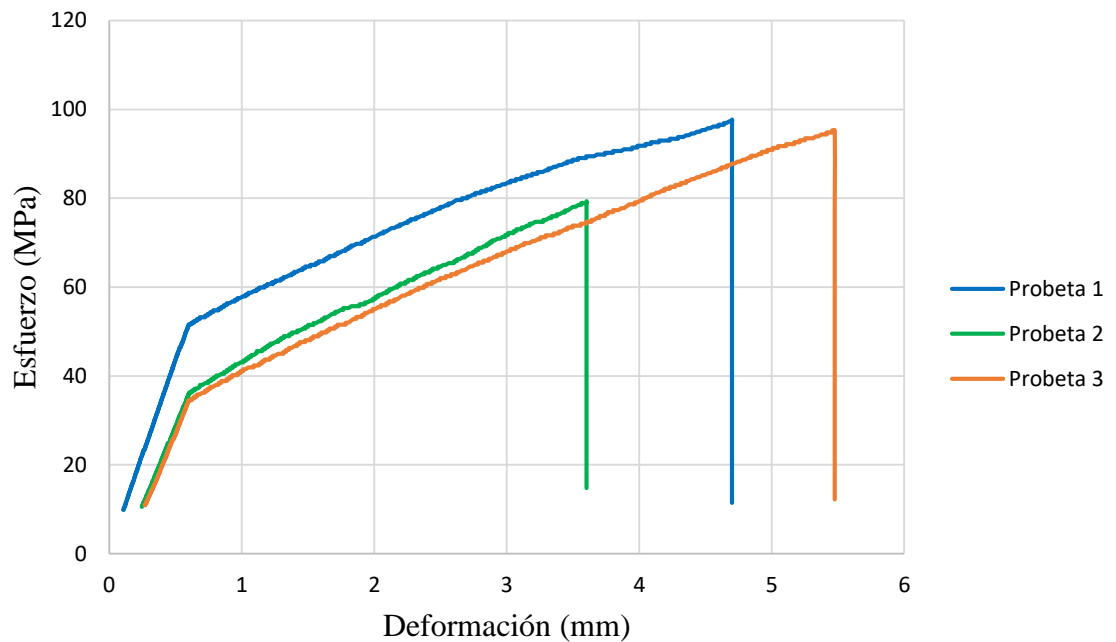
3		4360	48	95	4440	3.5	LGM
Promedio		4360	48	90.67	6746.67	3.83	

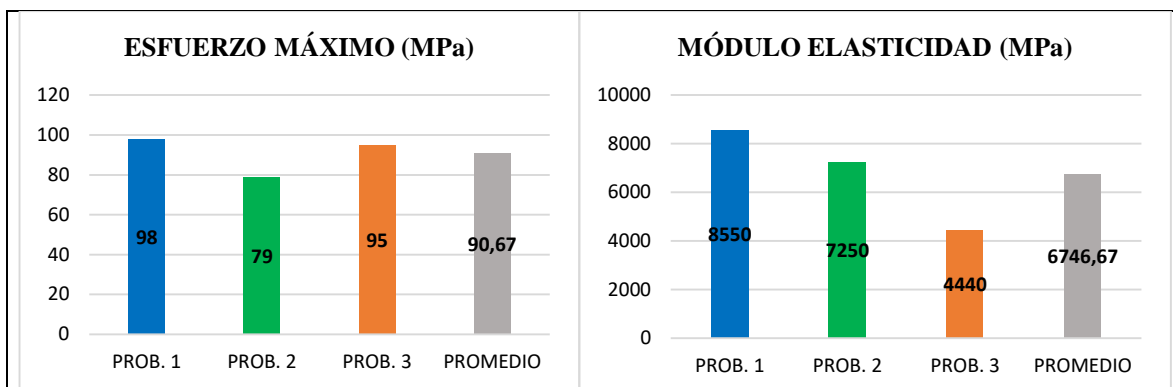
PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS

ESFUERZO VS DEFORMACIÓN





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 presenta un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 2 y 3 presentan un tipo de fallo LGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura lateral en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	90.67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	3.83	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	6746.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	4360	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.11.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 11.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
	FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS		
TRACCIÓN ASTM D3039			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C11/45.45/90-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	45°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.95
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

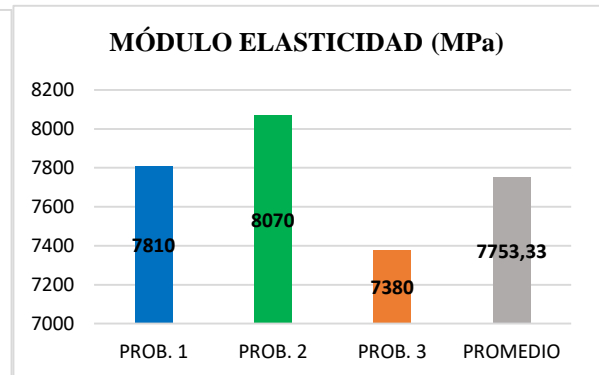
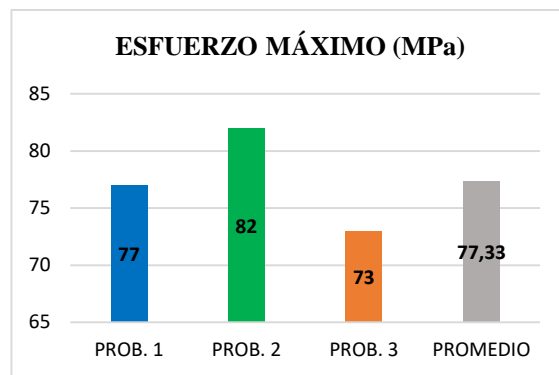
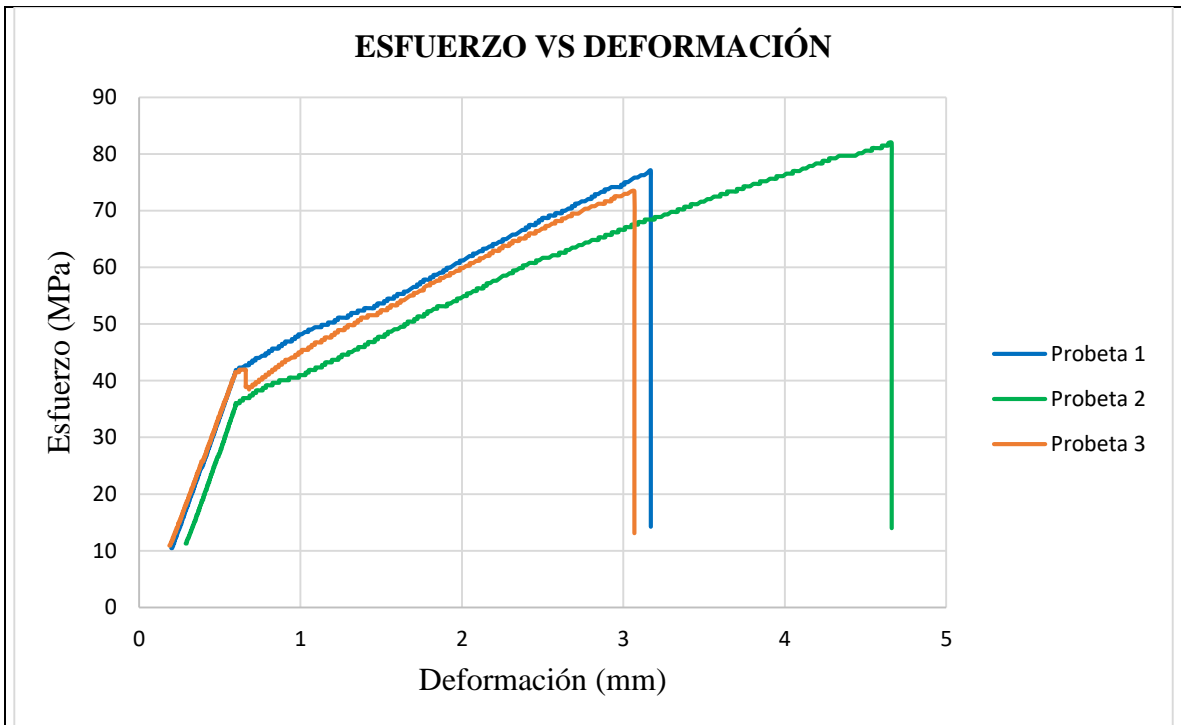
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	3680	46	77	7810	3.5	LAT
2	3640	41	82	8070	4.5	AGM
3	3360	41	73	7380	5	AGM
Promedio	3560	42.67	77.33	7753.33	4.33	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS








OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 presenta un tipo de fallo LAT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura en la parte superior de la probeta. La probeta 2 y 3 presentan un tipo de fallo AGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura angular en la zona calibrada de la probeta.

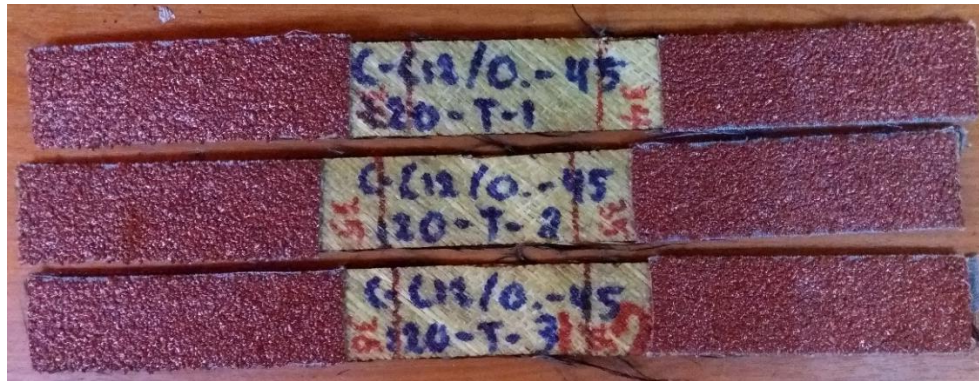
Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	77.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	4.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	7753.33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	3560	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.12.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 12.

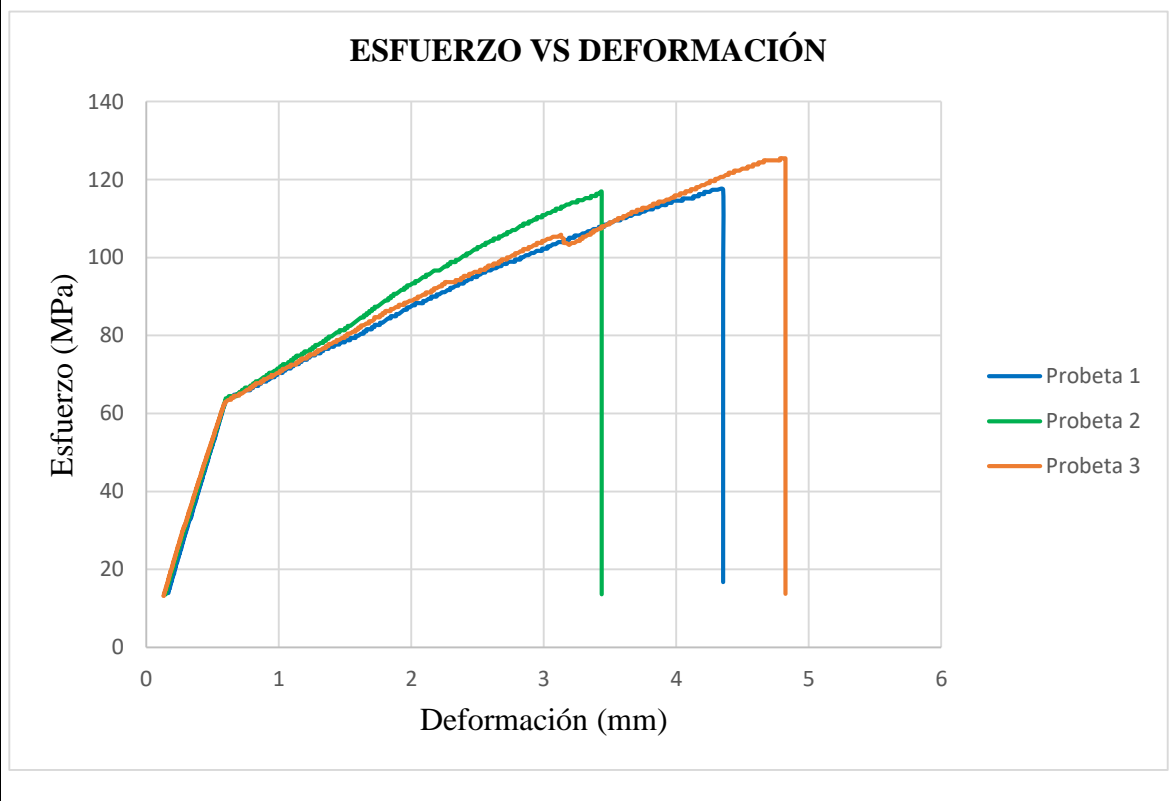
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS							
TRACCIÓN ASTM D3039							
DATOS INFORMATIVOS							
Tipo de estudio:	Experimental		Codificación	C-C12/0.-45/120-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022		Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador						
PARÁMETROS DE ENSAYO							
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3		
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	60.99		
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión		
Orientación de la fibra:	0°,-45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.49		
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS							
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado	

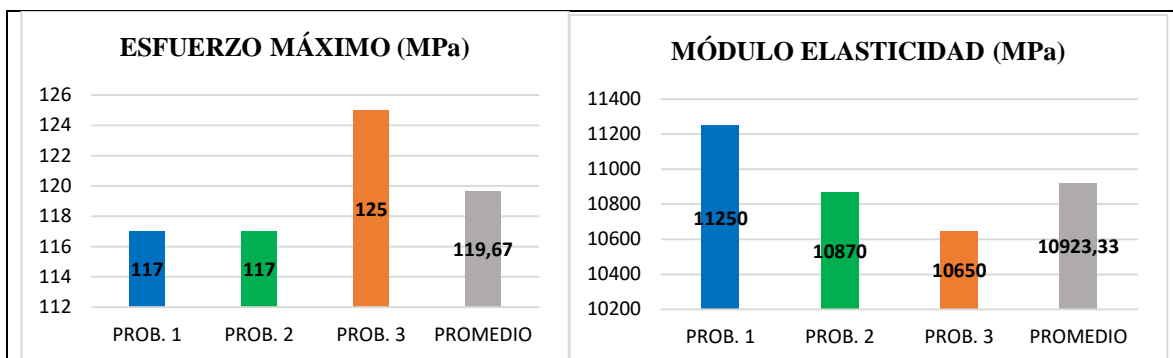
1		4200	67	117	11250	4.5	LIT
2		4280	68	117	10870	6.5	AGM
3		4740	68	125	10650	5.5	AGM
Promedio		4406.67	67.67	119.67	10923.33	5.5	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 presenta un tipo de fallo LIT, lo que significa que la probeta tiene una ruptura dentro del agarre. La probeta 2 y 3 presentan un tipo de fallo AGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura angular en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	119.67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	5.5	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	10923.33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	4406.67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.13.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 13.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
	FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS TRACCIÓN ASTM D3039		
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C13/-45.0/120-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
PARÁMETROS DE ENSAYO			
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039
		Número de probetas	3

Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.06
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

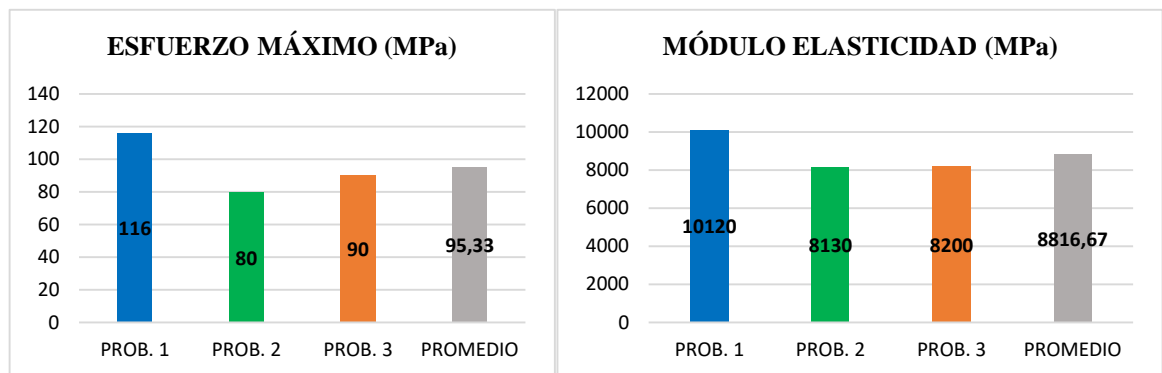
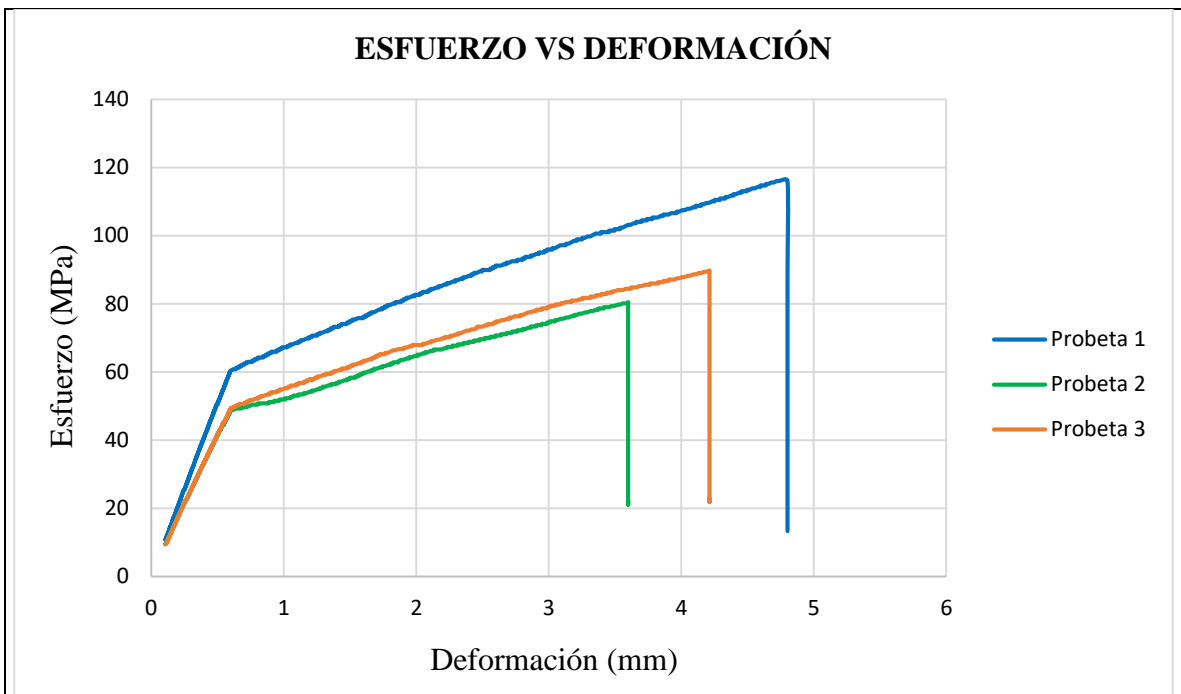
RESULTADOS

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	5420	64	116	10120	4	LIT
2	4280	50	80	8130	3	LIT
3	4680	53	90	8200	5.5	AGM
Promedio	4793.33	55.67	95.33	8816.67	4.16	

PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS








OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 2 presenta un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre. La probeta 3 presenta un tipo de fallo AGM, lo que significa que la probeta tiene una ruptura angular en la zona calibrada de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	95.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	4.16	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	8816.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	4793.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.14.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 14.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA				
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039						
DATOS INFORMATIVOS						
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C14/45.0/120-T			
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B			
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3	
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:	61.99	
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión	
Orientación de la fibra:	45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.98	
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno	
RESULTADOS						
N° de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado

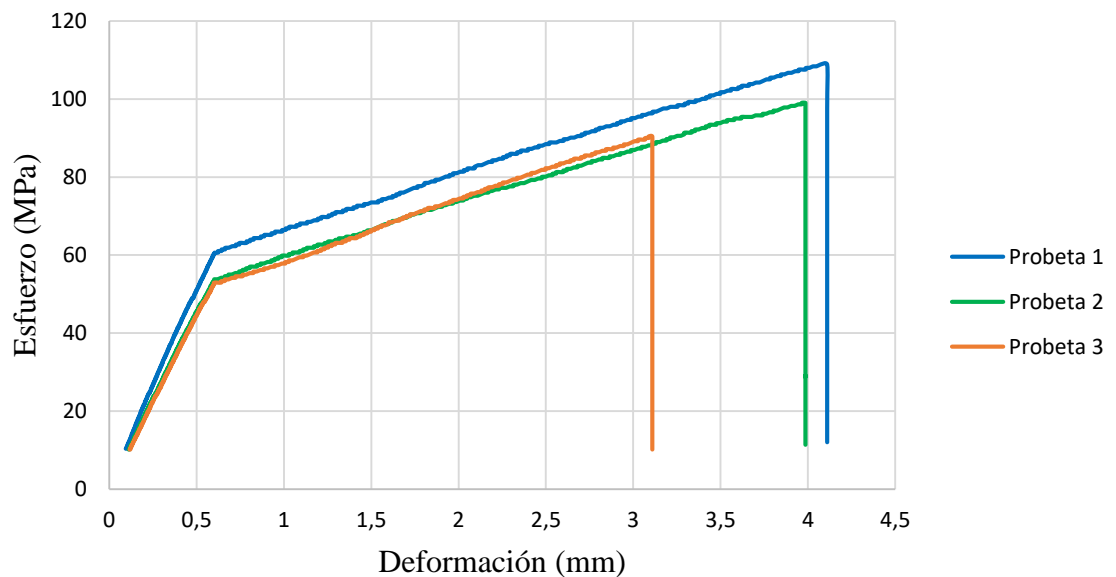
1		5240	64	109	10110	4.5	LGM
2		4900	57	99	9020	6	LGM
3		4440	55	90	9030	2	LIT
Promedio		4860	58.67	99.33	9386.67	4.17	

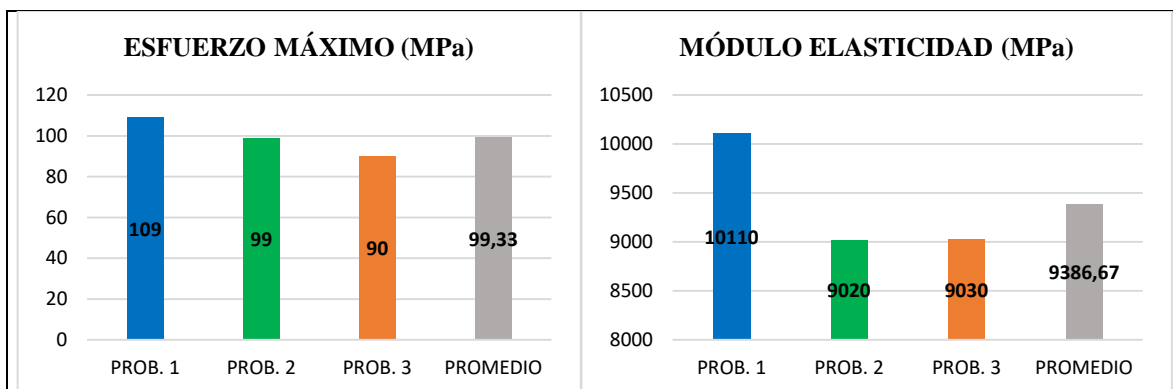
PROBETAS ENSAYADAS



GRÁFICAS

ESFUERZO VS DEFORMACIÓN






OBSERVACIÓN

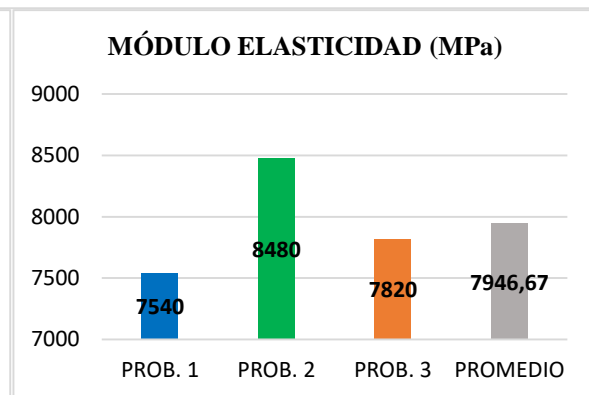
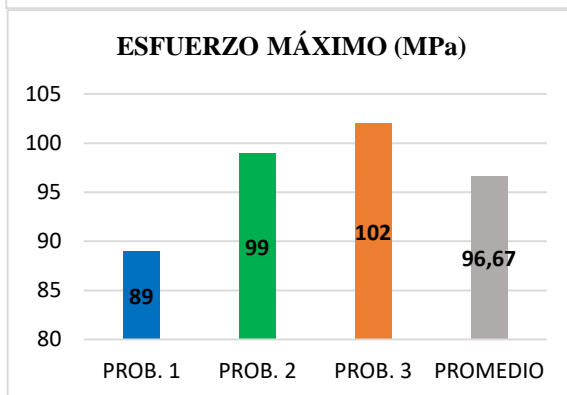
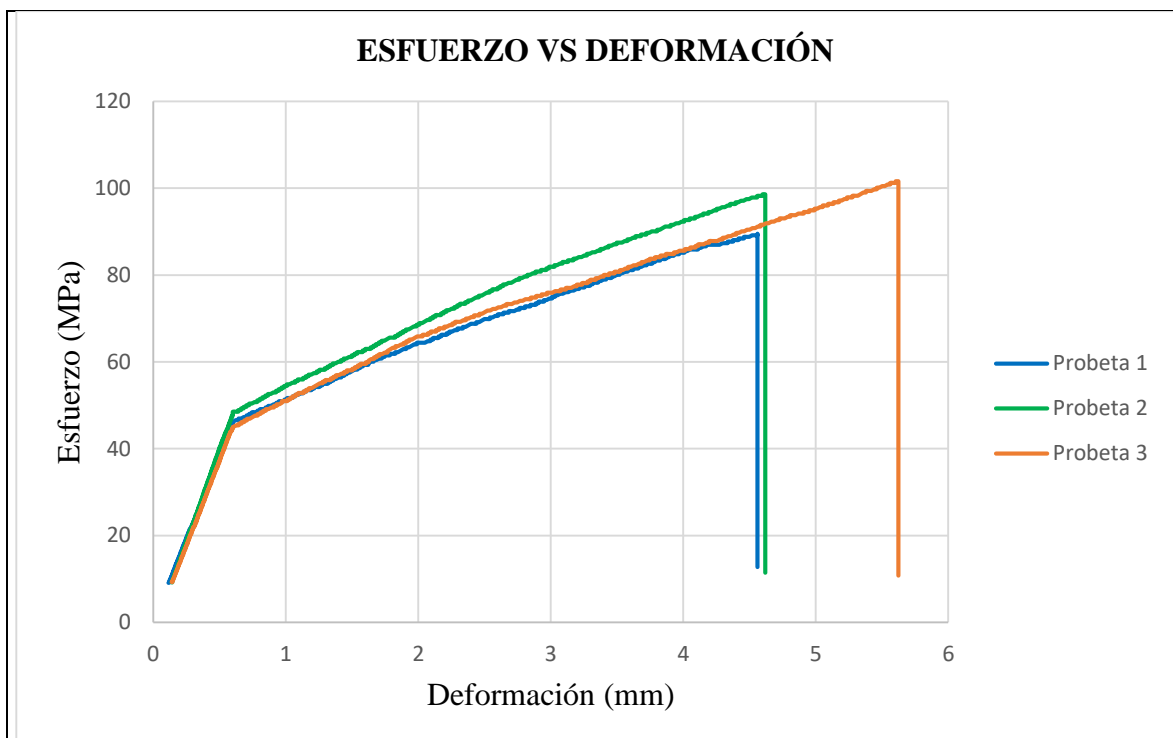
Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 2 presenta un tipo de fallo LGM, lo que significa que las probetas tienen una ruptura lateral en la zona calibrada de las probetas. La probeta 3 presenta un tipo de fallo LIT, lo que significa que la probeta tiene una ruptura dentro del agarre.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	99.33	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	4.17	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	9386.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	4860	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.15.- Ficha técnica del material compuesto a tracción caso 15.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C15/0.45/120-T
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039	Número de probetas	3	
Marca:	Aeropox y PR2032	Dimensiones:	250*25*e	Peso de la matriz:		
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambir a	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión	
Orientación de la fibra:	0°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.20	
Peso de las fibras FC+FCh (gr)		Velocidad de ensayo	2mm/min	Tiempo de curado	2h en horno	
RESULTADOS						
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (MPa)	Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)	% de elongación	Tipo de fallo evaluado
1	4920	49	89	7540	5	AGM
2	5320	52	99	8480	4	LIT
3	5460	51	102	7820	3	LIT
Promedio	5233.3	50.67	96.67	7946.67	4	
PROBETAS ENSAYADAS						
						
GRÁFICAS						



OBSERVACIÓN


Las probetas presentan una buena adherencia, la probeta 1 presenta un tipo de fallo AGM, lo que significa que las probetas tienen una ruptura angular en la zona calibrada de la probeta. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de fallo LIT, lo que significa que las probetas tienen una ruptura dentro del agarre.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de tracción (MPa):	96.67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
% de elongación:	4	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de elasticidad (MPa):	7946.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Carga Máxima (N):	5233.3	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
--------------------------	--------	----------------------	-------------------------------

3.1.2 Recolección de datos del ensayo a Flexión

Tabla 3.16.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 1.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C1/0.-45/60-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,-45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.91
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla

1	3062	54.05	11.55	3310	OAB
2	3757	74.55	10.31	5360	OAT
3	2770	70	9.62	4880	OAB
Promedio	3196.33	66.2	10.49	4516.67	

PROBETAS ENSAYADAS



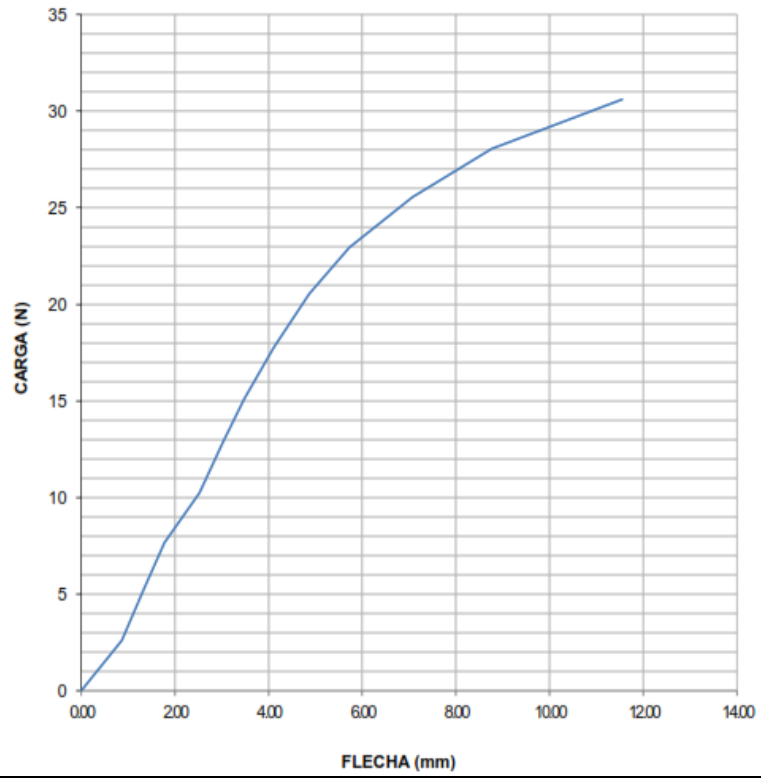
GRÁFICAS

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 1

DESIGNACIÓN: C-C1/0.-45/60-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

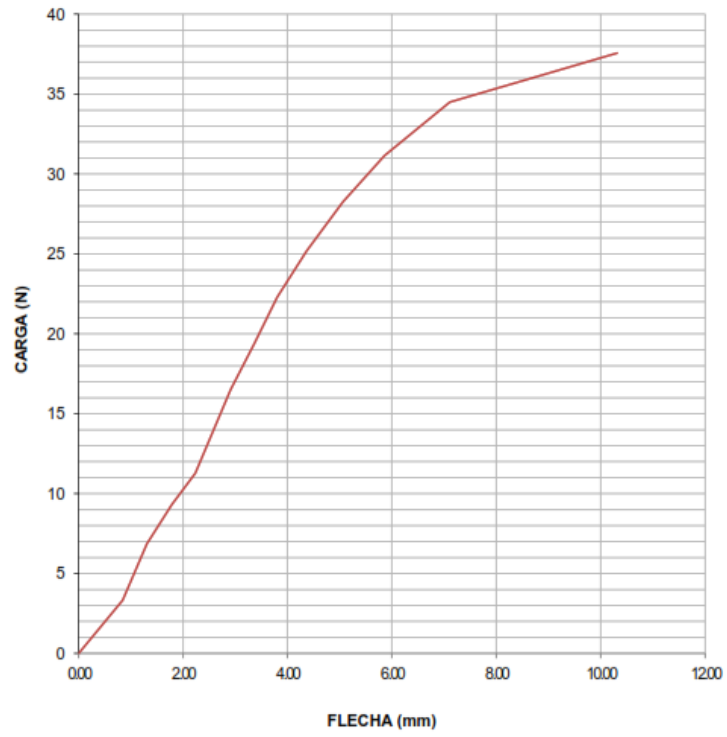


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 2

DESIGNACIÓN: C-C1/0.-45/60-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

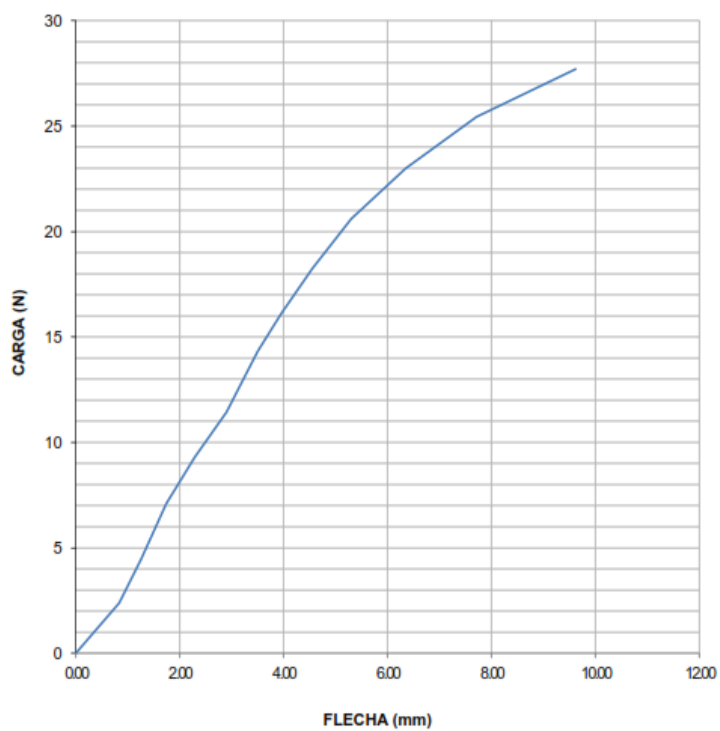


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

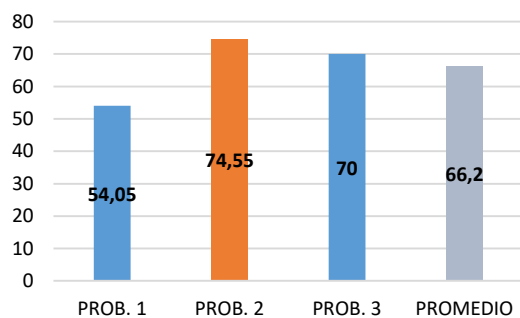
MUESTRA N°: 3

DESIGNACION: C-C1/0.-45/60-F-3

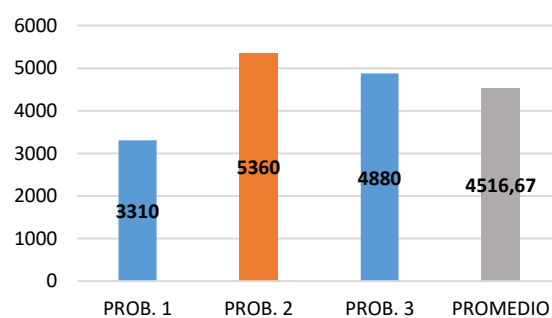
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)



OBSERVACIÓN


Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 3 presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la

falla es profunda. La probeta 2 tiene un tipo de fallo OAT lo que significa que la falla se localiza en la puta de carga la localización de la falla es posterior de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	66.2	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	4516.67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	10.49	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	3196.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.17.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 2.

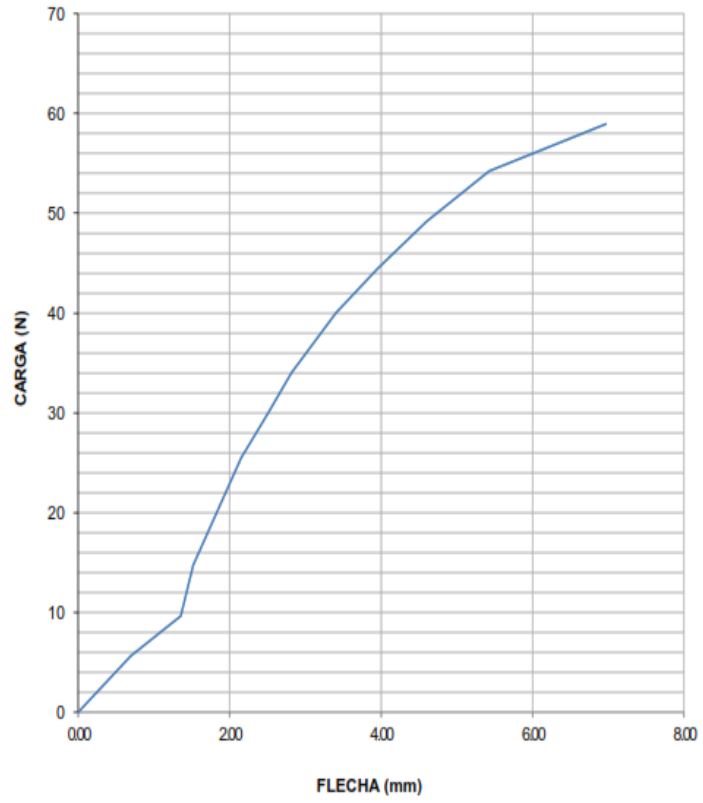
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN_ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C2/-45.0/60-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	58.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.08

Peso de las fibras FC+FCh (gr)	59	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	58.93	104.77	6.97	3550	OAB
2	61.28	97.73	6.6	4460	OAT
3	54.12	101.23	7.8	9400	OAT
Promedio	58.11	101.24	7.12	5803.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

MUESTRA N°:4

DESIGNACIÓN:C-C2/45.0/60-F-1

FECHA DE ENSAYO:16-may-22

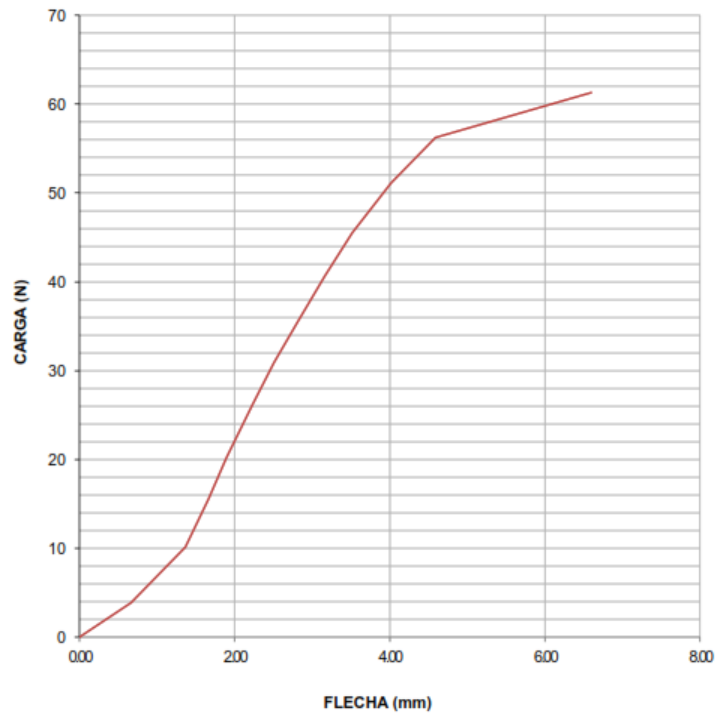


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 5

DESIGNACIÓN: C-C2/45.0/60-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

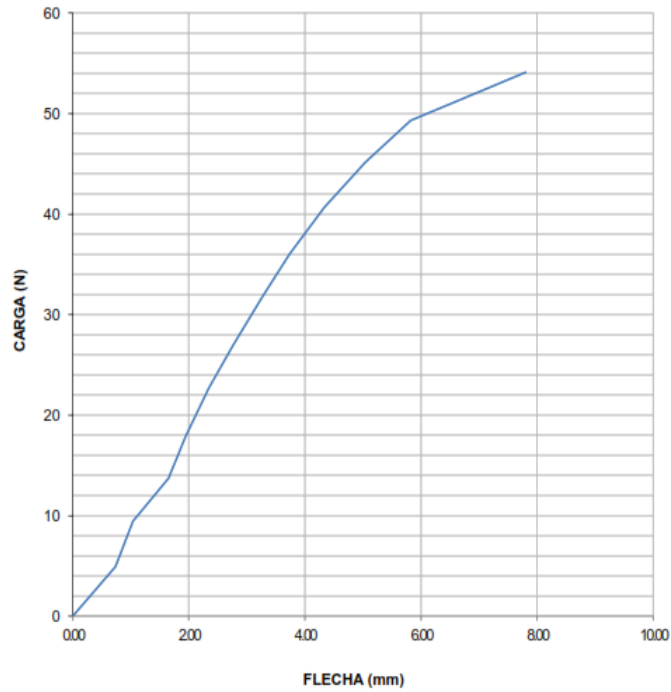


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

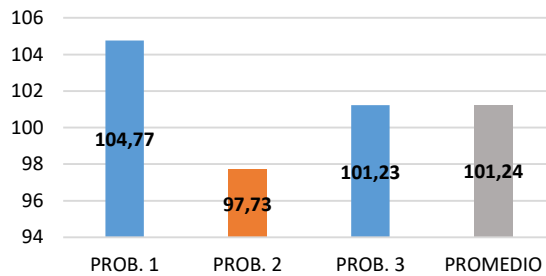
MUESTRA N°: 6

DESIGNACIÓN: C-C2/45.0/60-F-3

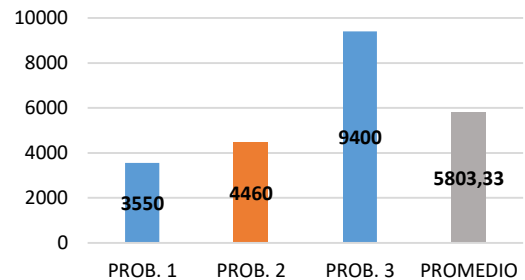
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)






OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 2 presentan un tipo de fallo OAT lo que significa que la falla se localiza en la punta de carga la localización de la falla es posterior de la probeta. La probeta 3 tiene un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	101.24	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	5803.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	7.12	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	58.11	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.18.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 3.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C3/45.0/60-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.08
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

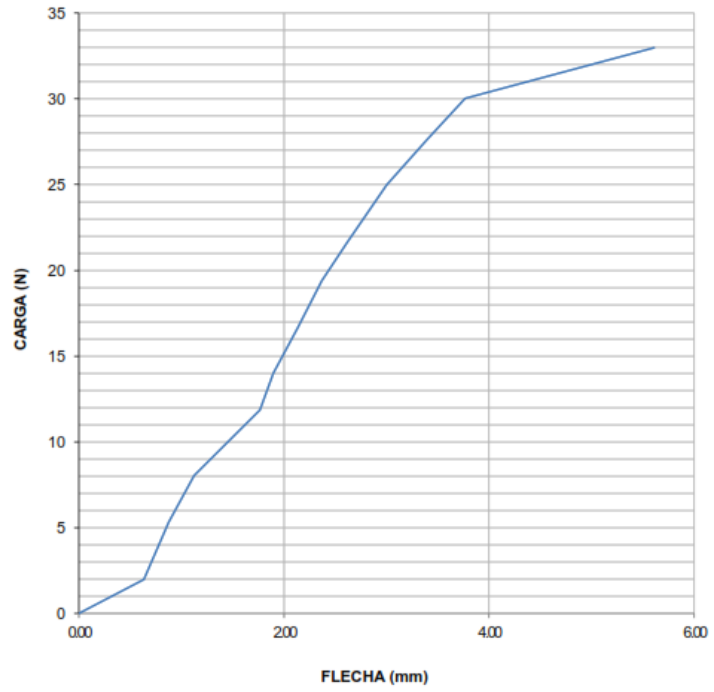
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	32.98	58.64	5.61	8020	OAB
2	65.02	103.69	10.47	4490	OAB
3	41.57	77.76	6.93	7830	OAB
Promedio	46.52	80.03	7.67	6780	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 7

DESIGNACIÓN: C-C3/45.0/60-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

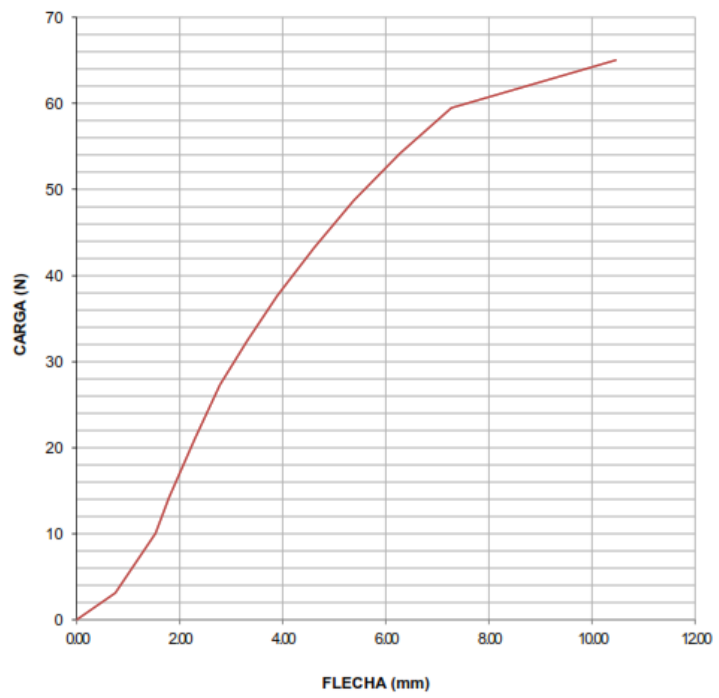


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 8

DESIGNACIÓN: C-C3/45.0/60-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

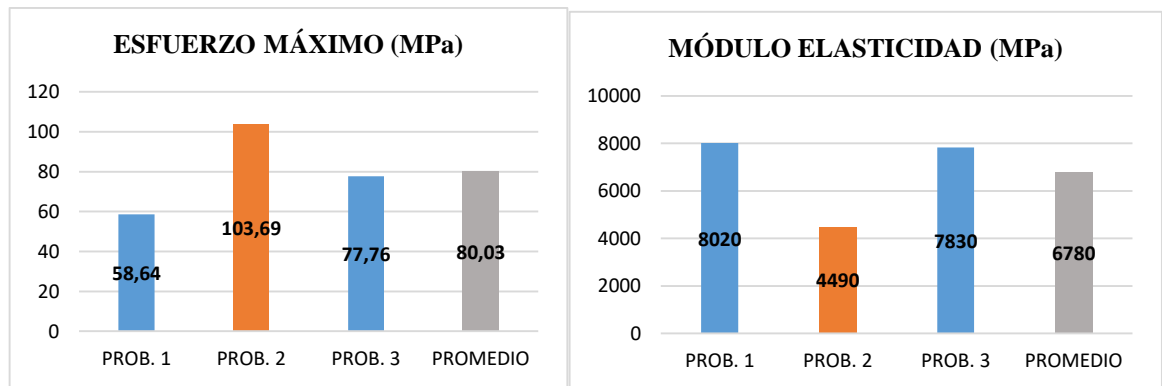
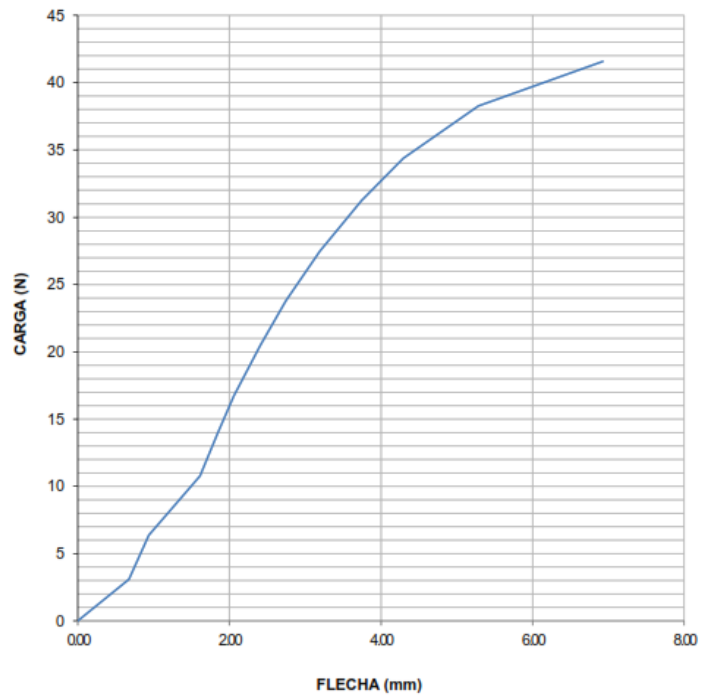


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 9

DESIGNACIÓN: C-C3/45.0/60-F-3

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN



Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.


Valores promedio

Aprobación de validación

Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	80.03	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	6780	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	7.67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	46.52	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.19.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 4.

 <p style="text-align: center;">UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C4/0.45/60-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.00
Peso de las fibras	60	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

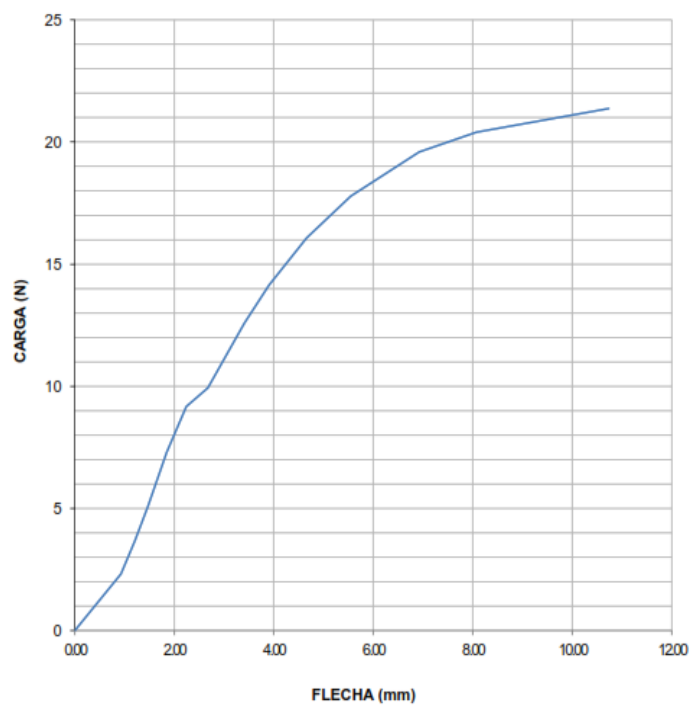
FC+FCh (gr)					
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	21.38	40.66	10.73	3200	OAB
2	22.43	47.33	10.16	4460	OAB
3	23.35	38.46	9.72	4440	OAB
Promedio	22.38	42.15	10.20	4033.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 10

DESIGNACIÓN: C-C4/0.45/60-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

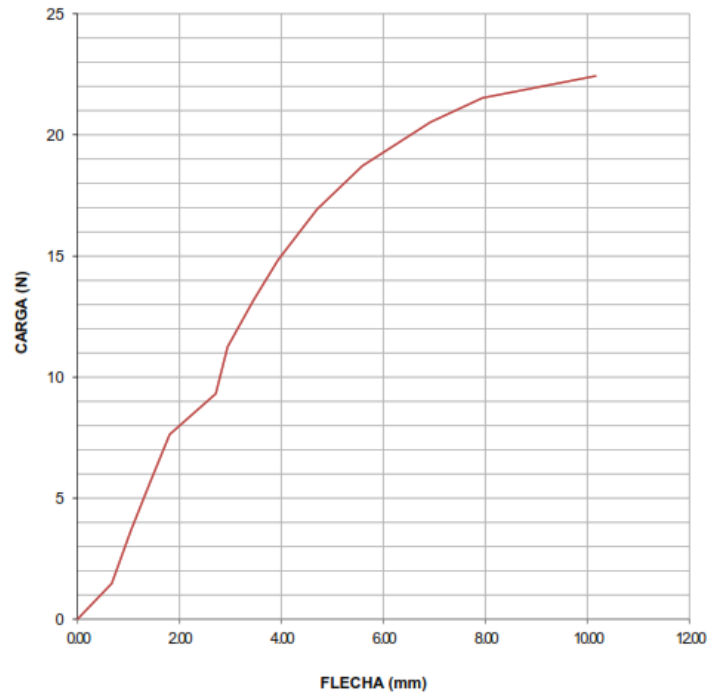


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 11

DESIGNACIÓN: C-C4/0.45/60-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

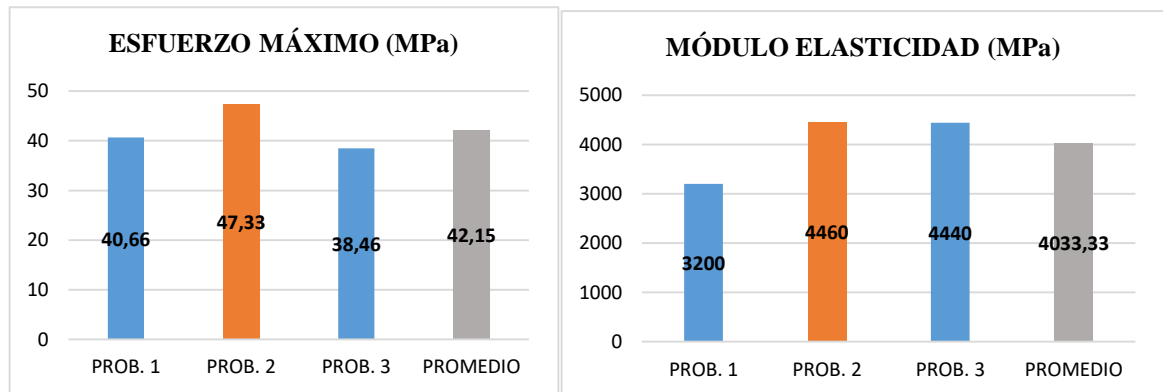
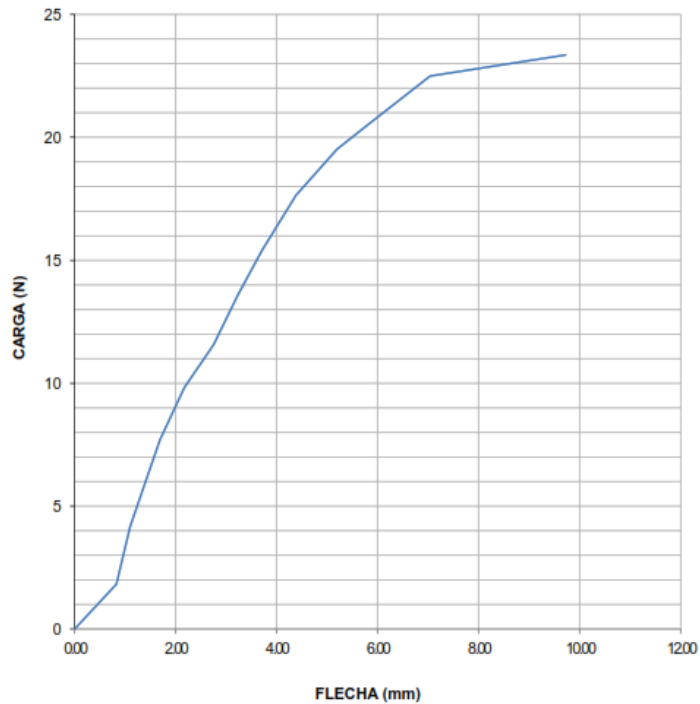


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 12

DESIGNACIÓN: C-C4/0.45/60-F-3

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio

Aprobación de validación

Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	42.15	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	4033.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	10.20	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	22.38	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.20.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 5.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C5/-45.-45/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°, -45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.11
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					

Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	40.57	63.42	10.06	4940	OAB
2	36.54	61.88	10.96	3940	OAT
3	21.57	38.46	12.58	1860	OAB
Promedio	32.89	54.58	11.2	3580	

PROBETAS ENSAYADAS



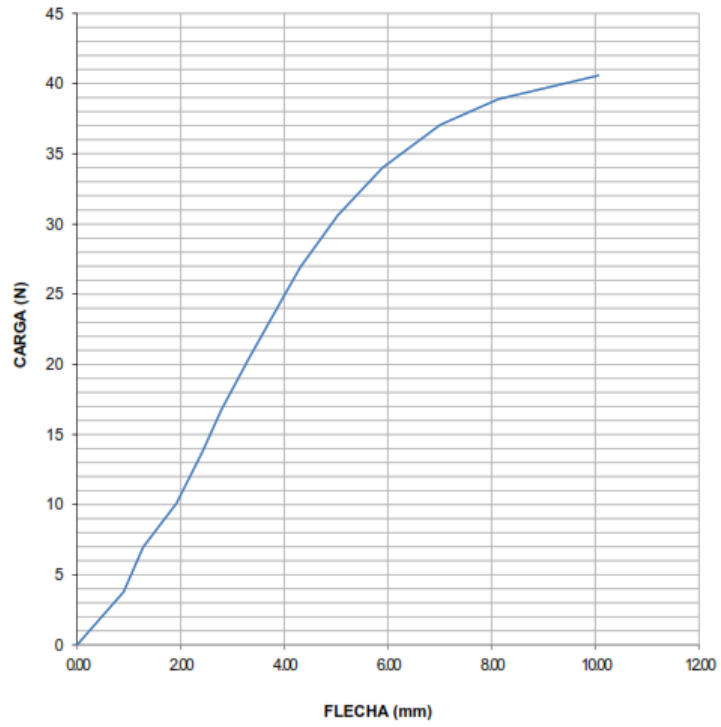
GRÁFICAS

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 13

DESIGNACIÓN: C-C5/45-45/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

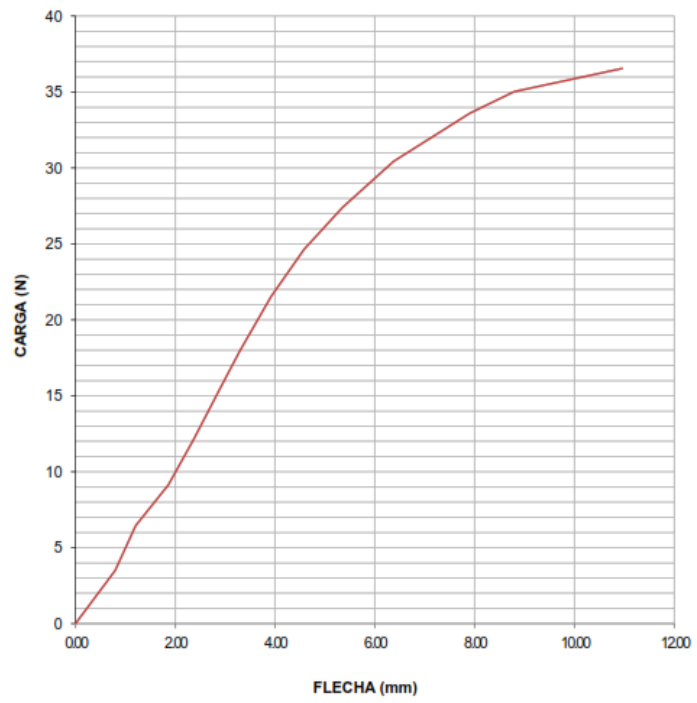


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 14

DESIGNACIÓN: C-C5/45-45/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

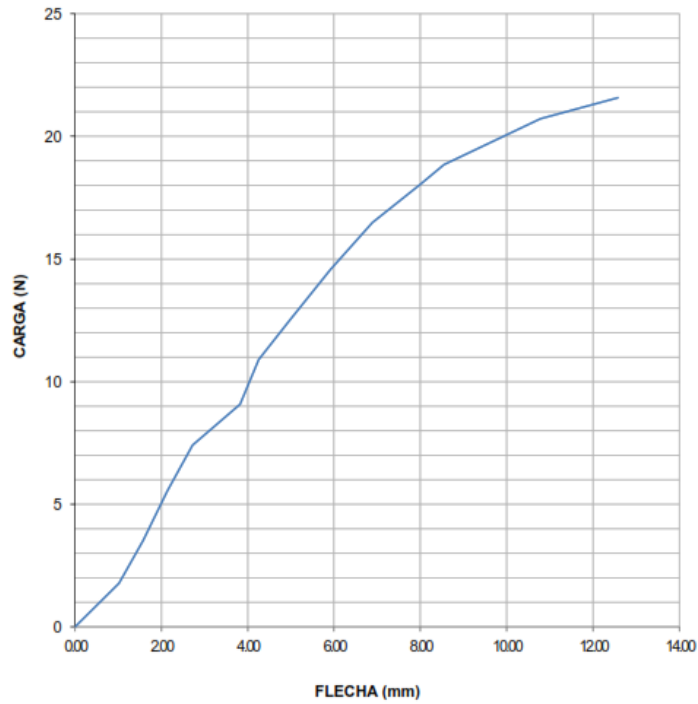


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

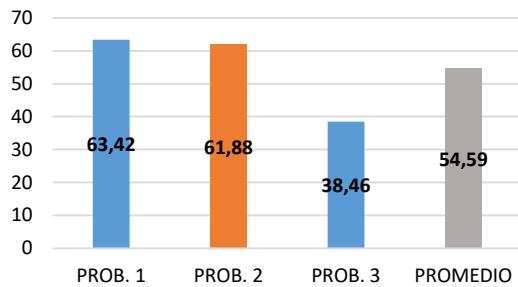
MUESTRA N°: 15

DESIGNACIÓN: C-C5/45-45/90-F-3

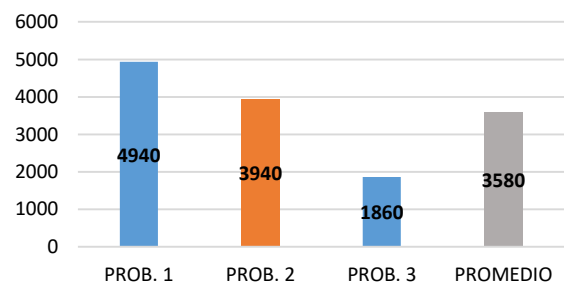
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 3 presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda. La probeta 2 tiene un tipo de fallo OAT lo que significa que la falla se localiza en la punta de carga la localización de la falla es posterior de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	54.58	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	3580	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	11.2	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	32.89	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.21.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 6.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C6/45.-45/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	45°,-45°	Orden de capas:	FC+FCh+FC h	Espesor promedio:	1.89
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

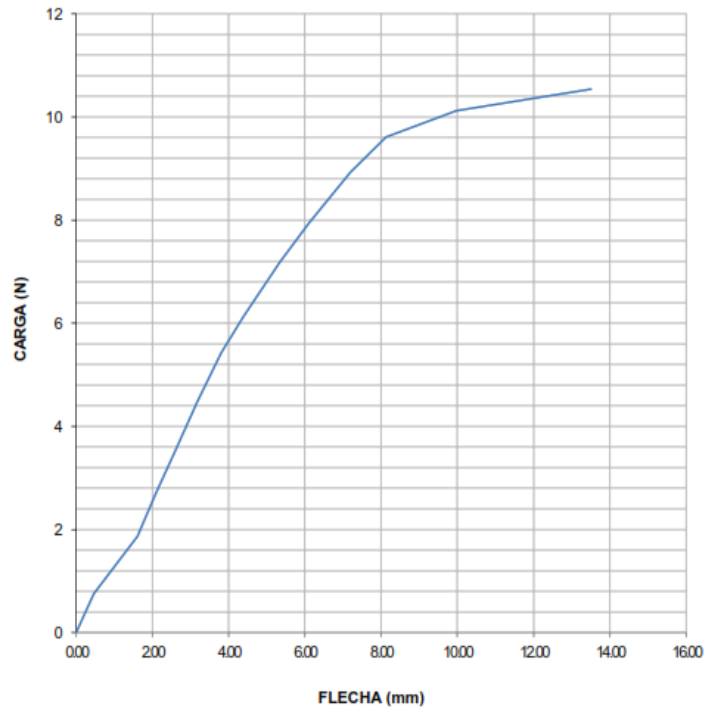
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	10.54	20.26	13.51	6490	OAB
2	26.21	54.58	12.8	3460	OAB
3	27.19	62.44	11.2	4880	OAB
Promedio	21.31	45.76	12.50	4943.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 16

DESIGNACIÓN: C-C6/45.-45/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

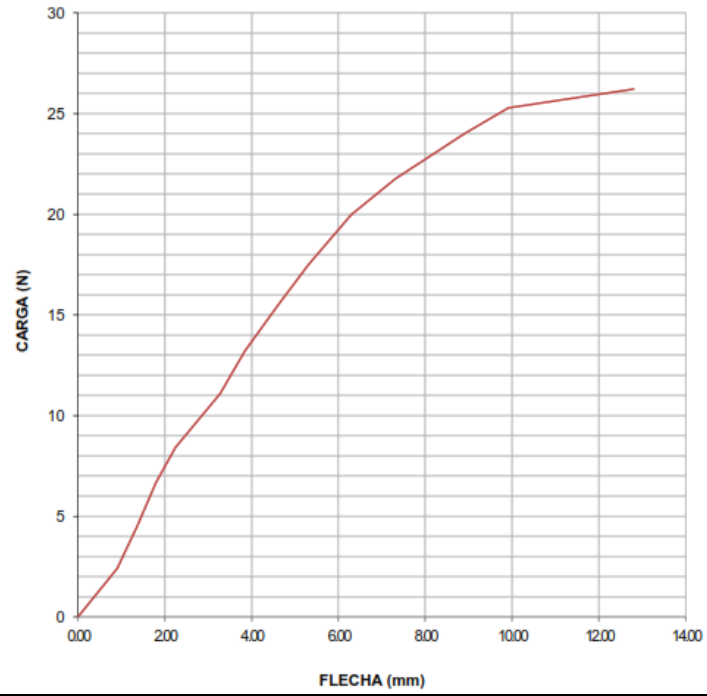


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 17

DESIGNACIÓN: C-C6/45.-45/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

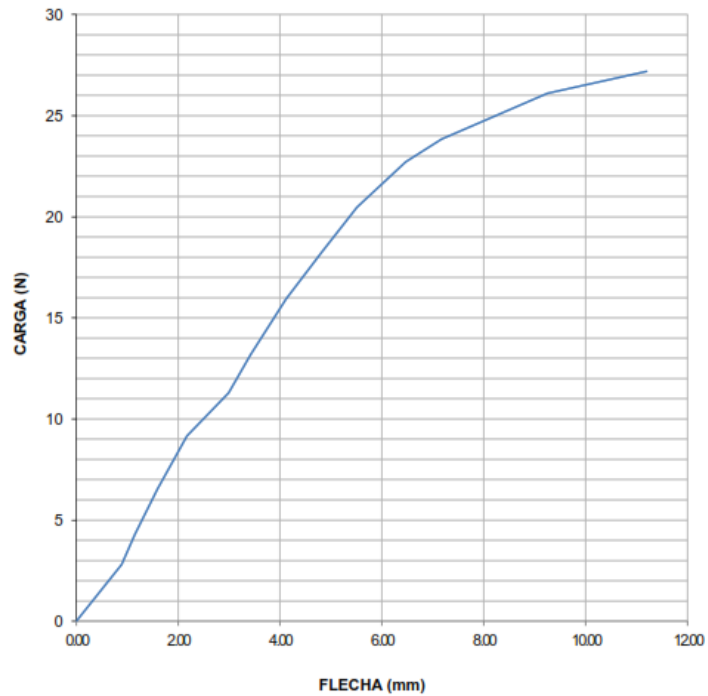


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

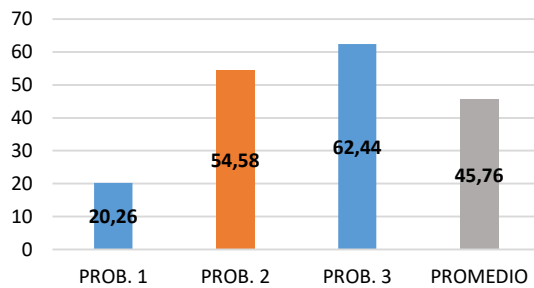
MUESTRA N°: 18

DESIGNACIÓN: C-C6/45.-45/90-F-3

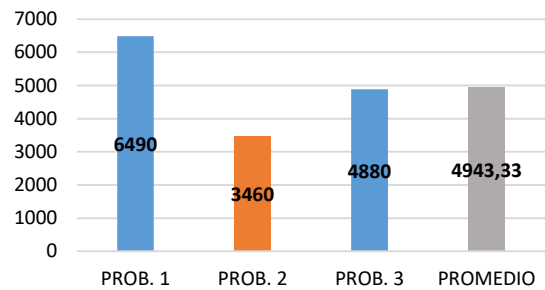
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)




OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	45.76	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	4943.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	12.50	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	21.31	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.22.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 7.

 <p style="text-align: center;">UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p> 					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C7/0.0/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.89

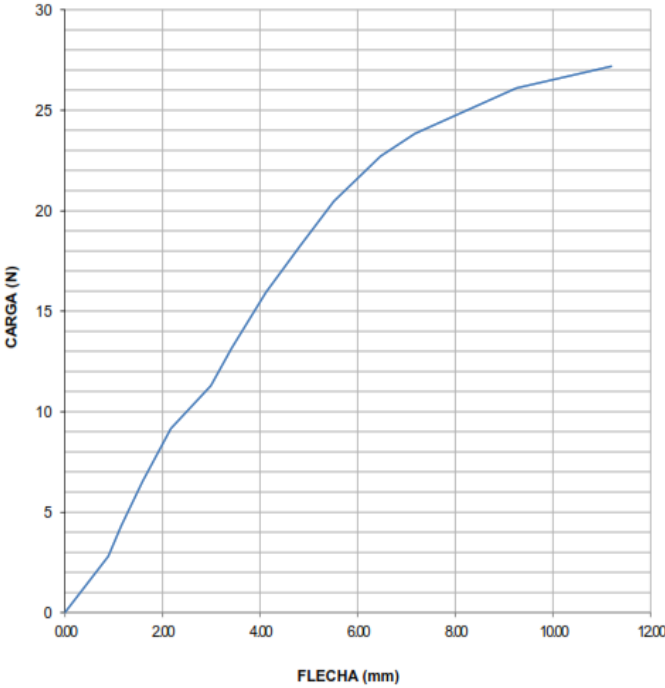
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	42.04	80.84	6.86	8790	OAB
2	39.98	83.24	7.82	9770	OAB
3	38.76	89	5.21	9220	OAU
Promedio	40.26	84.36	6.63	9260	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 18

DESIGNACIÓN: C-C6/45.-45/90-F-3

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

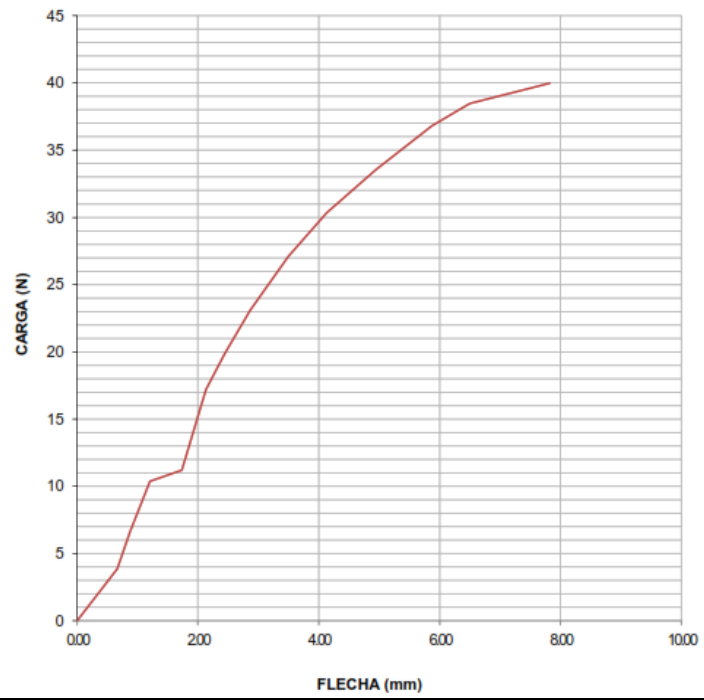


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 20

DESIGNACIÓN: C-C7/0.0/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

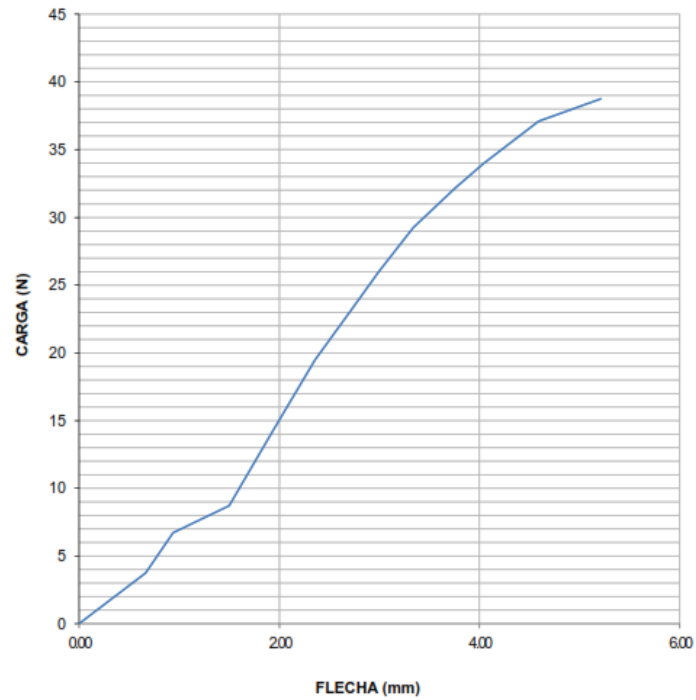


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

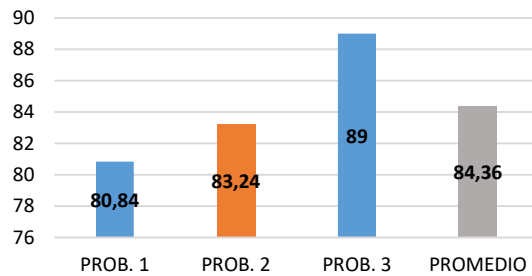
MUESTRA N°: 21

DESIGNACIÓN: C-C7/0.0/90-F-3

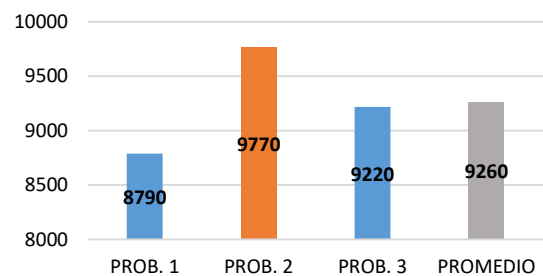
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)





OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 2 presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda. La probeta 3 tiene un tipo de fallo OAU lo que significa que la falla se localiza en la punta de carga la localización de la falla es desconocida.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	84.36	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	9260	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	6.63	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	40.26	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.23.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 8.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C8/0.0/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	58.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.70
Peso de las fibras	59	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

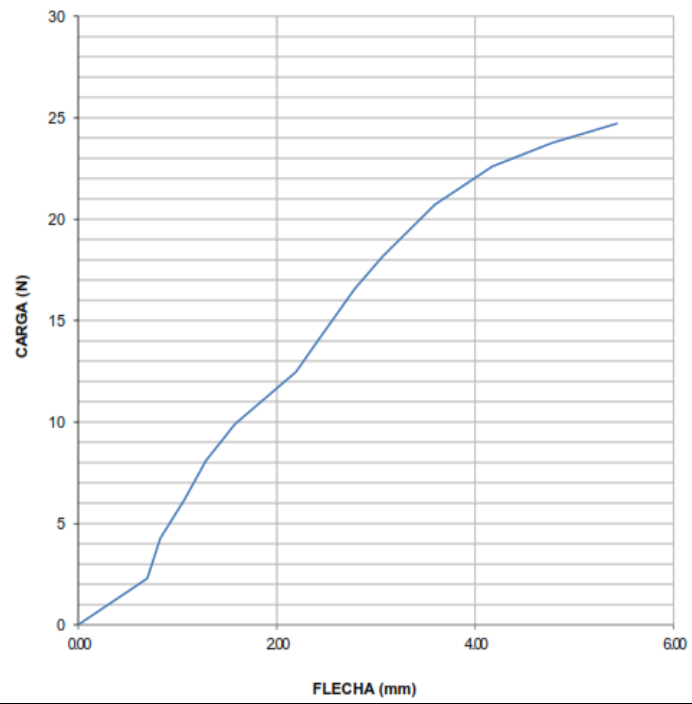
FC+FCh (gr)					
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	24.72	62.27	5.43	14800	OAB
2	23.03	53.68	6.06	10700	OAB
3	32.51	98.33	9.52	12900	OAB
Promedio	26.75	71.42	7.00	12800	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 22

DESIGNACIÓN: C-C8/0.0/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

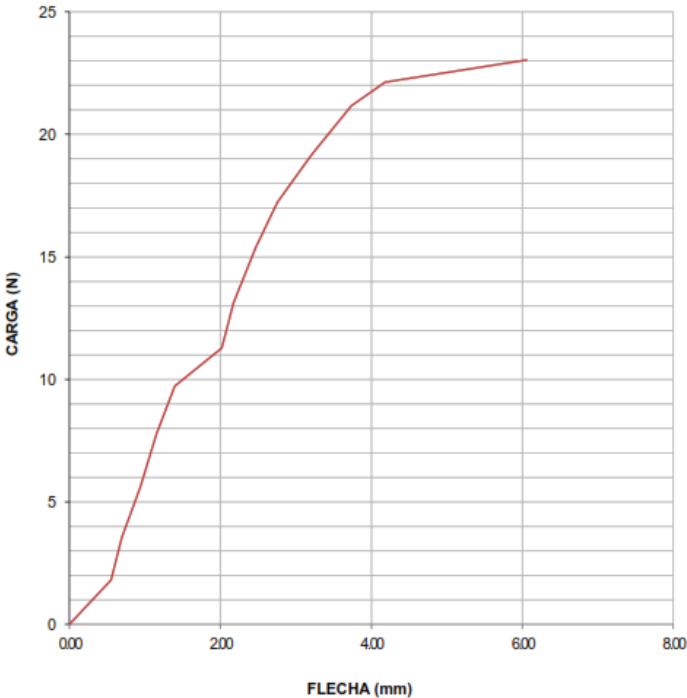


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 23

DESIGNACIÓN: C-C8/0.0/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

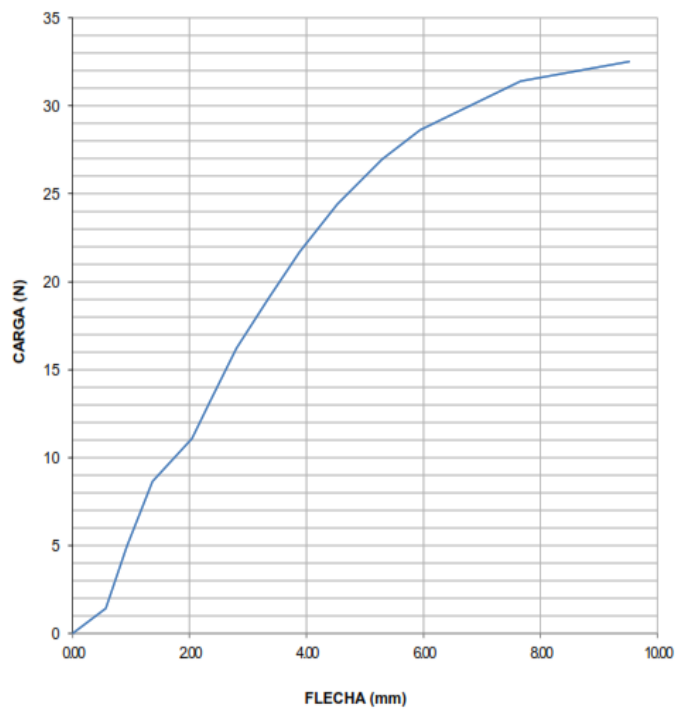


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

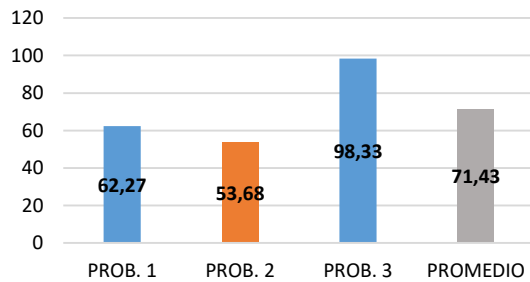
MUESTRA N°:24

DESIGNACIÓN:C-C8/0.0/90-F-3

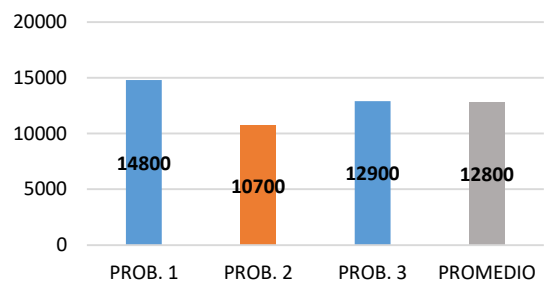
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)






OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	71.42	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	12800	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	7.00	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	26.75	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.24.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 9.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C9/0.0/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.87
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

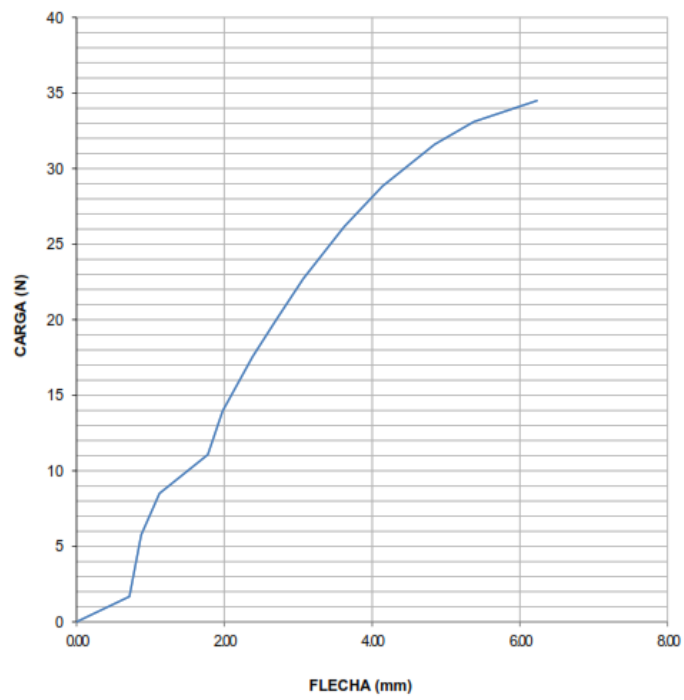
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	34.49	92.05	6.23	2670	OAB
2	47.8	114.46	8.26	6660	OAU
3	30.67	49.71	5.93	8390	OAB
Promedio	37.65	85.40	6.80	5906.66	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA Nº: 25

DESIGNACIÓN: C-C9/0.0/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

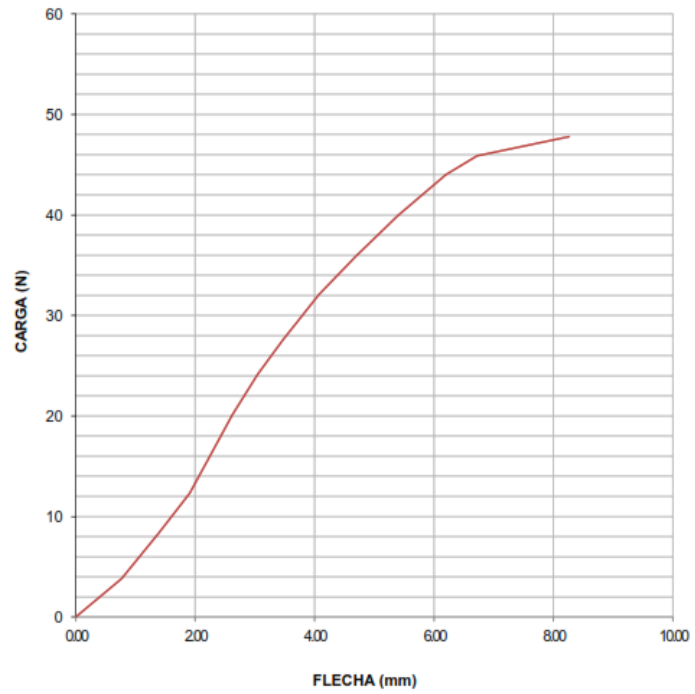


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 26

DESIGNACIÓN: C-C9/0.0/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

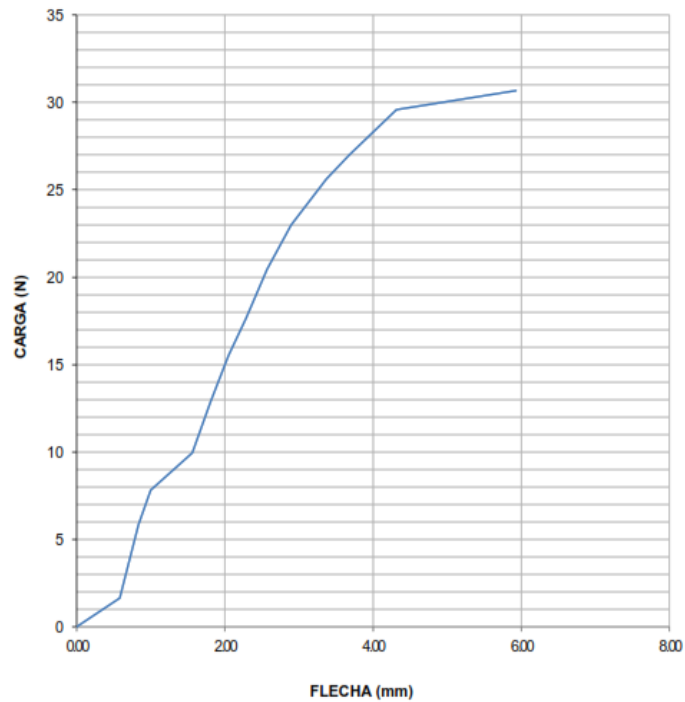


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

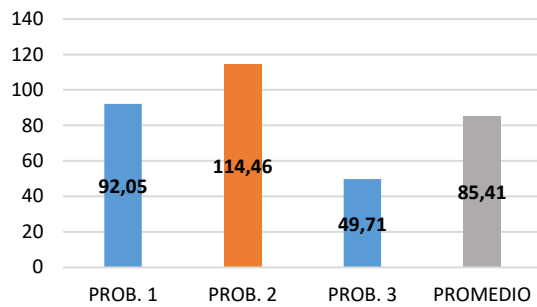
MUESTRA N°: 27

DESIGNACIÓN: C-C9/0.0/90-F-3

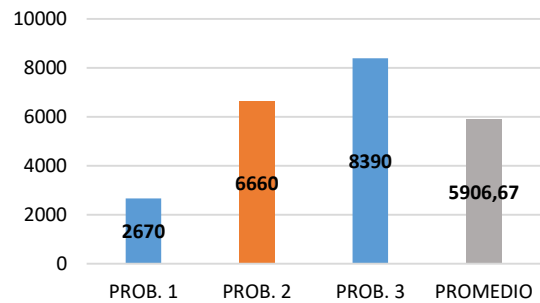
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)



OBSERVACIÓN


Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 3 presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la

falla es profunda. La probeta 2 tiene un tipo de fallo OAU lo que significa que la falla se localiza en la puta de carga la localización de la falla es desconocida.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	85.40	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	5906.66	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	6.80	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	37.65	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.25.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 10.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C10/-45.45/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.98

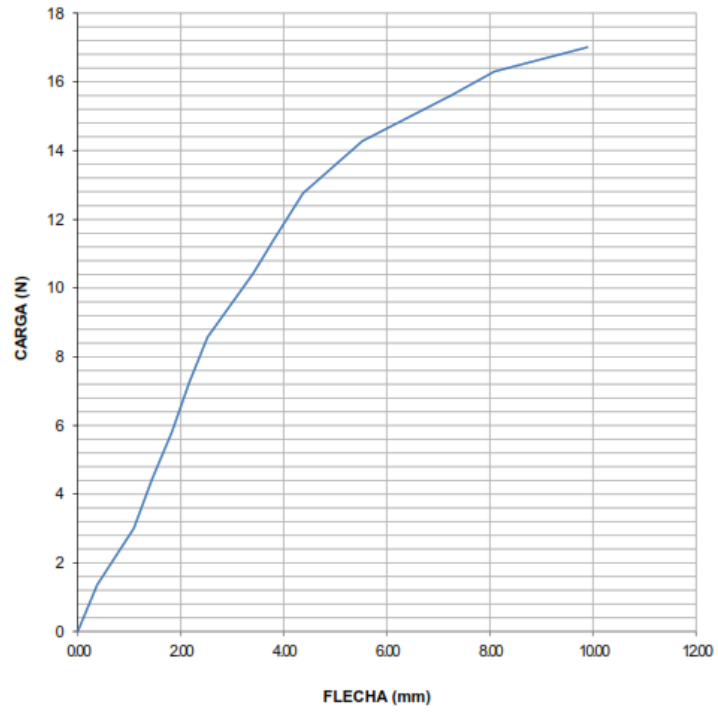
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	17.01	34.32	9.9	1630	OAB
2	46.65	93.36	12.25	4610	OAB
3	37.36	66.94	10.28	7750	OAB
Promedio	33.67	64.87	10.81	4663.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 28

DESIGNACIÓN: C-C10/45.45/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

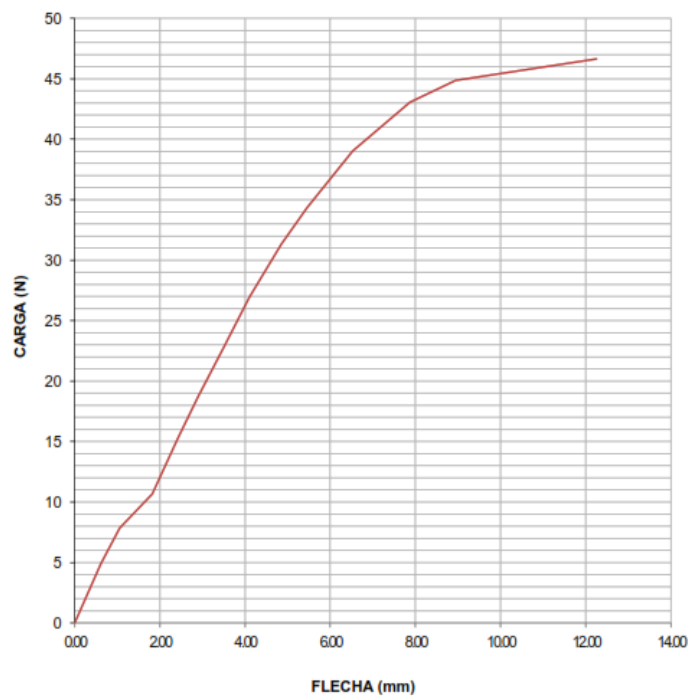


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 29

DESIGNACIÓN: C-C10/-45.45/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

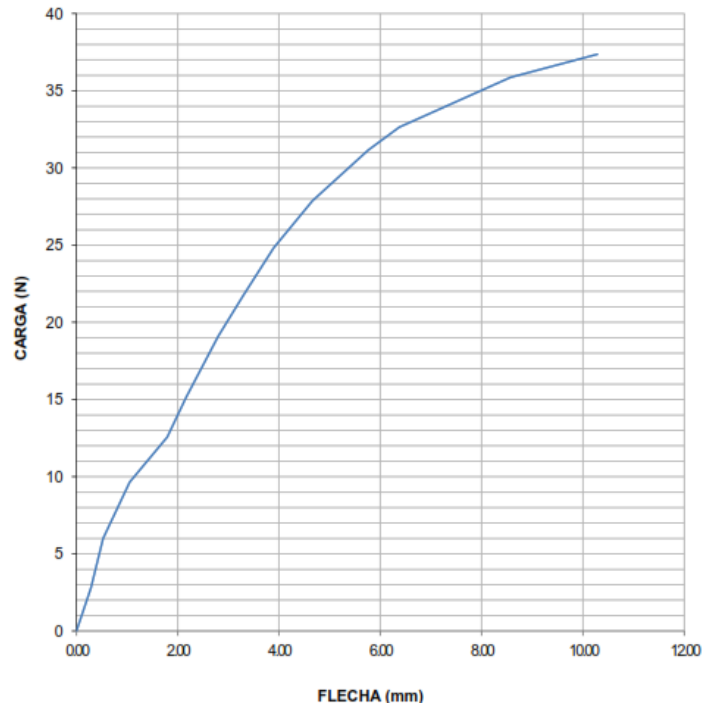


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

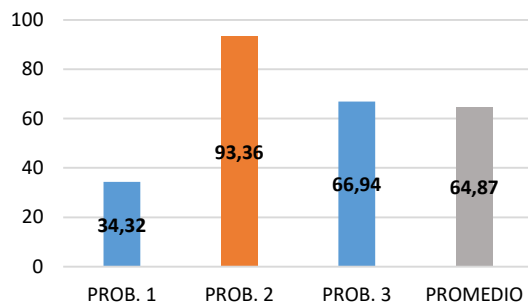
MUESTRA N°: 30

DESIGNACIÓN: C-C10/45.45/90-F-3

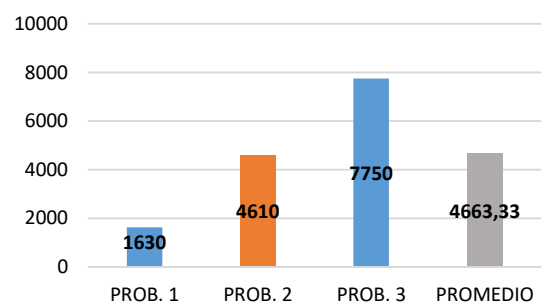
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)






OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	64.87	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	4663.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	10.81	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	33.67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.26.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 11.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C11/45.45/90-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	45°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.84
Peso de las fibras	62	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

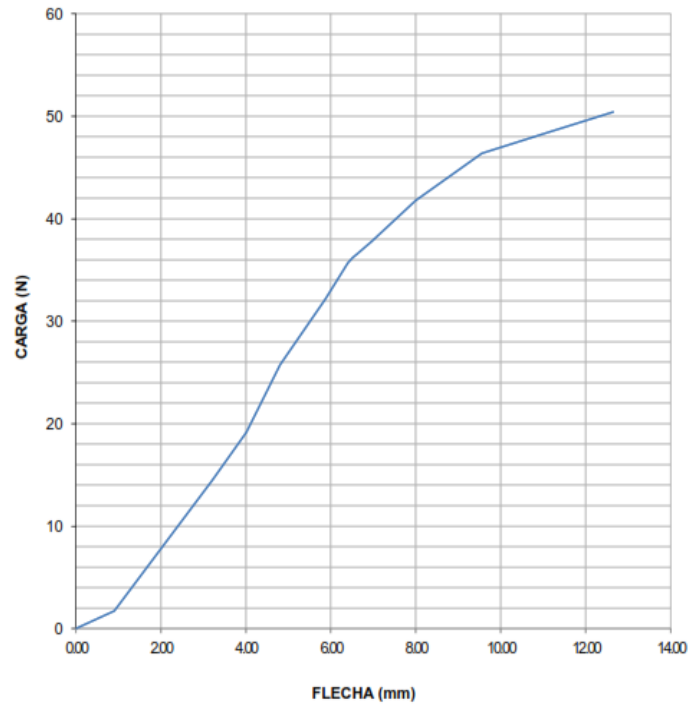
FC+FCh (gr)					
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	50.4	126.36	12.65	5400	OAB
2	31.98	71.77	14.09	3610	OAB
3	18.67	38.94	11.02	2740	OAB
Promedio	33.68	79.02	12.58	3916.67	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 31

DESIGNACIÓN: C-C11/45.45/90-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

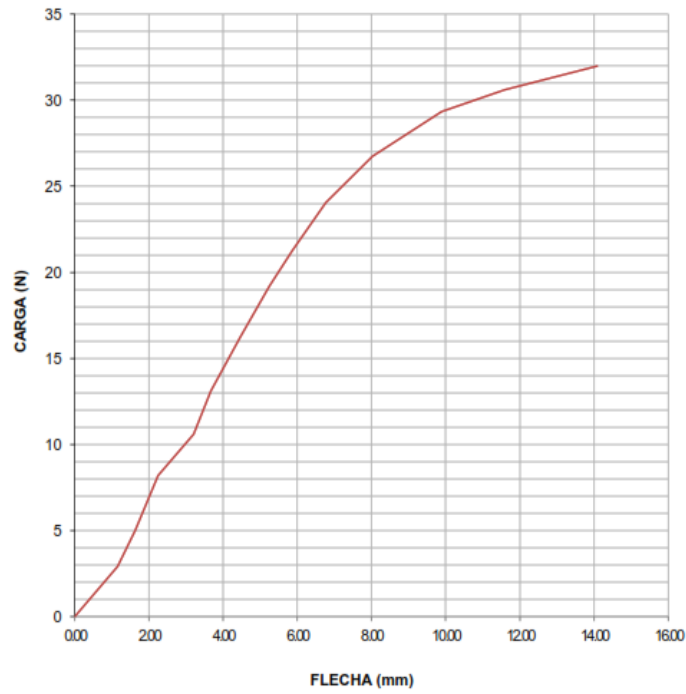


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:32

DESIGNACIÓN: C-C11/45.45/90-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

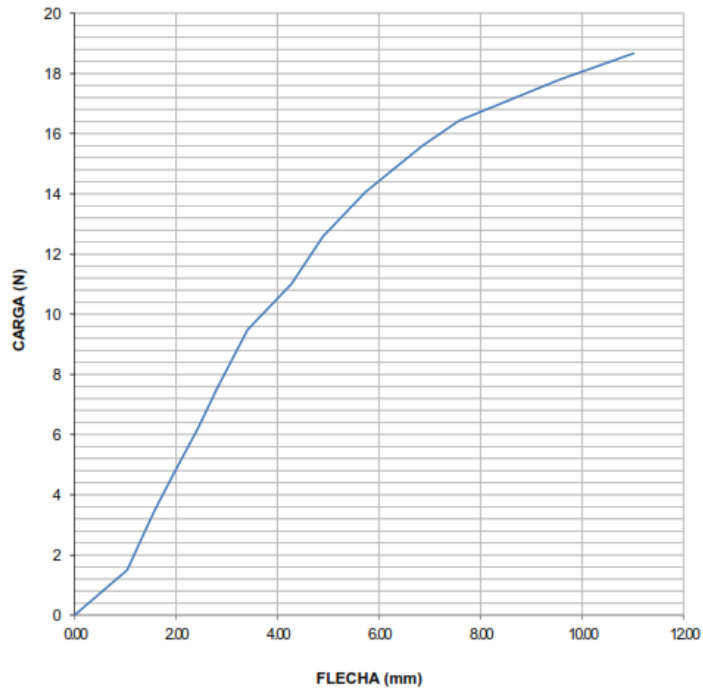


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

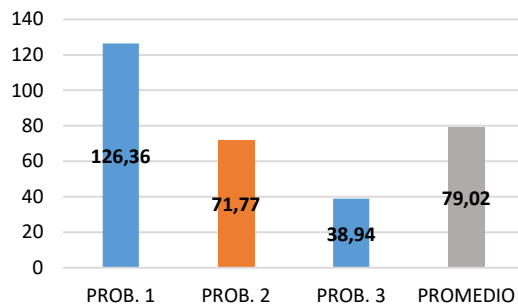
MUESTRA N°: 33

DESIGNACIÓN: C-C11/45.45/90-F-3

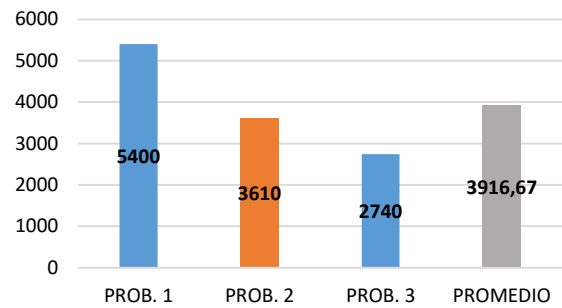
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)




OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	79.02	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	3916.67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	12.58	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	33.68	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.27.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 27.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C12/0.-45/120-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	60.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	0°, -45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	1.50
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	61	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno

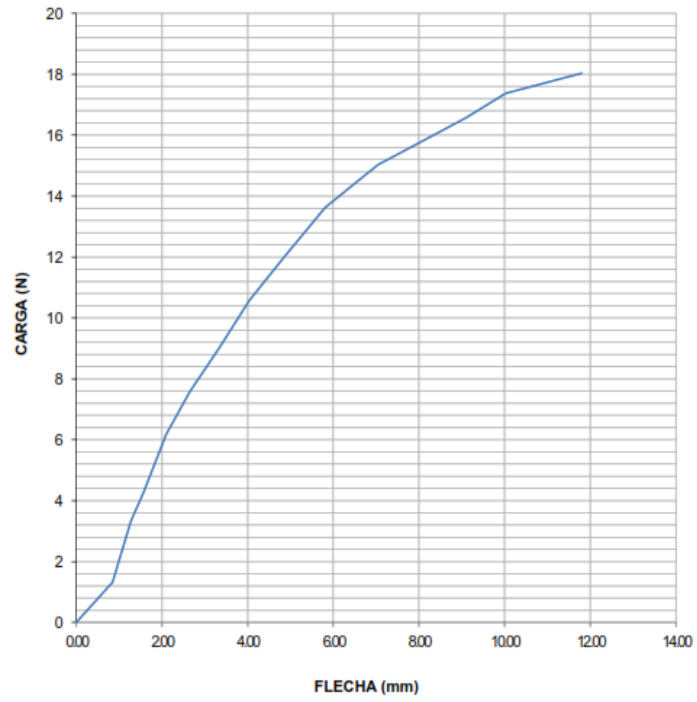
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	18.03	61.91	11.8	7300	OAB
2	24.99	89.52	15.14	7380	OAB
3	17.98	55.04	12.47	5040	OAB
Promedio	20.33	68.82	13.13	6573.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 34

DESIGNACIÓN: C-C12/0.-45/120-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

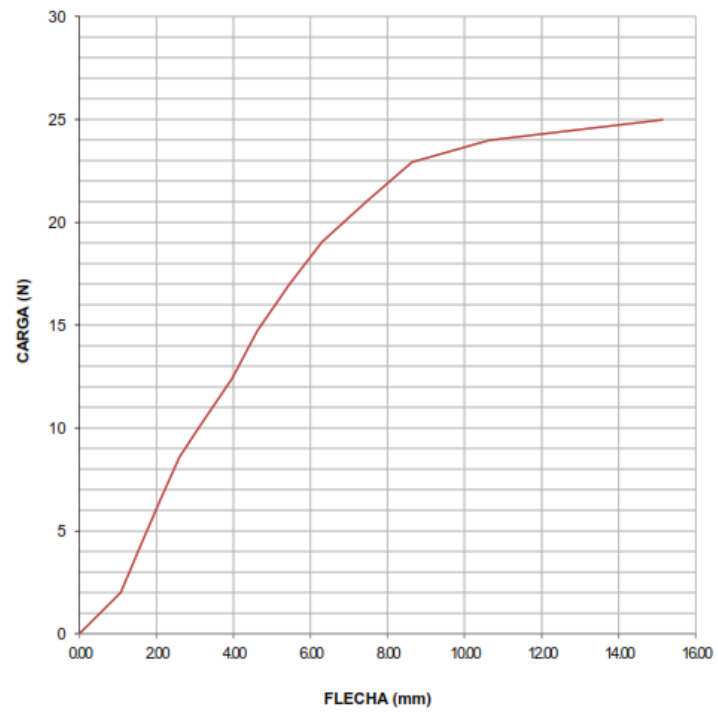


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 35

DESIGNACIÓN: C-C12/0.-45/120-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

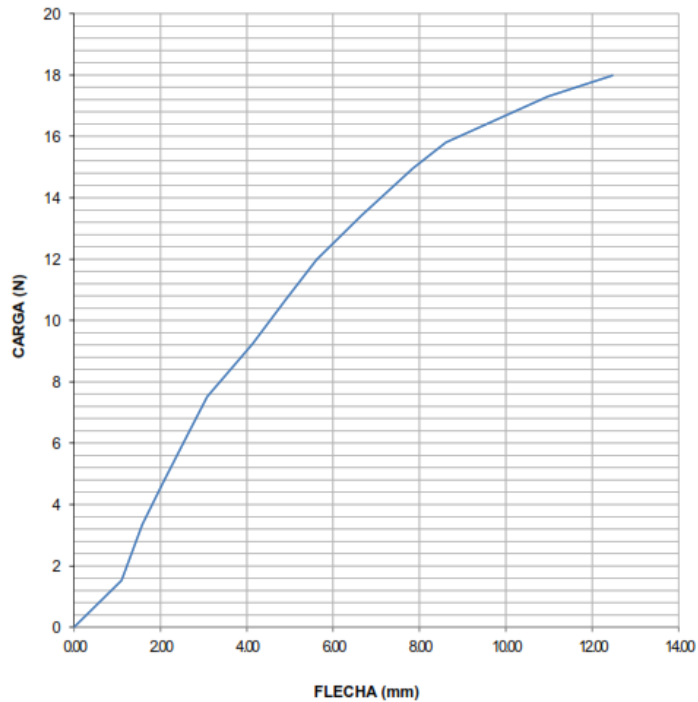


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

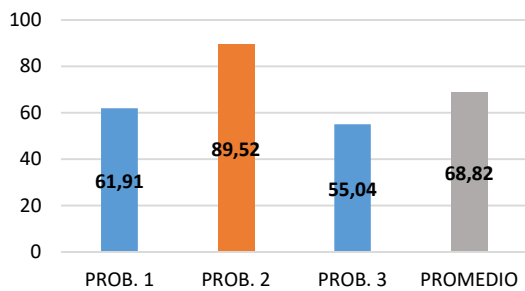
MUESTRA N°: 36

DESIGNACIÓN: C-C12/0.-45/120-F-3

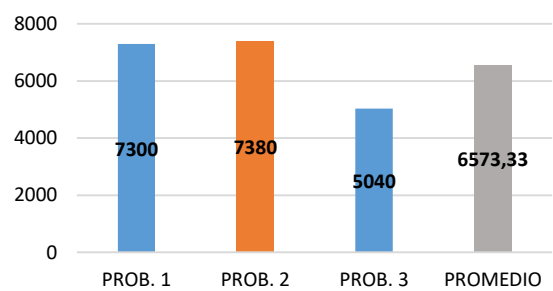
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELÁSTICO (MPa)






OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	68.82	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	6573.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	13.13	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	20.33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.28.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 13.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C13/-45.0/120-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	-45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.09

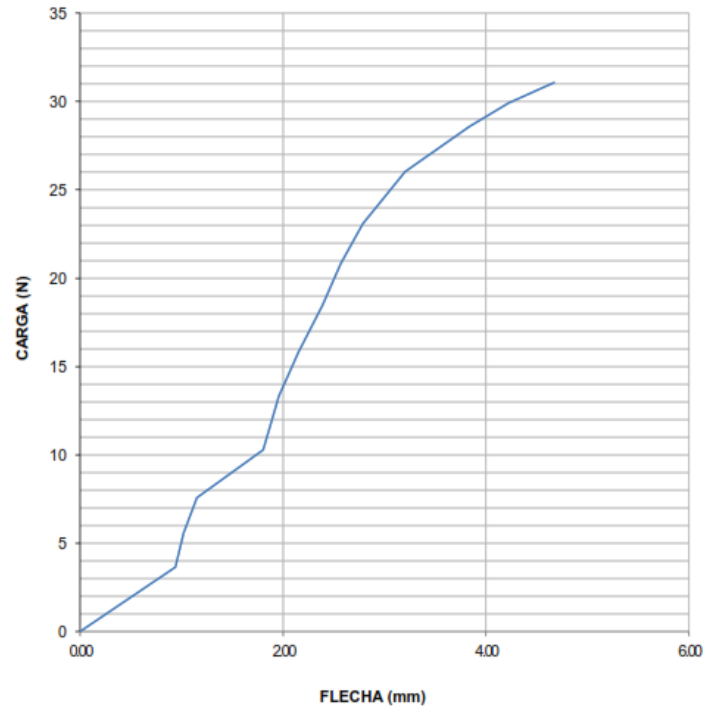
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	31.07	52.82	4.67	13200	OAU
2	29.13	50.46	5.03	8600	OAB
3	31.71	54.28	5.4	12200	OAB
Promedio	30.63	52.52	5.03	11333.33	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 37

DESIGNACIÓN: C-C13/45.0/120-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

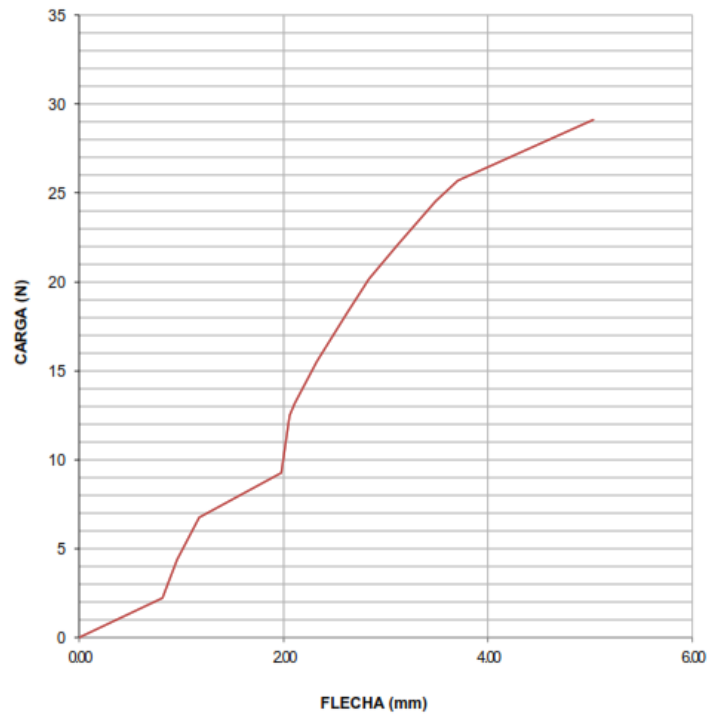


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 38

DESIGNACIÓN: C-C13/45.0/120-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

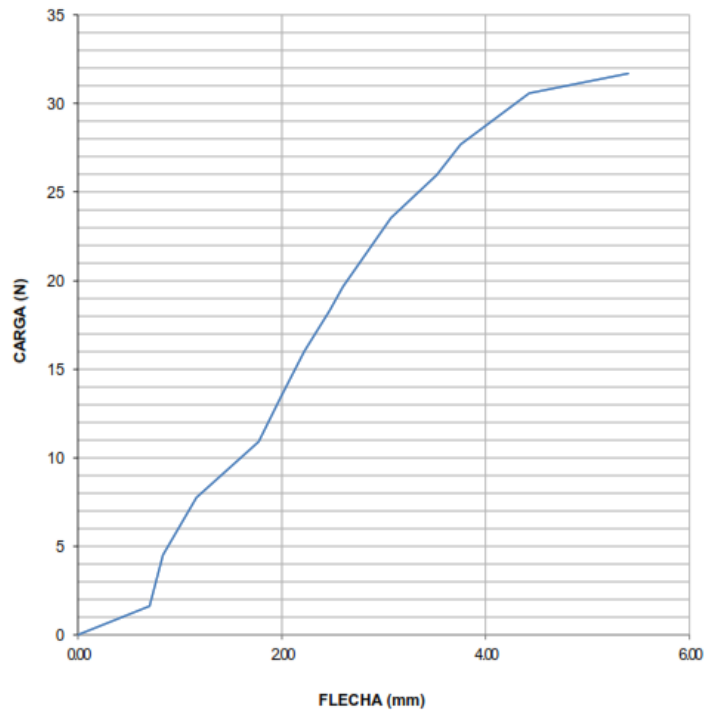


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

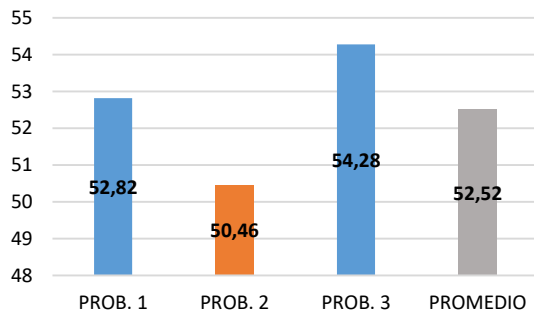
MUESTRA N°: 39

DESIGNACIÓN: C-C13/45.0/120-F-3

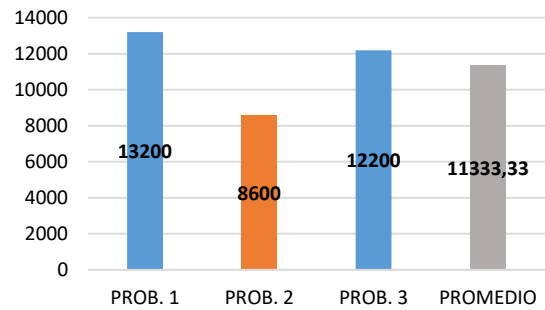
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)



OBSERVACIÓN


Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 presenta un tipo de fallo OAU lo que significa que la falla se localiza en la punta de carga la localización de la falla es

desconocida. La probeta 2 y 3 tienen un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	52.52	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	11333.33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	5.03	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	30.63	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.29.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 14.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C14/45.0/120-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones :	160*13*e	Peso de la matriz:	61.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orientación de la fibra:	45°,0°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.10

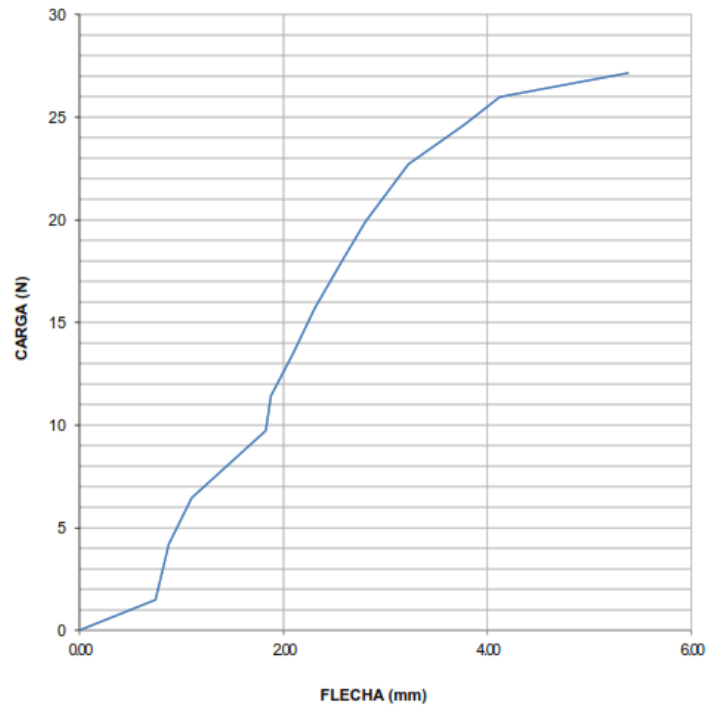
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	62	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	27.14	51.84	5.38	13500	OAB
2	23.16	38.85	4.71	21400	OAT
3	37.53	57.59	5.04	12400	OAB
Promedio	29.27	49.42	5.04	15766.66	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 40

DESIGNACIÓN: C-C14/45.0/120-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

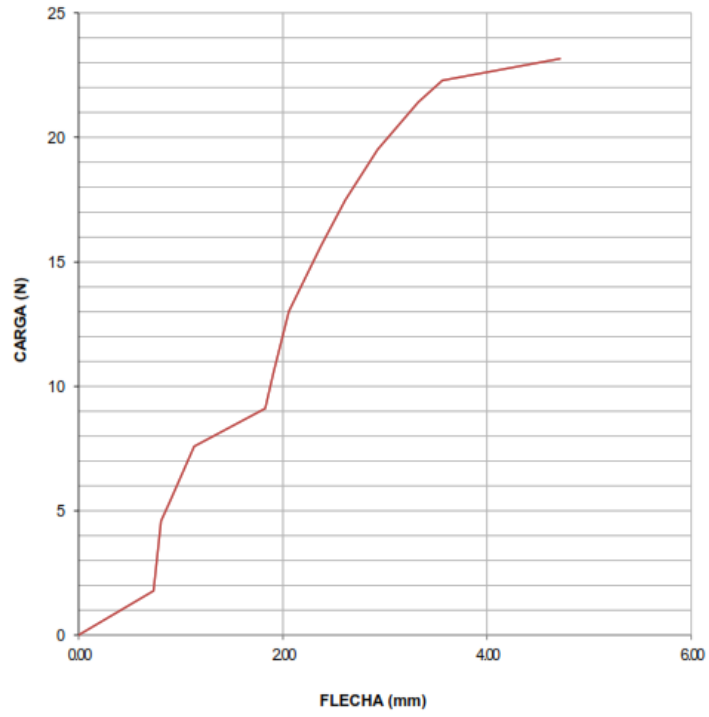


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 41

DESIGNACIÓN: C-C14/45.0/120-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

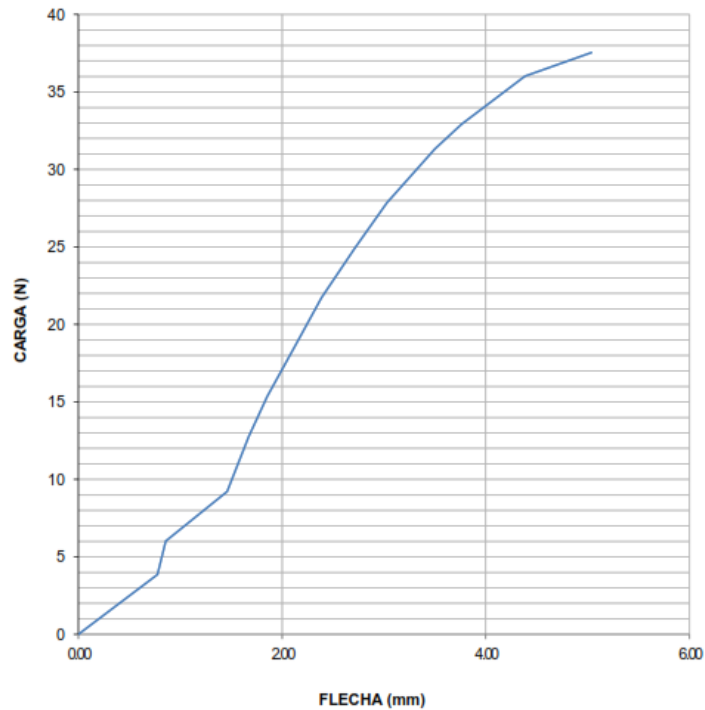


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

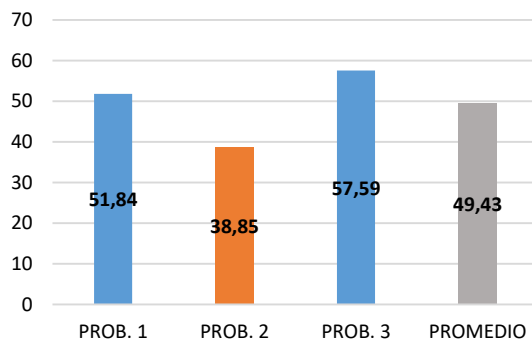
MUESTRA N°: 42

DESIGNACIÓN: C-C14/45.0/120-F-3

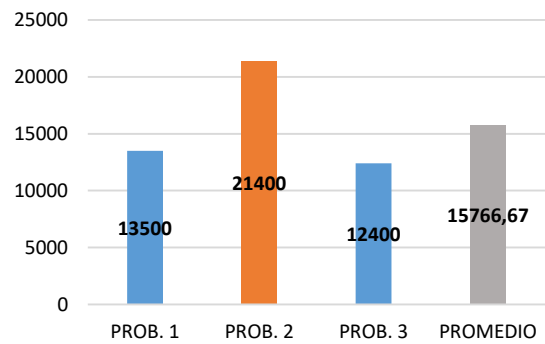
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)




OBSERVACIÓN


Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas 1 y 3 presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la

falla es profunda. La probeta 2 tiene un tipo de fallo OAT lo que significa que la falla se localiza en la puta de carga la localización de la falla es posterior de la probeta.

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	49.42	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	15766.66	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	5.04	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	29.27	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.30.- Ficha técnica del material compuesto a flexión caso 15.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C15/0.45/120-F		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	160*13*e	Peso de la matriz:	59.99
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión

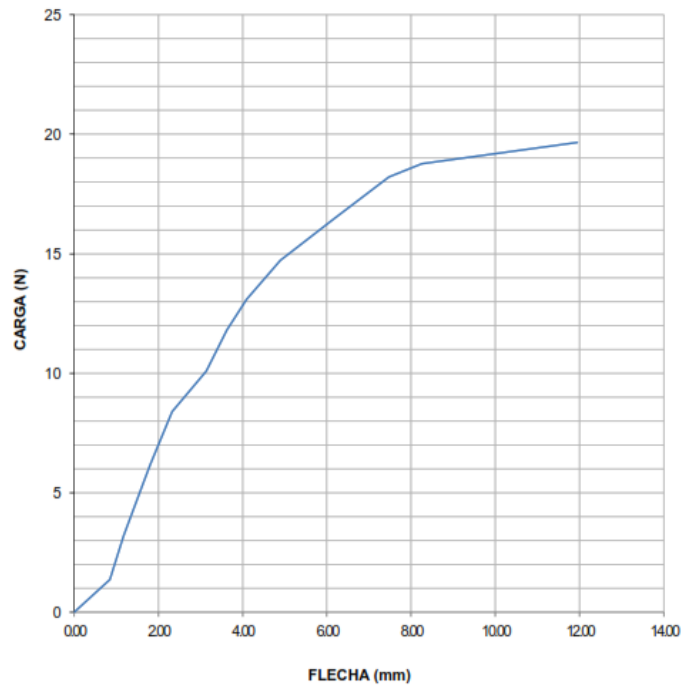
	Chambira				
Orientación de la fibra:	0°,45°	Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Espesor promedio:	2.11
Peso de las fibras FC+FCh (gr)	60	Velocidad de ensayo	1mm/min	Tiempo de curado	2h en horno
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (MPa)	Flecha máxima (mm)	Módulo de elasticidad (MPa)	Tipo de falla
1	19.66	32.9	11.95	3000	OAB
2	25.2	42.28	9.59	7000	OAB
3	23.59	40.84	13.23	2960	OAB
Promedio	22.81	38.67	11.59	4320	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
GRÁFICAS					

**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 43

DESIGNACIÓN: C-C15/0.45/120-F-1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

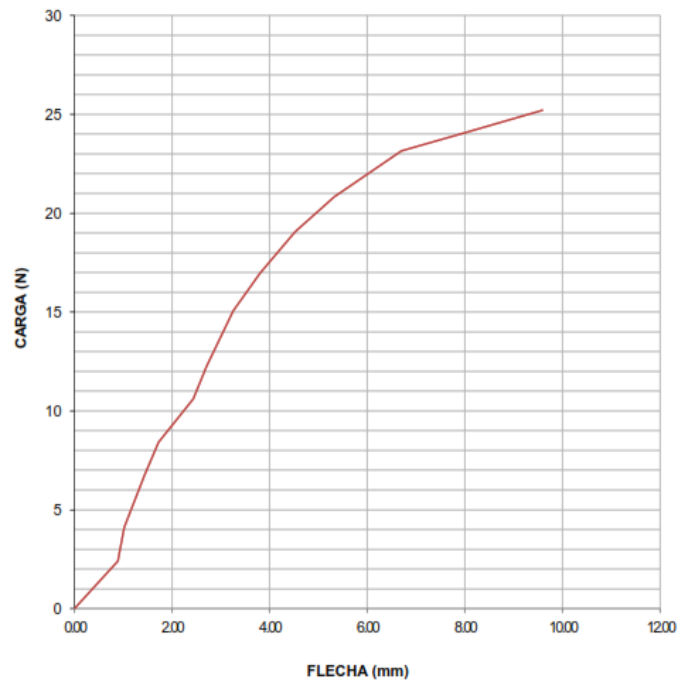


**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 44

DESIGNACIÓN: C-C15/0.45/120-F-2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

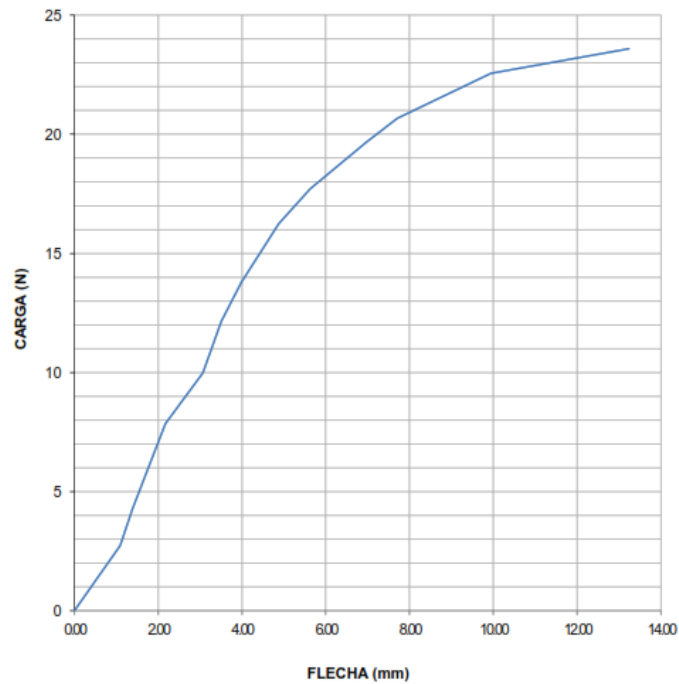


ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

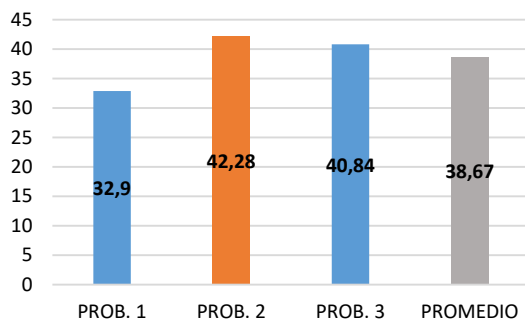
MUESTRA N°: 45

DESIGNACIÓN: C-C15/0.45/120-F-3

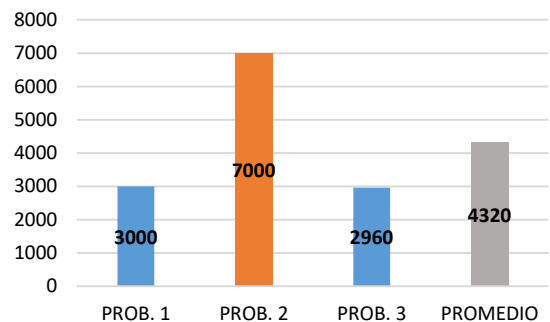
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ESFUERZO MÁXIMO (MPa)



MÓDULO ELASTICIDAD (MPa)



OBSERVACIÓN

Las probetas presentan una buena adherencia, las probetas presentan un tipo de fallo OAB lo que significa que las fallas se localizan en la punta de carga y la localización de la falla es profunda

Valores promedio		Aprobación de validación	
Esfuerzo máximo de flexión (MPa):	38.67	Elaborado por:	Sr. Milton Palacios
Módulo de elasticidad (MPa):	4320	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm):	11.59	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Carga Máxima (N):	22.81	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

3.1.3 Recolección de datos del ensayo a Impacto

Tabla 3.31.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 1.

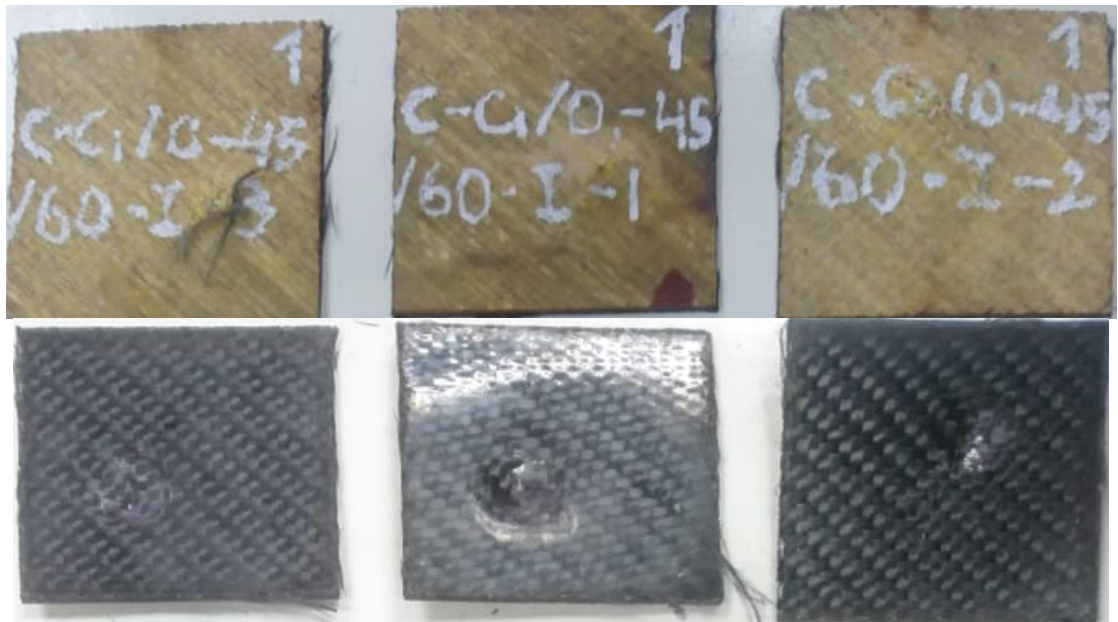
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO_ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C1/0.-45/60-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,45°

Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	1000	0,287	0	2,8154	A
2	750	0,287	0,1761	3,4072	D
3	500	0,287	0,4399	3,5654	D
Promedio	750	-	-	3,2627	

PROBETAS ENSAYADAS



OBSERVACIÓN

La probeta 1 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 1000 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 2 y 3 presentan

un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 750 y 500 mm y una masa de 0,287 kg.

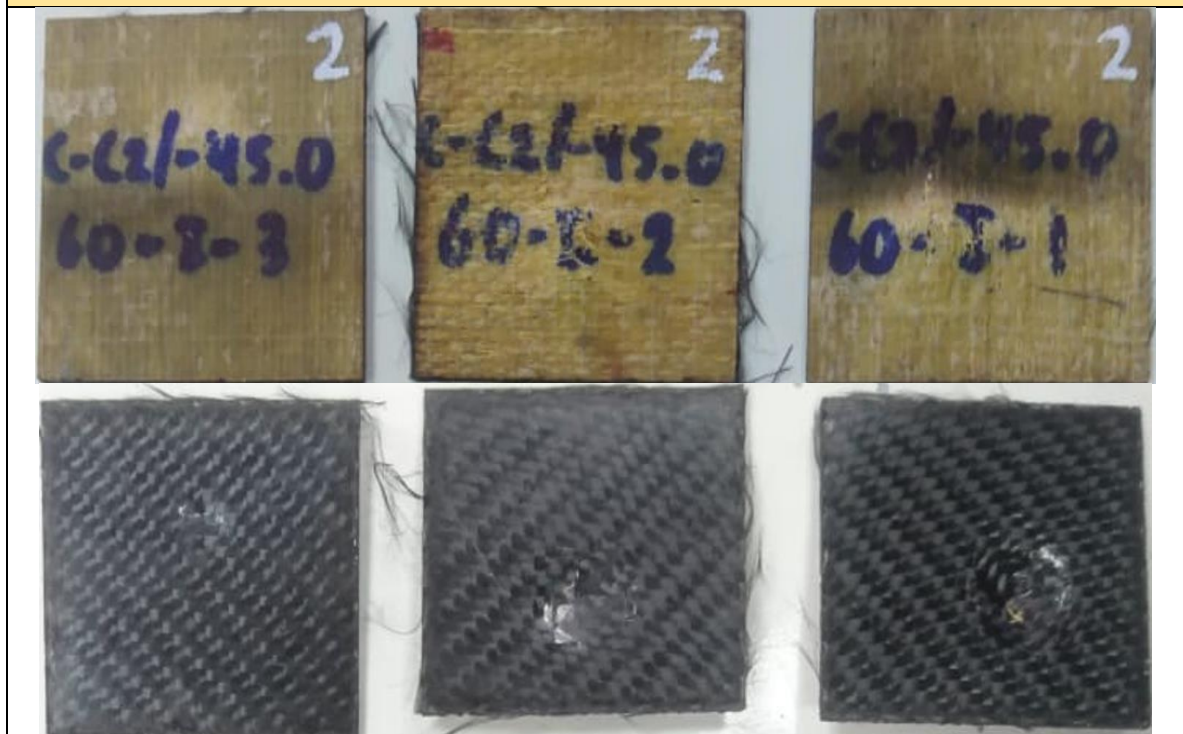
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.32.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 2.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO _ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C2/-45.0/60-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	-45°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	300	0,287	0,6164	2,6587	A
2	400	0,287	0,6164	3,5449	D
3	730	0,287	0,6164	6,4695	D
Promedio	476.67	-	-	4,2243	

PROBETAS ENSAYADAS





OBSERVACIÓN

La probeta 1 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 300 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 400 y 730 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por: Sr. Milton Palacios	Aprobado y validado por: Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
--	--

Tabla 3.33.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 3.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO _ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C3/45.0/60-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	45°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	400	0,287	0,6164	3,5449	D
2	600	0,287	0,6164	5,3174	D
3	720	0,287	0,6164	6,3808	D
Promedio	573.33	-	-	5,0810	

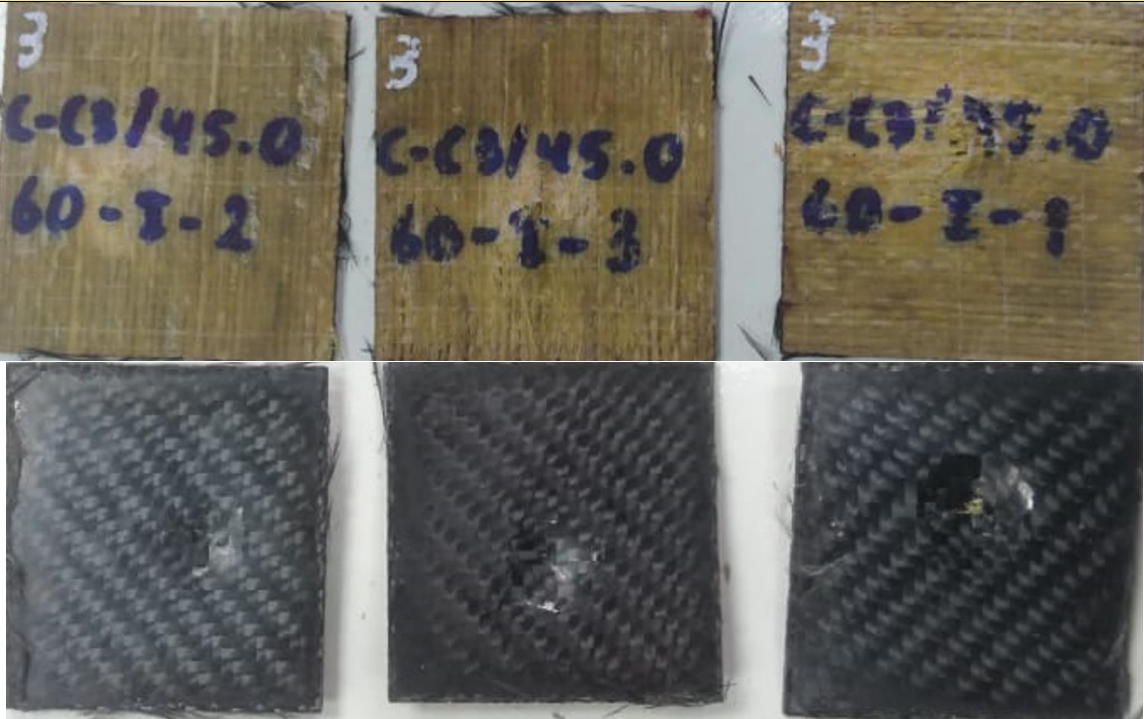



PROBETAS ENSAYADAS	
	
OBSERVACIÓN	
<p>Las probetas 1, 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indican que tienen hundimiento en las probetas a una altura de 400, 600 y 720 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.34.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 4.

	<p>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p>	
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS		
IMPACTO_ASTM D5628-10		
DATOS INFORMATIVOS		

Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C4/0.45/60-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	60°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	500	0,287	0,6164	4,4311	
2	650	0,287	0,6164	5,7605	
3	780	0,287	0,6164	6,9126	
Promedio	643,33	-	-	5,7014	
PROBETAS ENSAYADAS					
					

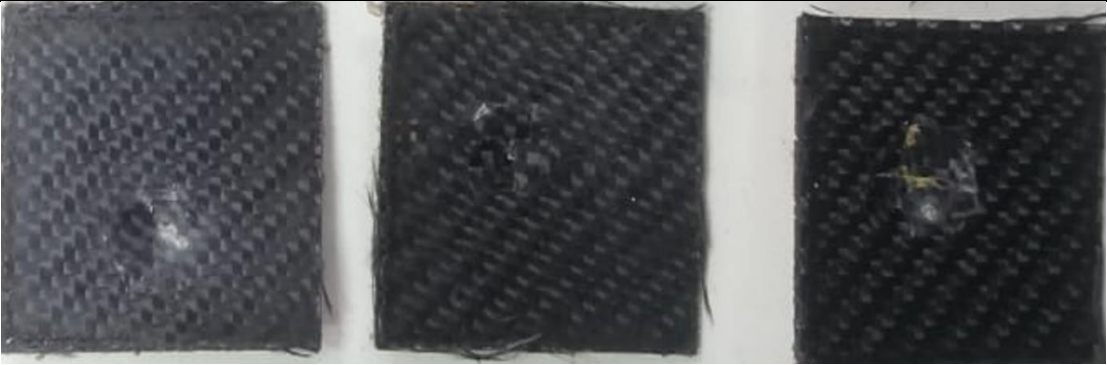
	
OBSERVACIÓN	
<p>La probeta 2 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 650 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 1 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 500 y 780 mm y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.35.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 5.

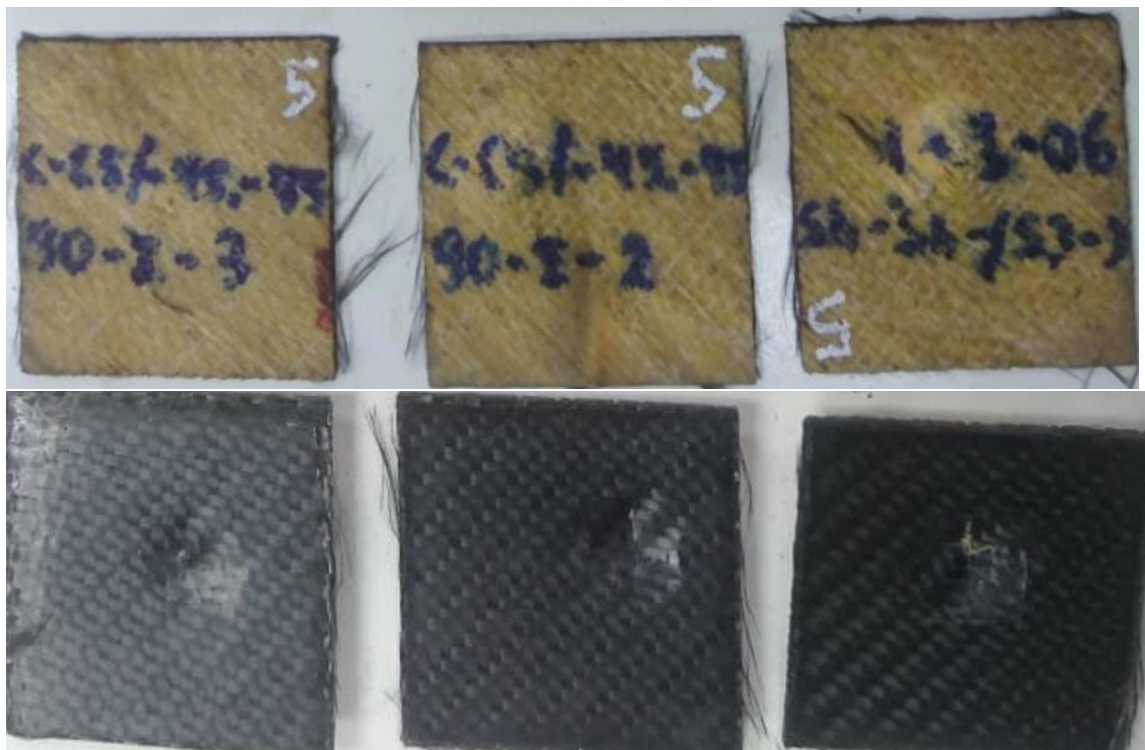
	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS			
IMPACTO ASTM D5628-10			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C5/-45.-45/90-I
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	-45°, -45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,2155	D
2	450	0,287	0,6164	3,9880	D
3	550	0,287	0,6164	4,8742	D
Promedio	416.67	-	-	3,6926	

PROBETAS ENSAYADAS



OBSERVACIÓN	
Las probetas 1, 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indican que tienen hundimiento en las probetas a una altura de 250, 450 y 550 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg.	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.36.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 6.

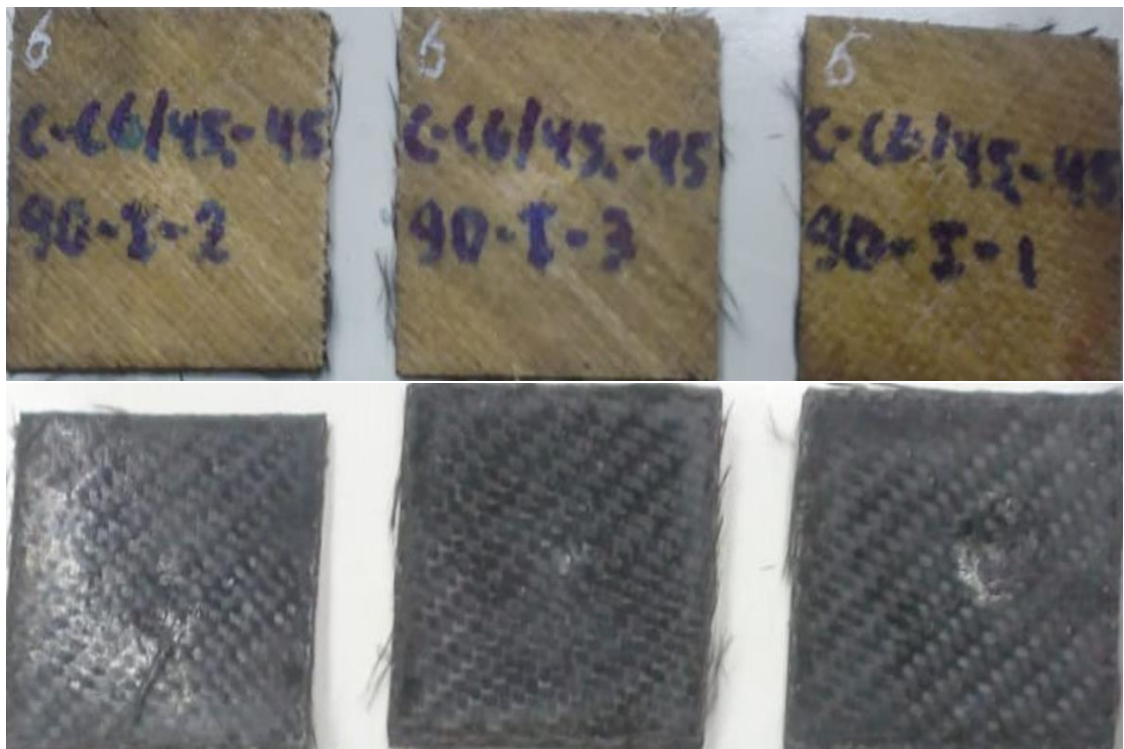
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C6/45.-45/90-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	45°, -45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión

	de Chambira				
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,2155	A
2	350	0,287	0,6164	3,1018	A
3	485	0,287	0,6164	4,2982	D
Promedio	361.67	-	-	3,2052	

PROBETAS ENSAYADAS





OBSERVACIÓN

Las probetas 1 y 2 presentan un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 250 y 350 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg. La probeta 3 presenta un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en la probeta a una altura de 485 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.37.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 7.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO_ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C7/0.0/90-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,215589	A

2	350	0,287	0,6164	3,101824	A
3	470	0,287	0,6164	4,165306	D
Promedio	356.67	-	-	3,1609	

PROBETAS ENSAYADAS



OBSERVACIÓN

Las probetas 1 y 2 presentan un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 250 y 350 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg. La probeta 3 presenta un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en la probeta a una altura de 470 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.38.-Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 8.

	<p>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA</p>	
---	---	---

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA					
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO_ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C8/0.0/90-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	300	0,287	0,6164	2,6587	D
2	400	0,287	0,6164	3,5449	D
3	450	0,287	0,6164	3,9880	D
Promedio	383.33	-	-	3,3972	
PROBETAS ENSAYADAS					



	
OBSERVACIÓN	
<p>Las probetas 1, 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indican que tienen hundimiento en las probetas a una altura de 300, 400 y 450 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.39.-Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 9.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS			
IMPACTO ASTM D5628-10			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C9/0.0/90-I

Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,2155	A
2	350	0,287	0,6164	3,1018	A
3	475	0,287	0,6164	4,2096	D
Promedio	358.33	-	-	3,1756	
PROBETAS ENSAYADAS					
					


	
OBSERVACIÓN	
<p>Las probetas 1 y 2 presentan un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 250 y 350 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg. La probeta 3 presenta un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en la probeta a una altura de 475 mm y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.40.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 10.

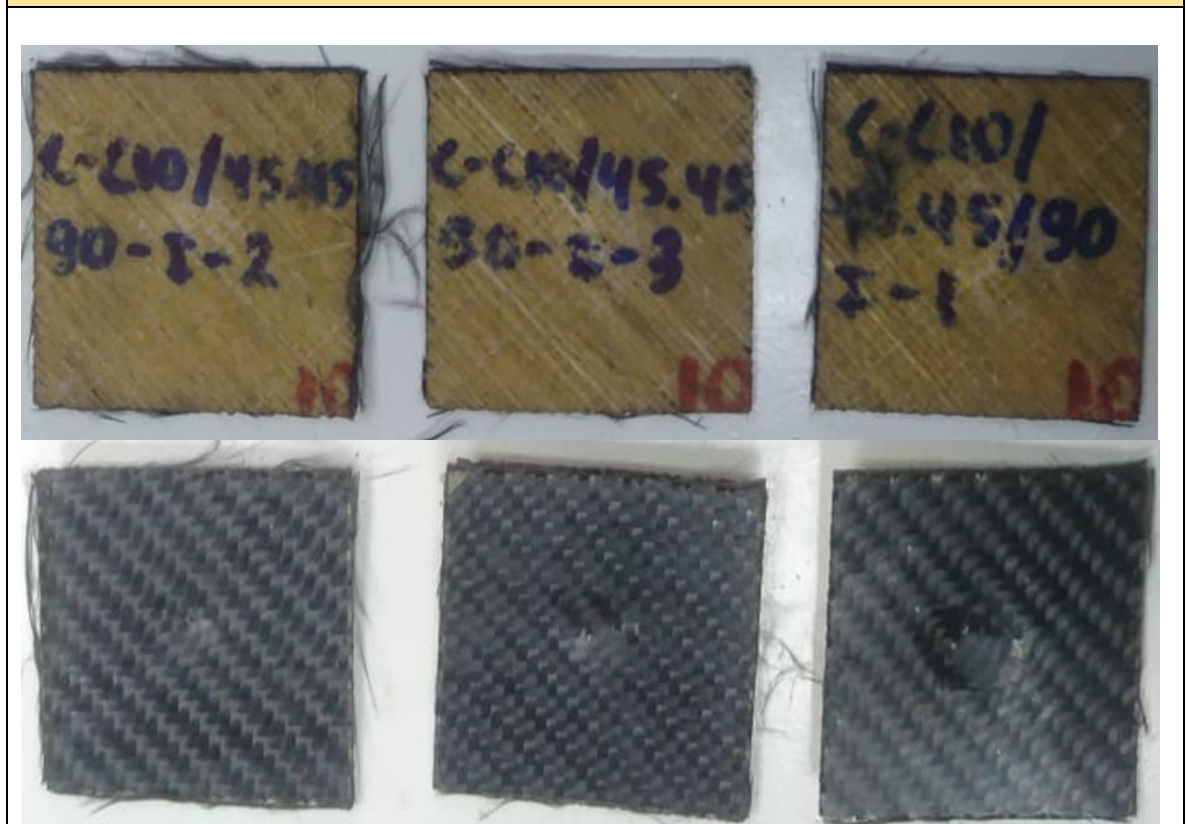
	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS			
IMPACTO ASTM D5628-10			
DATOS INFORMATIVOS			
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C10/-45.45/90-I
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA		
PARÁMETROS DE ENSAYO			

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	-45°,45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,2155	A
2	360	0,287	0,6164	3,1904	D
3	460	0,287	0,6164	4,0766	D
Promedio	356.67	-	-	3,1608	

PROBETAS ENSAYADAS



OBSERVACIÓN	
<p>La probeta 1 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 250 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 360 y 460 mm y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.41.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 11.

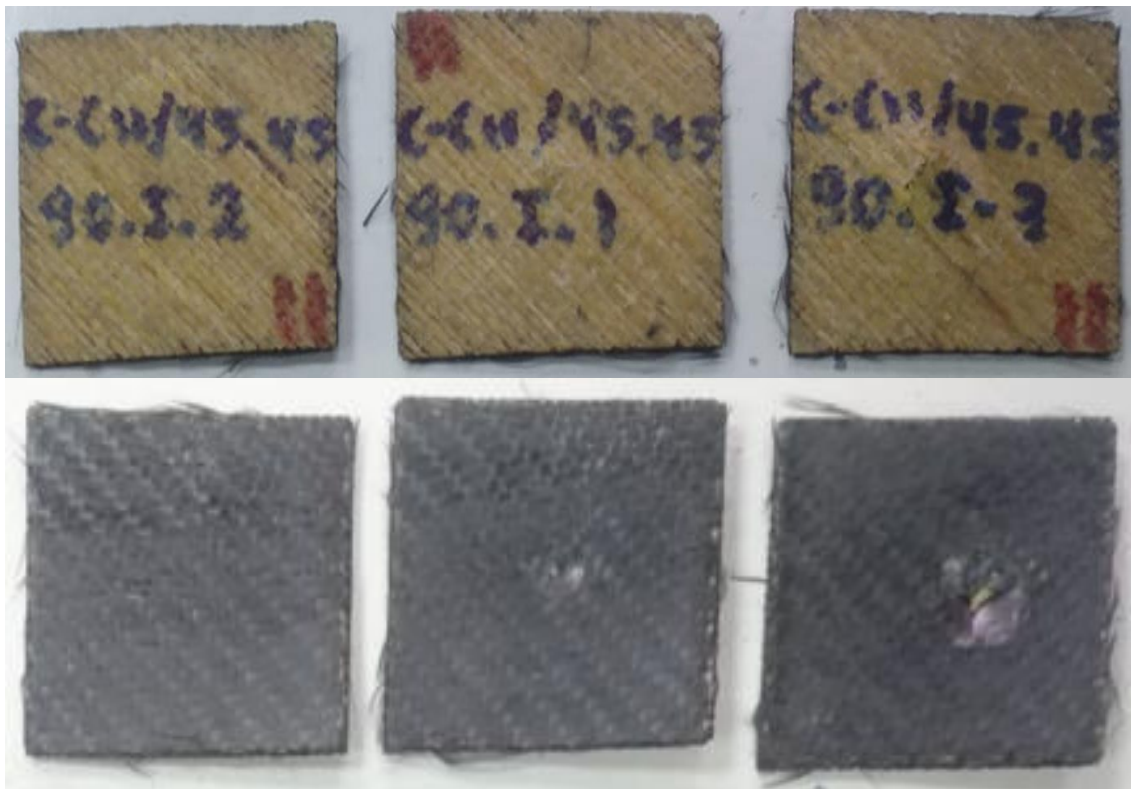
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C11/45.45/90-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	45°,45°

Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	90°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	250	0,287	0,6164	2,2155	A
2	350	0,287	0,6164	3,1018	A
3	480	0,287	0,6164	4,2539	D
Promedio	360	-	-	3,1904	

PROBETAS ENSAYADAS





OBSERVACIÓN

Las probetas 1 y 2 presentan un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 250 y 350 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg. La probeta 3 presenta un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en la probeta a una altura de 480 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.42.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 12.

		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO_ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C12/0.-45/120-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,-45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

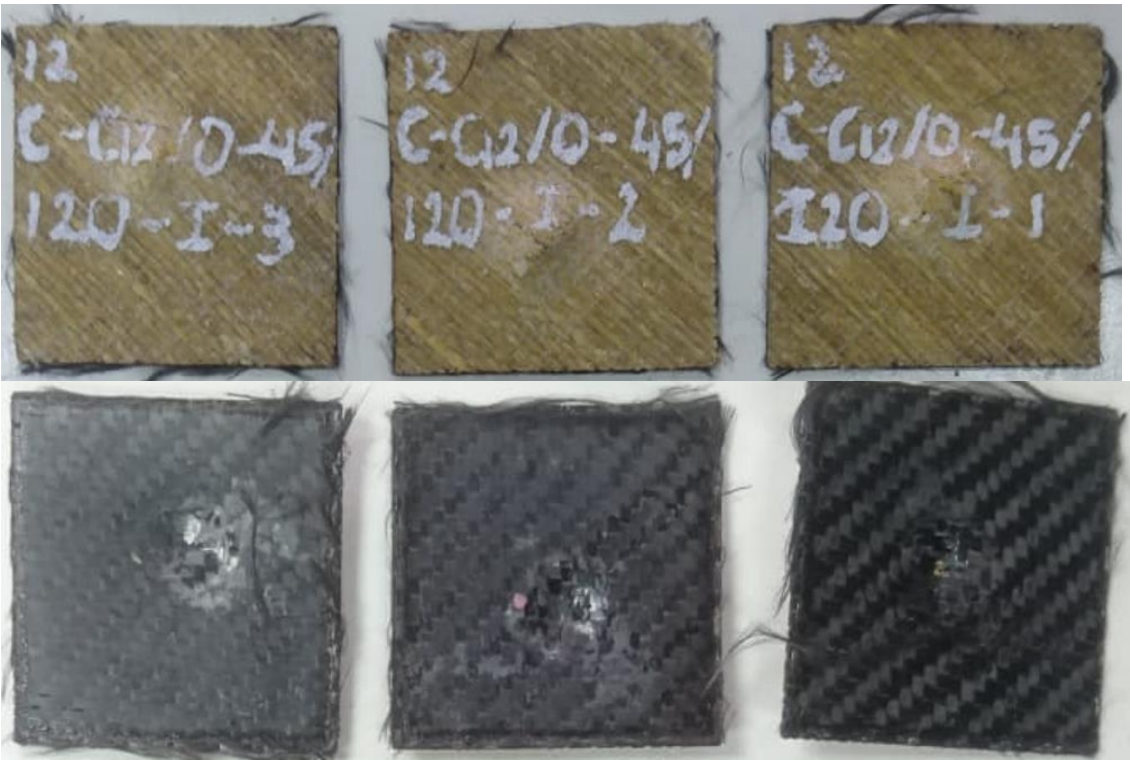
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	400	0,287	0,6164	3,5449	D
2	500	0,287	0,6164	4,4311	D
3	600	0,287	0,6164	5,3174	D
Promedio	500	-	-	4,4311	
PROBETAS ENSAYADAS					
					
OBSERVACIÓN					
<p>Las probetas 1, 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indican que tienen hundimiento en las probetas a una altura de 400, 500 y 600 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg.</p>					
Elaborado por:			Aprobado y validado por:		
Sr. Milton Palacios			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		

Tabla 3.43.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 13.



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



FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS

IMPACTO_ASTM D5628-10

DATOS INFORMATIVOS

Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C13/-45.0/120-I
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA		

PARÁMETROS DE ENSAYO

Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	-45°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		

RESULTADOS

Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	300	0,287	0,6164	2,6587	D
2	480	0,287	0,6164	4,2539	D
3	620	0,287	0,6164	5,4946	D
Promedio	466.67	-	-	4,1357	

PROBETAS ENSAYADAS

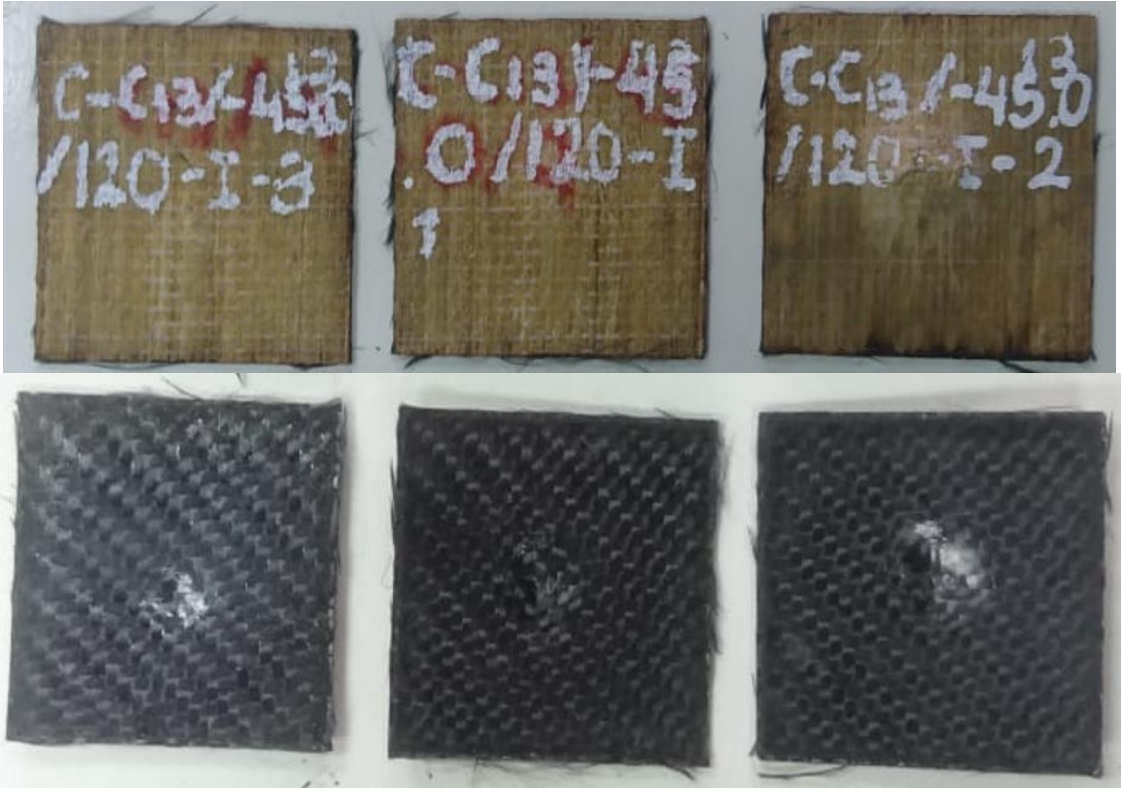


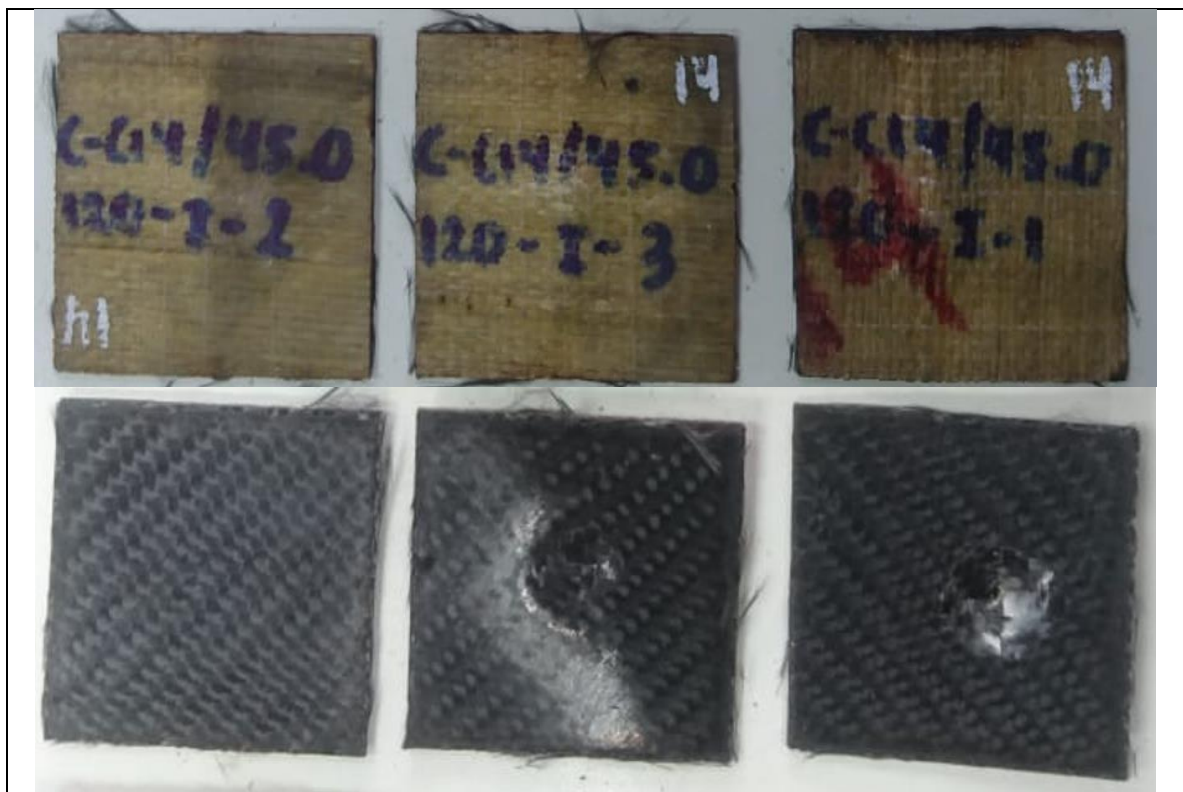
	
OBSERVACIÓN	
<p>Las probetas 1, 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indican que tienen hundimiento en las probetas a una altura de 300, 480 y 620 mm respectivamente y una masa de 0,287 kg.</p>	
Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.44.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 14.

	<p>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p>	
FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS		

IMPACTO_ASTM D5628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C14/45.0/120-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	45°,0°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
N° de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	300	0,287	0,6164	2,6587	A
2	400	0,287	0,6164	3,5449	D
3	600	0,287	0,6164	5,3174	D
Promedio	433.33	-	-	38403.33	
PROBETAS ENSAYADAS					




OBSERVACIÓN

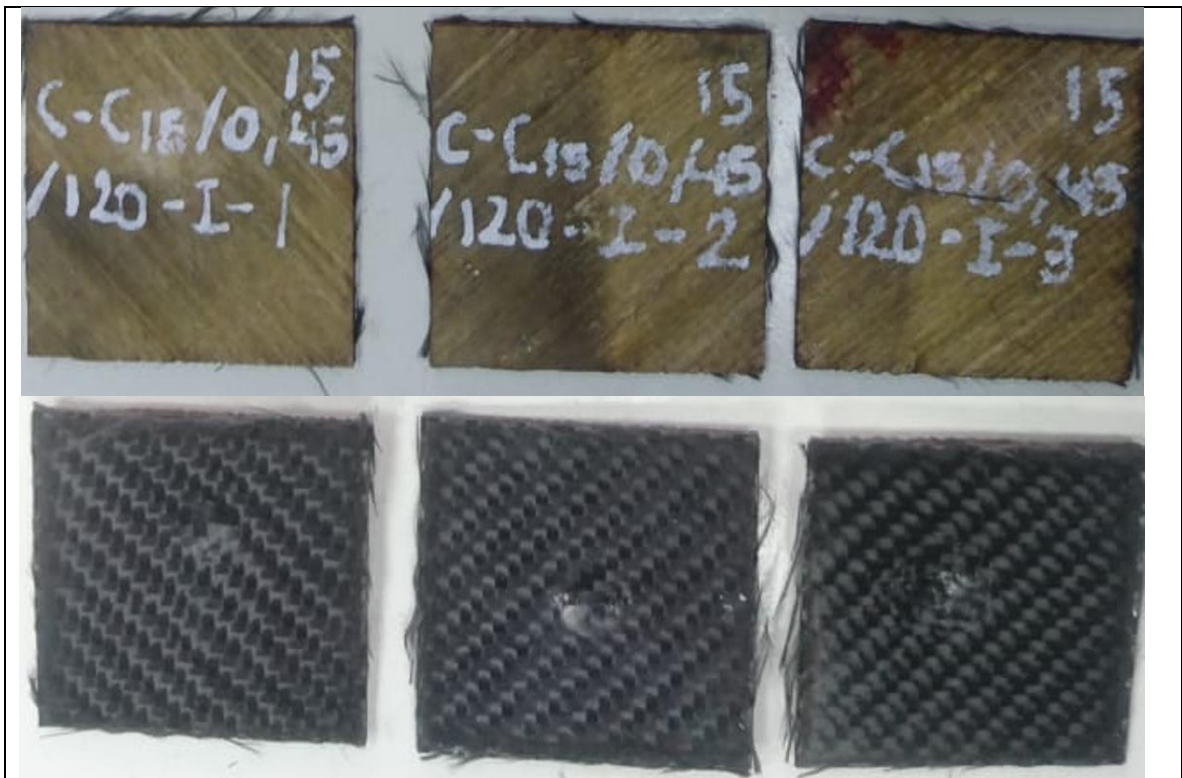
La probeta 1 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 300 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 400 y 600 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tabla 3.45.- Ficha técnica del material compuesto a impacto caso 15.

	<p>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p>	
<p>FICHA DE RECOLECCIÓN DE TABULACIÓN DE DATOS</p>		
<p>IMPACTO_ASTM D5628-10</p>		

DATOS INFORMATIVOS					
Tipo de estudio:	Experimental	Codificación	C-C15/0.45/120-I		
Fecha de ejecución:	16/05/2022	Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto		
Realizado por:	Milton Palacios	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica - UTA				
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz:	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Número de probetas	3
Marca:	Aeropoxy PR2032	Dimensiones:	(58*58) mm	Orientación de la fibra:	0°,45°
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Chambira	Temperatura de curado:	120°	Estratificación:	Al vacío por infusión
Orden de capas:	FC+FCh+FCh	Tiempo de curado	2h en horno		
RESULTADOS					
Nº de probetas:	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	300	0,287	0,6164	2,6587	A
2	450	0,287	0,6164	3,9880	D
3	650	0,287	0,6164	5,7605	D
Promedio	466.67	-	-	4,1357	
PROBETAS ENSAYADAS					



OBSERVACIÓN

La probeta 1 presenta un tipo de falla A, lo cual nos indica que tiene pequeñas grietas en la probeta a una altura de 300 mm y una masa de 0,287 kg. Las probetas 2 y 3 presentan un tipo de falla D, lo cual nos indica que tiene hundimiento en las probetas a una altura de 450 y 650 mm y una masa de 0,287 kg.

Elaborado por:	Aprobado y validado por:
Sr. Milton Palacios	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

3.2 Análisis y discusión de resultado

Tabla 3.46.- Resultados de ensayos a tracción.

#	Factores			Propiedades mecánicas a tracción		
				Esfuerzo Máximo Tracción (Mpa)	Módulo Elasticidad Tracción (Mpa)	Elongación (%)
	Orient. C1	Orient. C2	Temp.			
Caso 1	0	-45	60	101	8380	1.5
	0	-45	60	123	9560	2
	0	-45	60	108	1430	2
Caso 2	-45	0	60	105	8210	3
	-45	0	60	94	8070	4
	-45	0	60	120	9500	2
Caso 3	45	0	60	129	10280	4.5
	45	0	60	119	10750	2
	45	0	60	104	10520	1.5
Caso 4	0	45	60	110	11080	1
	0	45	60	115	10020	4
	0	45	60	79	11510	3
Caso 5	-45	-45	90	87	7180	2.5
	-45	-45	90	95	7850	5
	-45	-45	90	89	7410	2.5
Caso 6	45	-45	90	71	7120	1.5
	45	-45	90	80	7330	1.5
	45	-45	90	94	8270	1.5
Caso 7	0	0	90	143	11580	3
	0	0	90	112	9960	2.5
	0	0	90	120	10590	3
Caso 8	0	0	90	108	11700	6
	0	0	90	127	11710	5
	0	0	90	138	11790	4
Caso 9	0	0	90	117	8560	3.5
	0	0	90	108	9770	2.5
	0	0	90	119	9090	3.5
Caso 10	-45	45	90	98	8550	4
	-45	45	90	79	7250	4
	-45	45	90	95	4440	3.5
Caso 11	45	45	90	77	7810	3.5
	45	45	90	82	8070	4.5

	45	45	90	73	7380	5
Caso 12	0	-45	120	117	11250	4.5
	0	-45	120	117	10870	6.5
	0	-45	120	125	10650	5.5
Caso 13	-45	0	120	116	10120	4
	-45	0	120	80	8130	3
	-45	0	120	90	8200	5.5
Caso 14	45	0	120	109	10110	4.5
	45	0	120	99	9020	6
	45	0	120	90	9030	2
Caso 15	0	45	120	89	7540	5
	0	45	120	99	8480	4
	0	45	120	102	7820	3

Tabla 3.47.- Resultados de ensayos a flexión.

#	Factores			Propiedades mecánicas a flexión		
	Orient. C1	Orient. C2	Temp.	Esfuerzo Máximo Flexión (Mpa)	Módulo Elasticidad Flexión (Mpa)	Deflexión (mm)
Caso 1	0	-45	60	54.05	3310	11.55
	0	-45	60	74.55	5360	10.31
	0	-45	60	70	4880	9.62
Caso 2	-45	0	60	104.77	3550	6.97
	-45	0	60	97.73	4460	6.6
	-45	0	60	101.23	9400	7.8
Caso 3	45	0	60	58.64	8020	5.61
	45	0	60	103.69	4490	10.47
	45	0	60	77.76	7830	6.93
Caso 4	0	45	60	40.66	3200	10.73
	0	45	60	47.33	4460	10.16
	0	45	60	38.46	4440	9.72
Caso 5	-45	-45	90	63.42	4940	10.06
	-45	-45	90	61.88	3940	10.96
	-45	-45	90	38.46	1860	12.58
Caso 6	45	-45	90	20.26	6490	13.51
	45	-45	90	54.58	3460	12.8
	45	-45	90	62.44	4880	11.2

Caso 7	0	0	90	80.84	8790	6.86
	0	0	90	83.24	9770	7.82
	0	0	90	89	9220	5.21
Caso 8	0	0	90	62.27	14800	5.43
	0	0	90	53.68	10700	6.06
	0	0	90	98.33	12900	9.52
Caso 9	0	0	90	92.05	2670	6.23
	0	0	90	114.46	6660	8.26
	0	0	90	49.71	8390	5.93
Caso 10	-45	45	90	34.32	1630	9.9
	-45	45	90	93.36	4610	12.25
	-45	45	90	66.94	7750	10.28
Caso 11	45	45	90	126.36	5400	12.65
	45	45	90	71.77	3610	14.09
	45	45	90	38.94	2740	11.02
Caso 12	0	-45	120	61.91	7300	11.8
	0	-45	120	89.52	7380	15.14
	0	-45	120	55.04	5040	12.47
Caso 13	-45	0	120	52.82	13200	4.67
	-45	0	120	50.46	8600	5.03
	-45	0	120	54.28	12200	5.4
Caso 14	45	0	120	51.84	13500	5.38
	45	0	120	38.85	21400	4.71
	45	0	120	57.59	12400	5.04
Caso 15	0	45	120	32.9	3000	11.95
	0	45	120	42.28	7000	9.59
	0	45	120	40.84	2960	13.23

Tabla 3.48.- Resultados de ensayos a impacto.

#	Factores			Propiedades mecánicas a impacto
	Orient. C1	Orient. C2	Temp.	Energía de fallo (J)
Caso 1	0	-45	60	3.46
	0	-45	60	
	0	-45	60	
Caso 2	-45	0	60	3.54
	-45	0	60	
	-45	0	60	

Caso 3	45	0	60	5.31
	45	0	60	
	45	0	60	
Caso 4	0	45	60	5.76
	0	45	60	
	0	45	60	
Caso 5	-45	-45	90	4.87
	-45	-45	90	
	-45	-45	90	
Caso 6	45	-45	90	4.29
	45	-45	90	
	45	-45	90	
Caso 7	0	0	90	4.16
	0	0	90	
	0	0	90	
Caso 8	0	0	90	3.98
	0	0	90	
	0	0	90	
Caso 9	0	0	90	4.2
	0	0	90	
	0	0	90	
Caso 10	-45	45	90	4.07
	-45	45	90	
	-45	45	90	
Caso 11	45	45	90	4.25
	45	45	90	
	45	45	90	
Caso 12	0	-45	120	4.43
	0	-45	120	
	0	-45	120	
Caso 13	-45	0	120	5.49
	-45	0	120	
	-45	0	120	
Caso 14	45	0	120	5.31
	45	0	120	
	45	0	120	
Caso 15	0	45	120	5.76
	0	45	120	
	0	45	120	

3.3 Análisis de datos a Tracción

3.3.1 Resultados del esfuerzo a tracción

3.3.1.1 Verificación de Supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados de esfuerzo máximo a tracción se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H₀: Los datos siguen una distribución normal

H₁: Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

Valor p > α : Se acepta Ho

0,633 > 0,05

Por lo tanto, se aceptó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.1 se presenta el comportamiento que siguen los datos bajo una distribución normal.

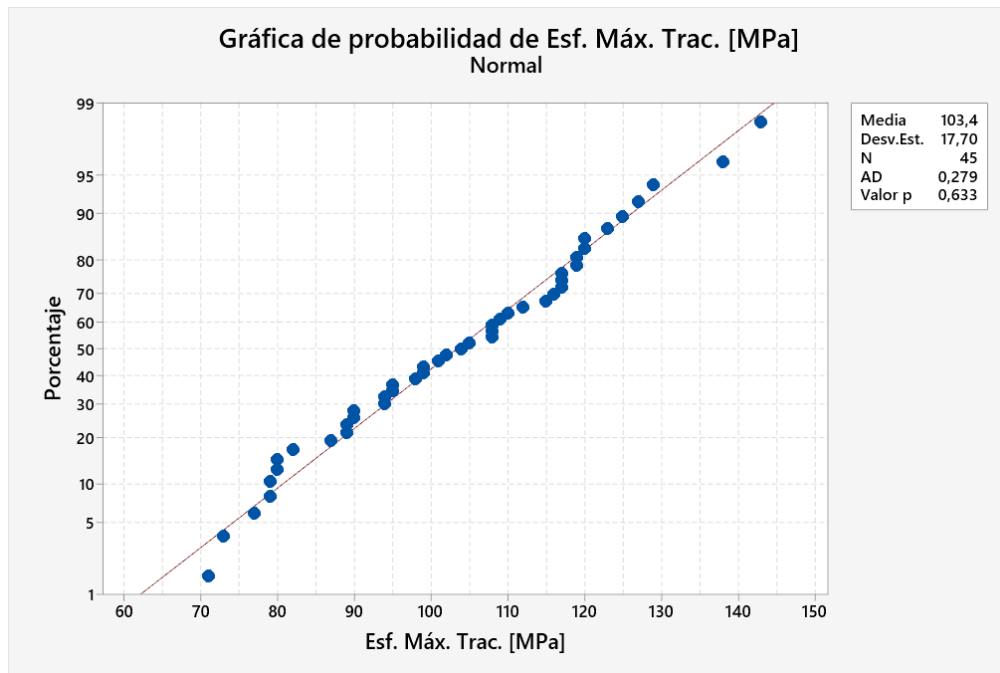


Figura 3.1.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados de esfuerzo máximo a tracción es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$0,727 > 0,05$

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.49 se presentan los resultados de la

prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene. En ambos casos se visualiza que las varianzas no presentan diferencias significativas.

Tabla 3.49.- Prueba de igualdad de varianzas: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,727
Levene	0,47	0,917

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.2 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

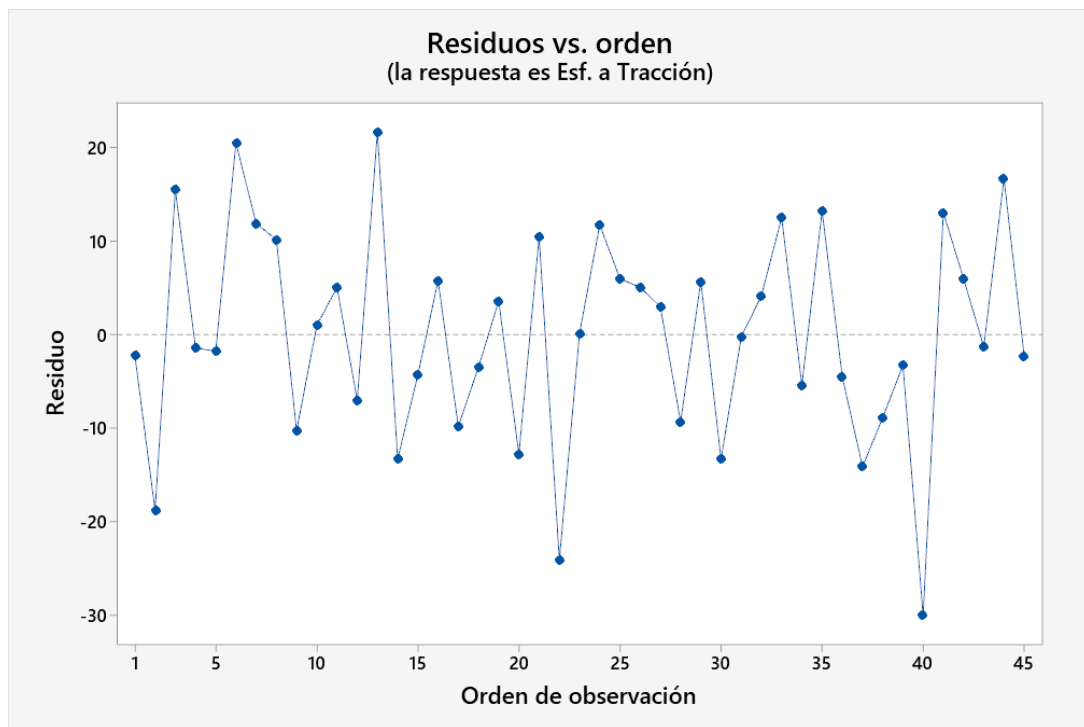


Figura 3.2.- Residuos vs orden: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.1.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta (MSR)

Puesto que los resultados de esfuerzo máximo a tracción cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.50 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 58,57% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 30,99% con lo que se puede indicar que el modelo se ajusta a los datos y es válido para realizar futuras predicciones, sin embargo, este parámetro podría incrementarse en un futuro para asegurar predicciones más fiables.

Tabla 3.50.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
12,7717	58,57%	47,92%	30,99%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.51 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.51.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	9	8071,5	896,83	5,50	0,000
Lineal	3	741,6	247,19	1,52	0,228
A	1	18,4	18,38	0,11	0,739
B	1	495,0	495,04	3,03	0,090
C	1	228,2	228,17	1,40	0,245
Cuadrado	3	7136,7	2378,91	14,58	0,000
A*A	1	4176,1	4176,08	25,60	0,000
B*B	1	3169,9	3169,92	19,43	0,000
C*C	1	78,8	78,77	0,48	0,492
Interacción de 2 factores	3	193,2	64,39	0,39	0,758
A*B	1	16,3	16,33	0,10	0,754
A*C	1	36,7	36,75	0,23	0,638
B*C	1	140,1	140,08	0,86	0,360
Error	35	5709,1	163,12		
Falta de ajuste	29	4619,1	159,28	0,88	0,636
Error puro	6	1090,0	181,67		
Total	44	13780,6			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 03 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, los Valores p son mayores a α . En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se determinó que los resultados sí se encuentran asociados a estos factores, a excepción de la temperatura en el que se obtuvo un valor mayor a α . En la interacción de dos factores se determinó que en todos los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α .

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.3 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que los términos cuadráticos A*A y B*B son significativos dentro del rango de 0,05.

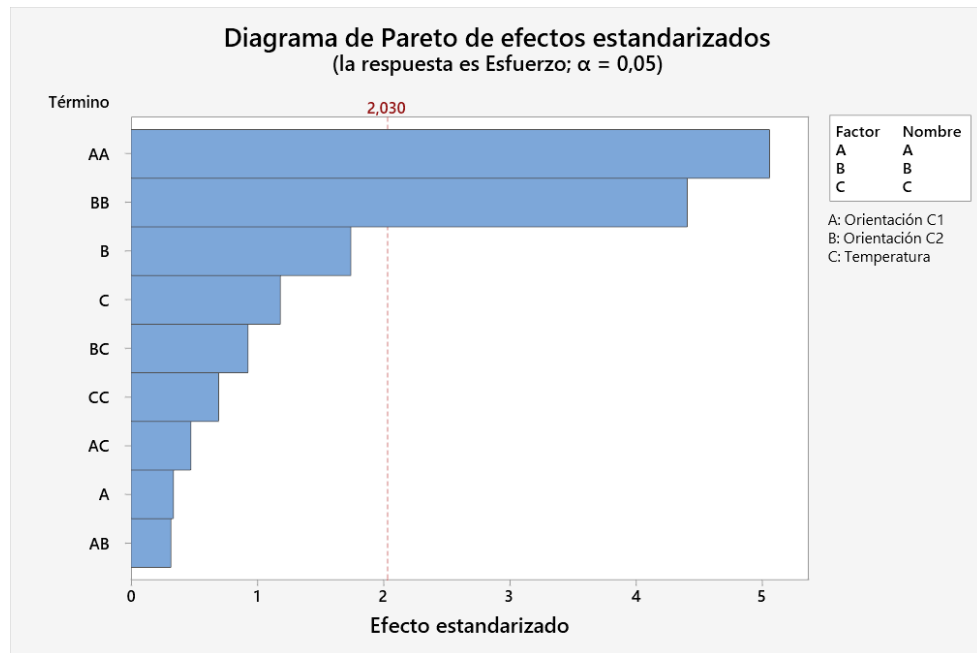


Figura 3.3.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados de esfuerzo máximo a tracción de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de los esfuerzos. En la Figura 3.4 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en 0° , el mismo efecto se encontró para la Orientación C2. En el caso de la temperatura los mejores resultados de esfuerzo se encontraron en 60° C.

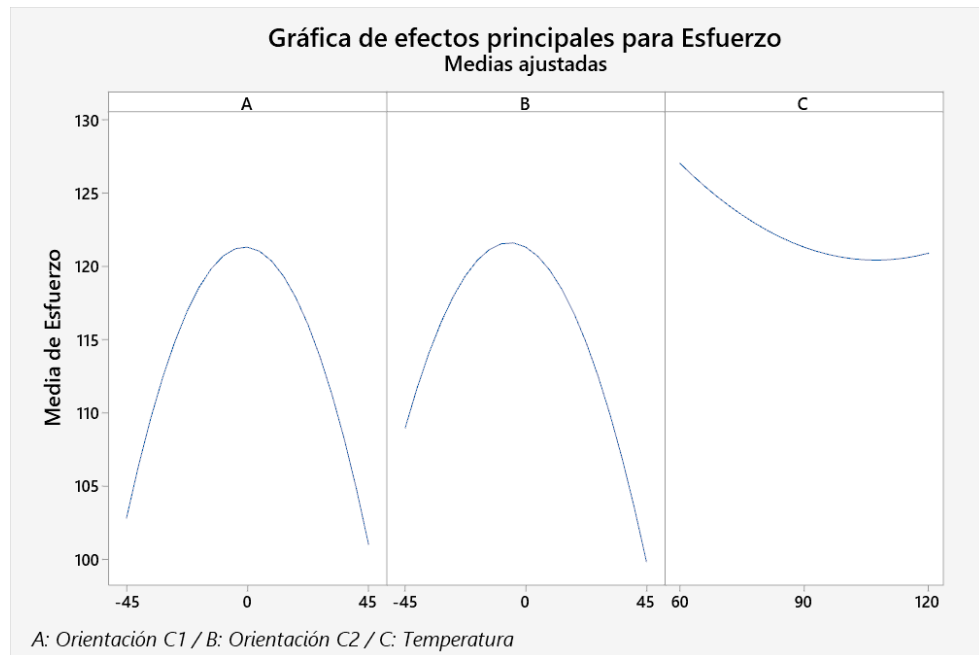


Figura 3.4.- Efectos principales: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta del Esfuerzo Máximo a Tracción es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.5 en la que se visualiza que existe interacción entre la Orientación C1 y la temperatura de 90° C y 120 °C. En el caso de la Orientación C2 y la temperatura de 60 °C, 90° C y 120°C también existe puesto que se entrecruzan las tres líneas.

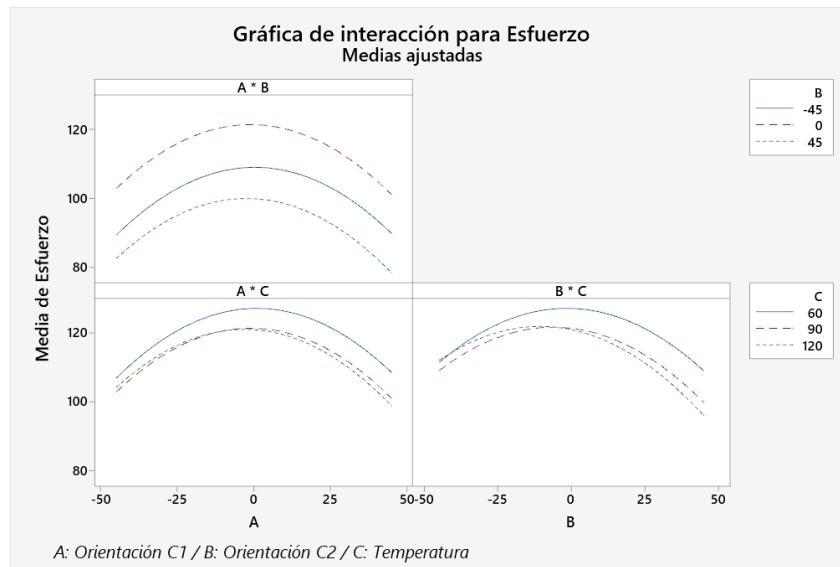


Figura 3.5.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.6 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción se acuerdo con la interacción de las variables, en todos los casos existe un efecto superior en el valor de orientación 0°.

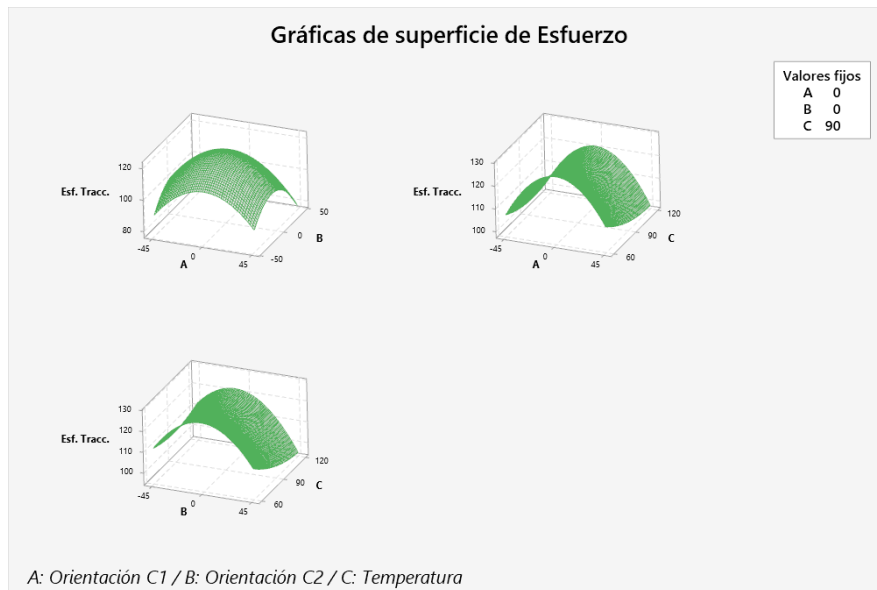


Figura 3.6.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.1.3 Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Tracción

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor del Esfuerzo a Tracción mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El esfuerzo máximo encontrado fue de 127,11 MPa con una Orientación C1 de 1,3636°, Orientación C2 de -1,4325° y una temperatura de 60°C.

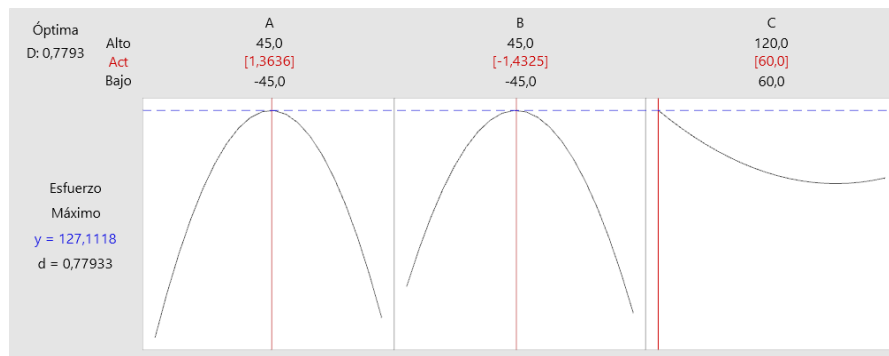


Figura 3.7.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.2 Resultados del módulo de elasticidad a tracción

3.3.2.1 Verificación de supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados del módulo de elasticidad a tracción se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,099 > 0,05$$

Por lo tanto, se aceptó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.8 se presenta el comportamiento que siguen los datos bajo una distribución normal.

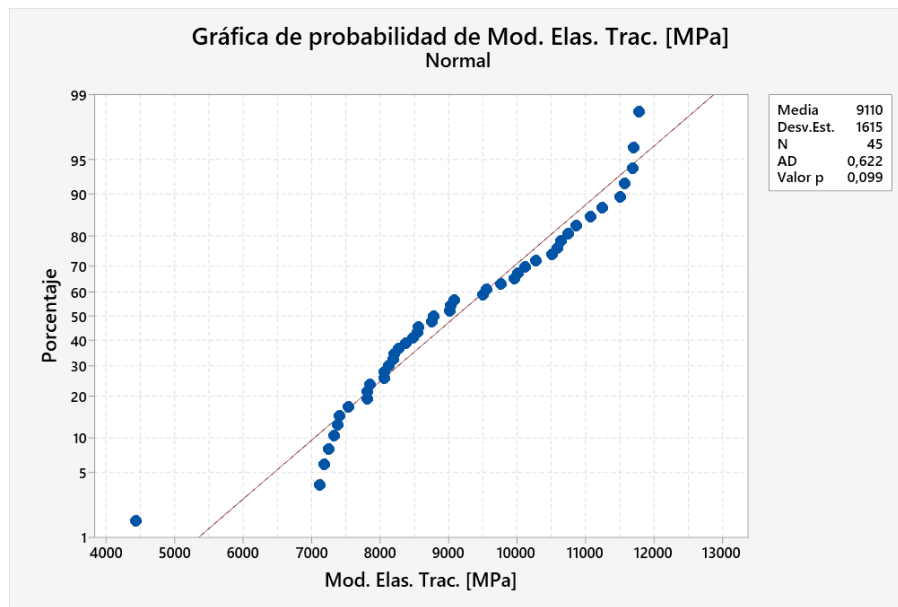


Figura 3.8.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados del módulo de elasticidad a tracción es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

Valor p > α : Se acepta Ho

$$0,091 > 0,05$$

Por lo tanto, se pudo aceptar Ho puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.52 se presentan los resultados de la prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene. En ambos casos se visualiza que las varianzas no presentan diferencias significativas.

Tabla 3.52.- Prueba de igualdad de varianzas: Modulo de Elasticidad a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,091
Levene	1,52	0,168

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.9 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

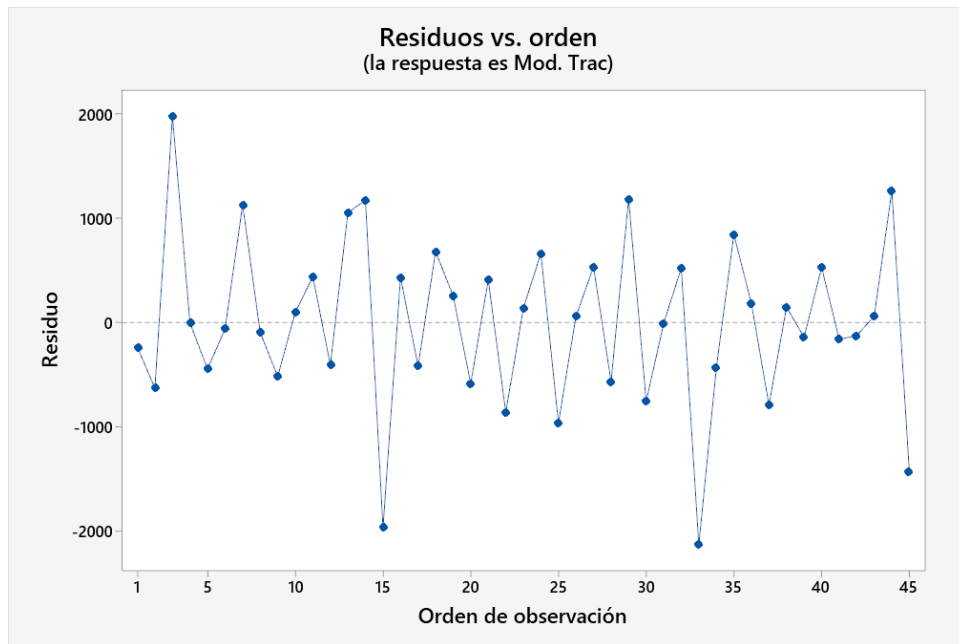


Figura 3.9.- Residuos vs orden: Resultados de Modulo Elasticidad a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.2.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados del módulo de elasticidad a tracción cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.53 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 74,41% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 60,01% con lo que se puede indicar que el modelo se ajusta a los datos y es válido para realizar futuras predicciones, puesto que presentan un porcentaje alto de ajuste.

Tabla 3.53.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Modulo Elasticidad a Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
915,729	74,41%	67,83%	60,01%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.54 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.54.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Módulo de Elasticidad Tracción vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	9	85357941	9484216	11,31	0,000
Lineal	3	6529974	2176658	2,60	0,068
A	1	3727240	3727240	4,44	0,042
B	1	911041	911041	1,09	0,304
C	1	1891693	1891693	2,26	0,142
Cuadrado	3	57426479	19142160	22,83	0,000
A*A	1	35510298	35510298	42,35	0,000
B*B	1	20156966	20156966	24,04	0,000
C*C	1	2561288	2561288	3,05	0,089
Interacción de 2 factores	3	21401488	7133829	8,51	0,000
A*B	1	625633	625633	0,75	0,394
A*C	1	2413827	2413827	2,88	0,099
B*C	1	18362028	18362028	21,90	0,000
Error	35	29349558	838559		
Falta de ajuste	29	17070691	588645	0,29	0,990
Error puro	6	12278867	2046478		
Total	44	114707499			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 06 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, el factor A presenta un valor p menor a α por lo que tiene asociación con los resultados. En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se

determinó que los resultados sí se encuentran asociados a estos factores, a excepción de la temperatura en el que se obtuvo un valor mayor a α . En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C son mayores a α y B*C tiene asociación con los resultados.

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.10 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que los términos cuadráticos A*A y B*B son significativos dentro del rango de 0,05 y este mismo comportamiento se visualiza para la interacción de segundo orden B*C y del factor A.

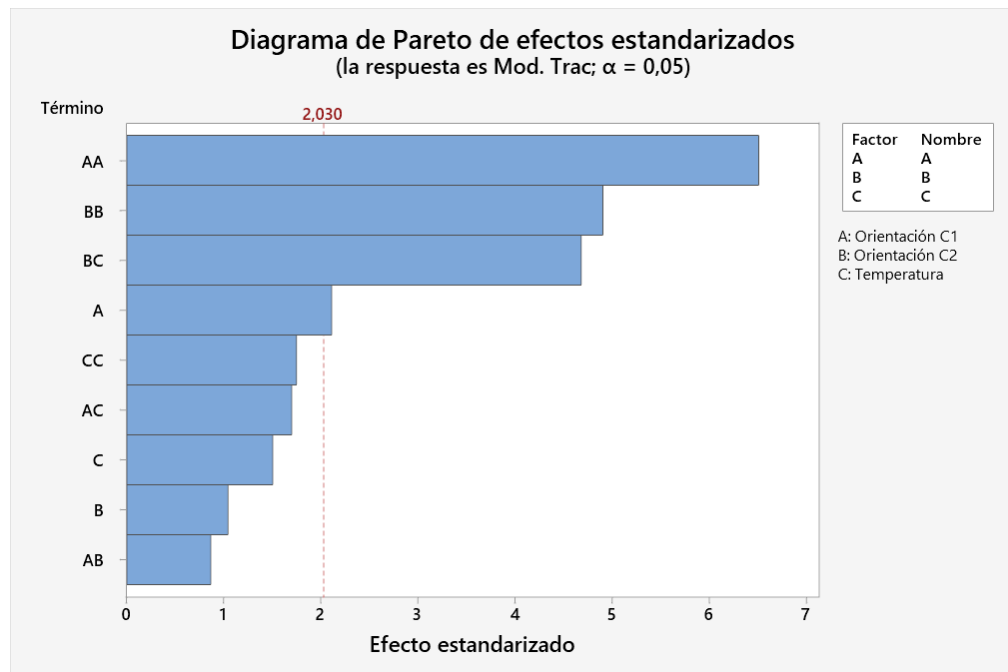


Figura 3.10.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Módulo de Elasticidad. a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados del módulo de elasticidad a tracción de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de los módulos. En la Figura 3.11 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en 0° , el mismo efecto se encontró para la Orientación

C2. En el caso de la temperatura los mejores resultados de módulo de elasticidad se encontraron en 60° C.

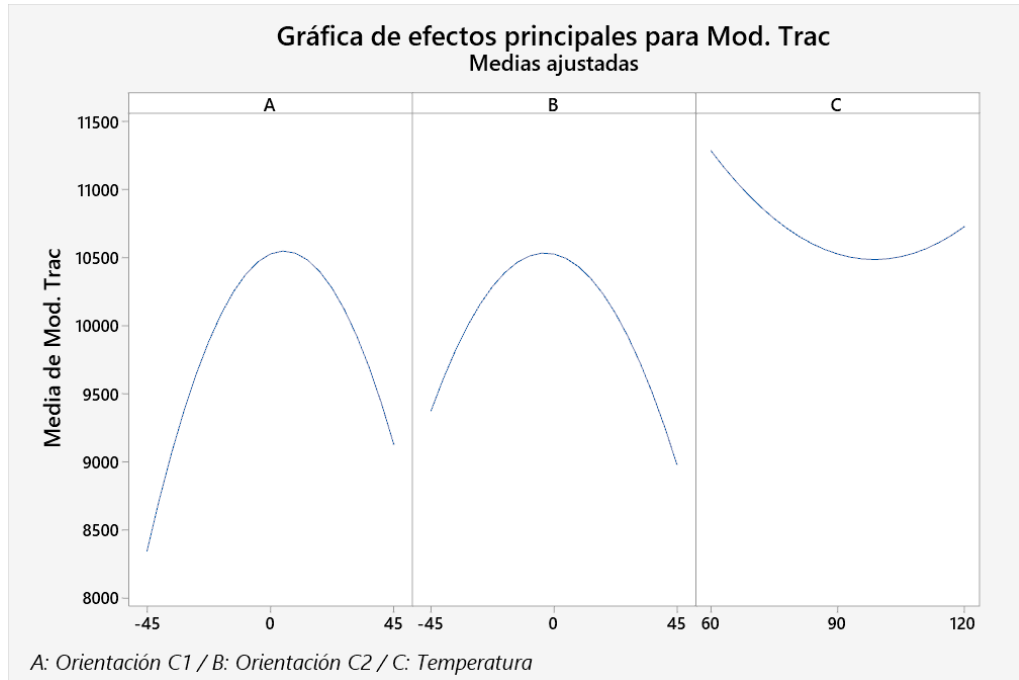


Figura 3.11.- Efectos principales: Resultados de Módulo de Elasticidad a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta del módulo de elasticidad a tracción es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.12 en la que se visualiza que existe interacción entre la orientación C1 y C2 entre -45° y 45°, en la orientación C1 y la temperatura existe interacción en los tres rangos de 60, 90 y 120 °C, finalmente en la interacción de la orientación C2 y la temperatura es más fuerte en los tres rangos de temperatura planteados.

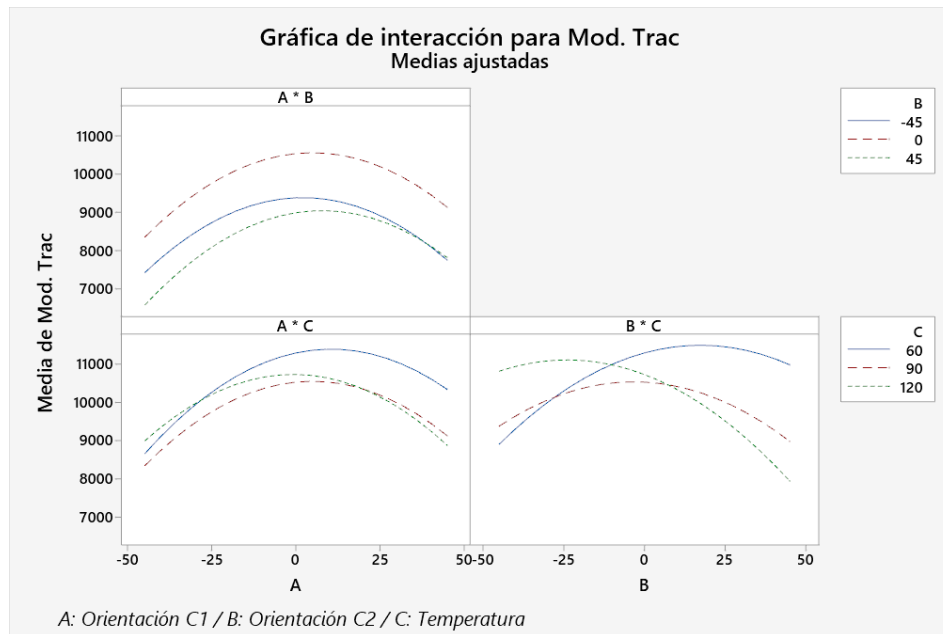


Figura 3.12.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Módulo de Elasticidad a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.13 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados de módulo de elasticidad a tracción se acuerdo con la interacción de las variables, en todos los casos existe un efecto superior en el valor de orientación 0°.

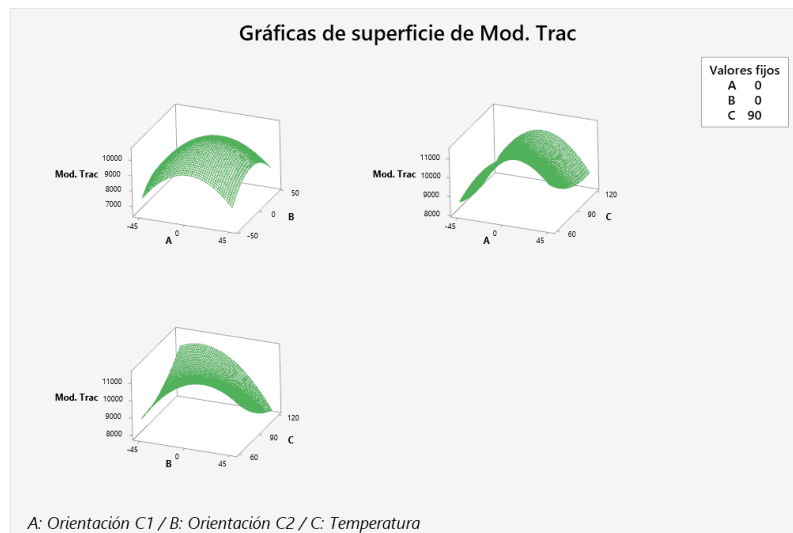


Figura 3.13.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Modulo de Elasticidad a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.2.3 Optimización individual del Módulo de Elasticidad a Tracción

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor del módulo de elasticidad a tracción mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El módulo máximo encontrado fue de 11610 MPa con una Orientación C1 de 11,3636°, Orientación C2 de 18,6364° y una temperatura de 60°C.

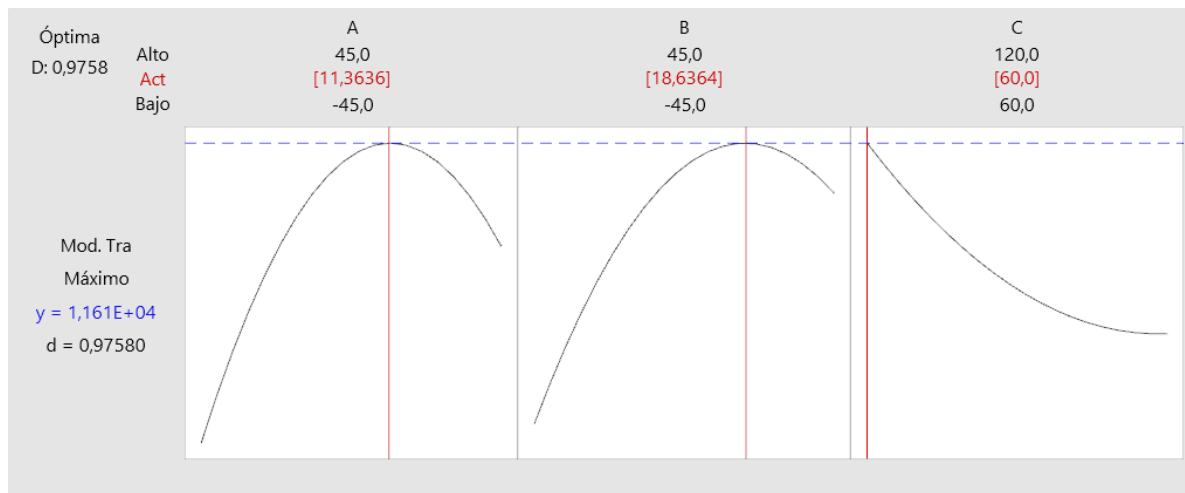


Figura 3.14.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Modulo de Elasticidad a Tracción.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.3 Resultados del porcentaje de elongación

3.3.3.1 Verificación de supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados del porcentaje de elongación se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,238 > 0,05$$

Por lo tanto, se aceptó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.15 se presenta el comportamiento que siguen los datos bajo una distribución normal.

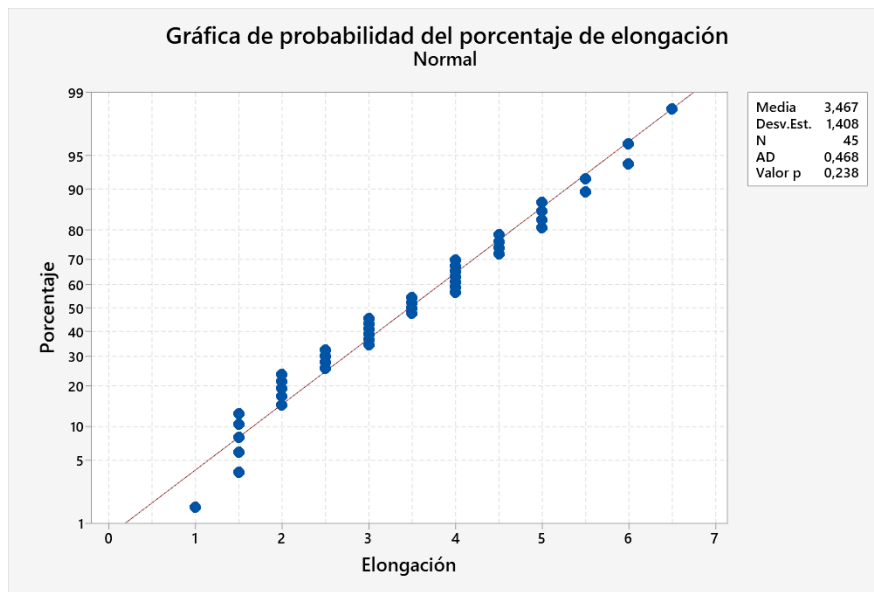


Figura 3.15.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados del porcentaje de elongación es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,405 > 0,05$$

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.55 se presentan los resultados de la prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene. En ambos casos se visualiza que las varianzas no presentan diferencias significativas.

Tabla 3.55.- Prueba de igualdad de varianzas: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,405
Levene	0,47	0,905

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.16 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

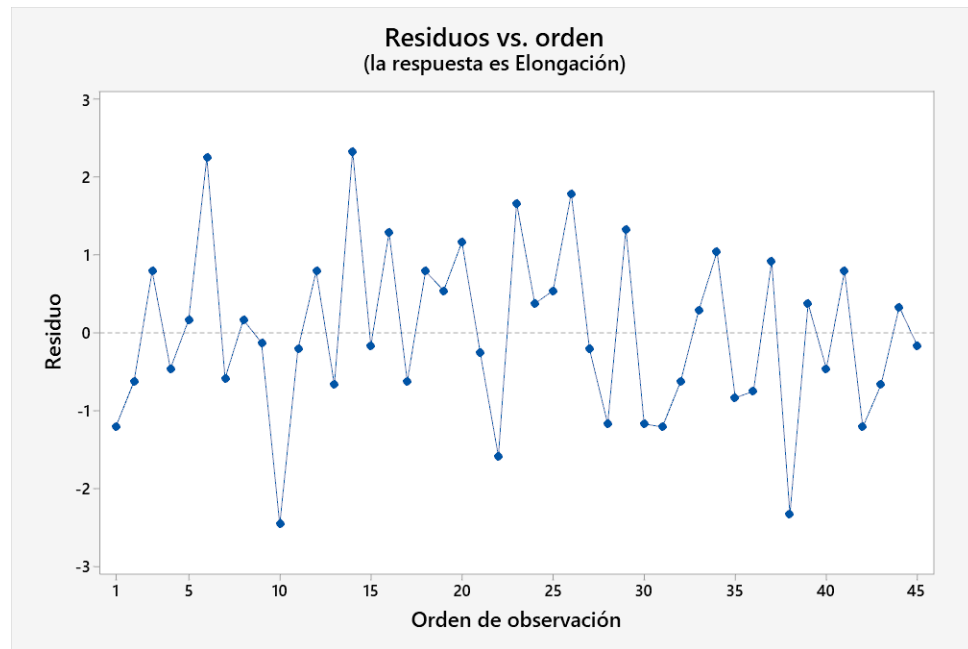


Figura 3.16.- Residuos vs orden: Resultados de Porcentaje de Elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.3.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados del porcentaje de elongación cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.56 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 40,08% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 0,00% debido a que es menor que R-cuadrado se puede indicar que el modelo está sobreajustado con lo que se puede indicar que se deben dejar de lado los factores que no influyen en el diseño para que estos dos parámetros aumenten.

Tabla 3.56.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
1,22183	40,08%	24,67%	0,00%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.57 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.57.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Porcentaje de elongación vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	9	34,9500	3,8833	2,60	0,021
Lineal	3	25,7500	8,5833	5,75	0,003
A	1	1,0417	1,0417	0,70	0,409
B	1	2,6667	2,6667	1,79	0,190
C	1	22,0417	22,0417	14,76	0,000
Cuadrado	3	0,9500	0,3167	0,21	0,887
A*A	1	0,4808	0,4808	0,32	0,574
B*B	1	0,4808	0,4808	0,32	0,574
C*C	1	0,0192	0,0192	0,01	0,910
Interacción de 2 factores	3	8,2500	2,7500	1,84	0,158
A*B	1	4,0833	4,0833	2,74	0,107
A*C	1	0,0833	0,0833	0,06	0,815
B*C	1	4,0833	4,0833	2,74	0,107
Error	35	52,2500	1,4929		
Falta de ajuste	29	42,4167	1,4626	0,89	0,625
Error puro	6	9,8333	1,6389		
Total	44	87,2000			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 3.57 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, el factor C presenta un valor p menor a α por lo que tiene asociación con los resultados. En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se

obtuvo valores mayores a α . En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α .

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.17 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que el factor C es significativo dentro del rango de 0,05.

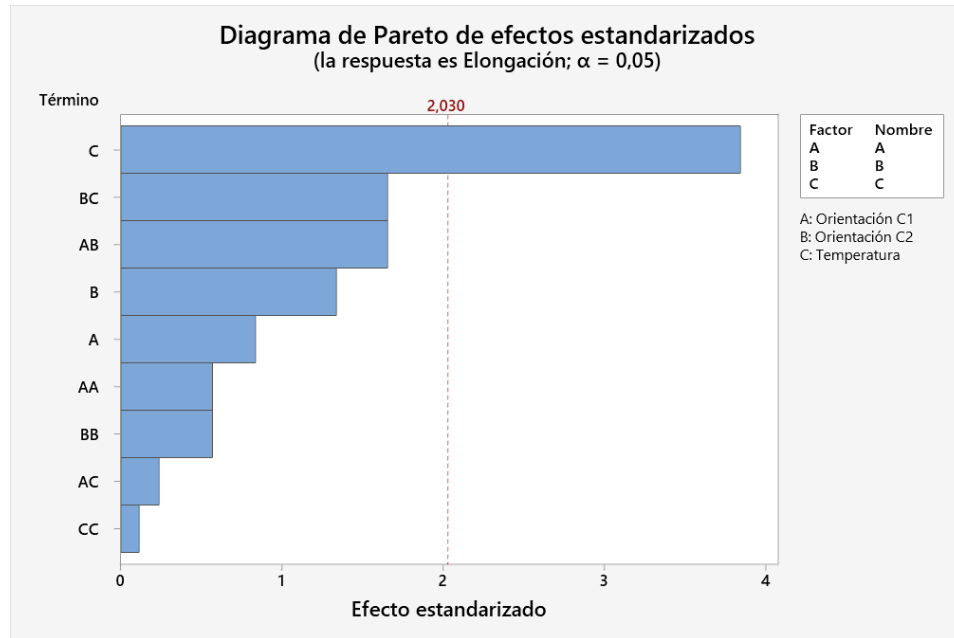


Figura 3.17.-Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Porcentaje de elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados del porcentaje de elongación de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de elongación. En la Figura 3.18 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en -45° , para la Orientación C2 a 45° . En el caso de la temperatura los mejores resultados de elongación se encontraron en 120° C.

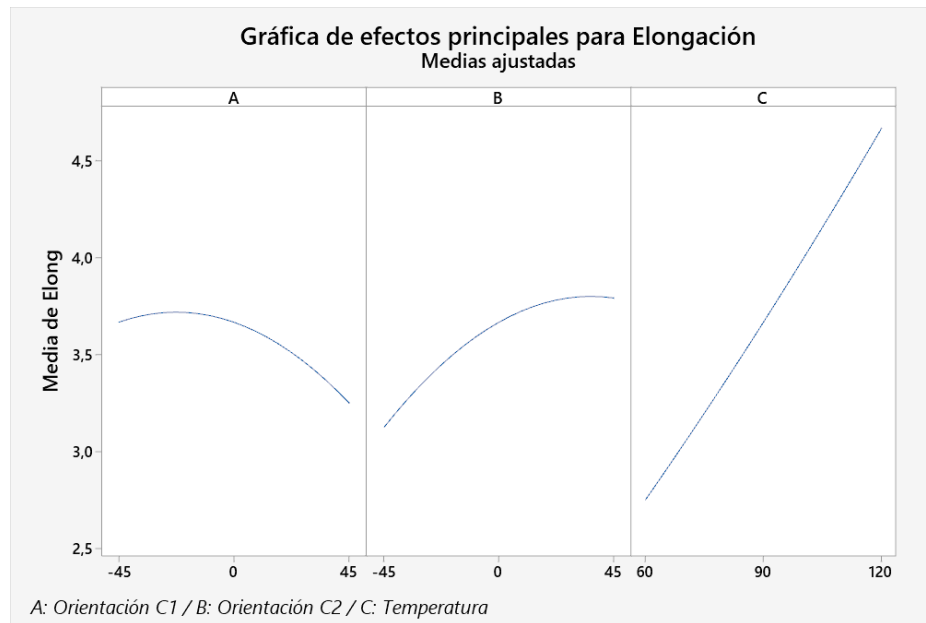


Figura 3.18.- Efectos principales: Resultados de Porcentaje de elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta del porcentaje de elongación es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.19 en la que se visualiza que existe interacción entre la orientación C1 y C2 entre -45° , 0° y 45° ; mientras que en las demás comparaciones no existe interacción.

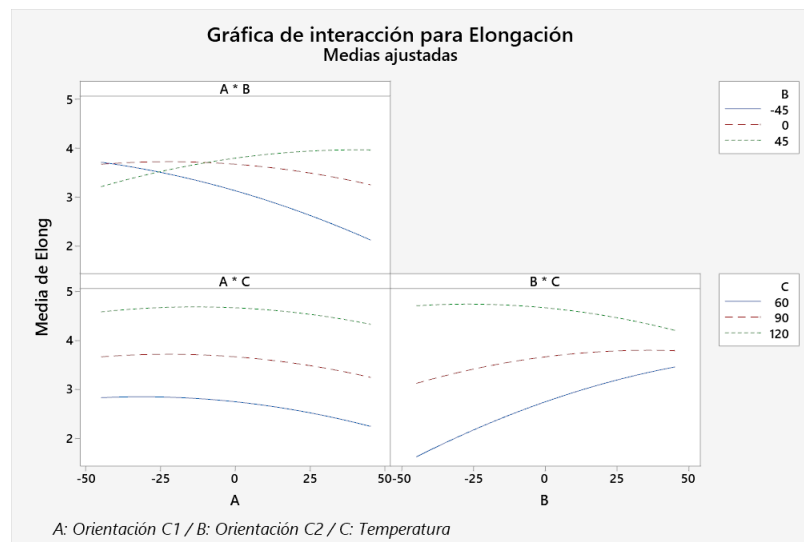


Figura 3.19.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Porcentaje de elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.20 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados del porcentaje de elongación se acuerdo con la interacción de las variables, se aprecia que la orientación de -45° en A y 45° en B es fundamental para encontrar mayores resultados, así también que la temperatura de 120°C presenta mayores porcentajes de elongación.

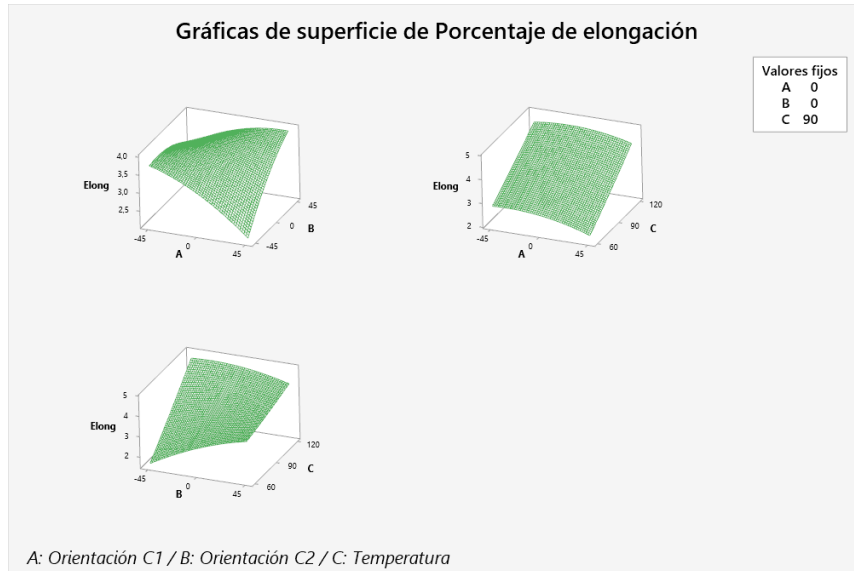


Figura 3.20.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Porcentaje de elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.3.3.3 Optimización individual del Porcentaje de elongación

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor del porcentaje de elongación mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El porcentaje máximo encontrado fue de 5,2083% con una Orientación C1 de -45° , Orientación C2 de -45° y una temperatura de 120°C .

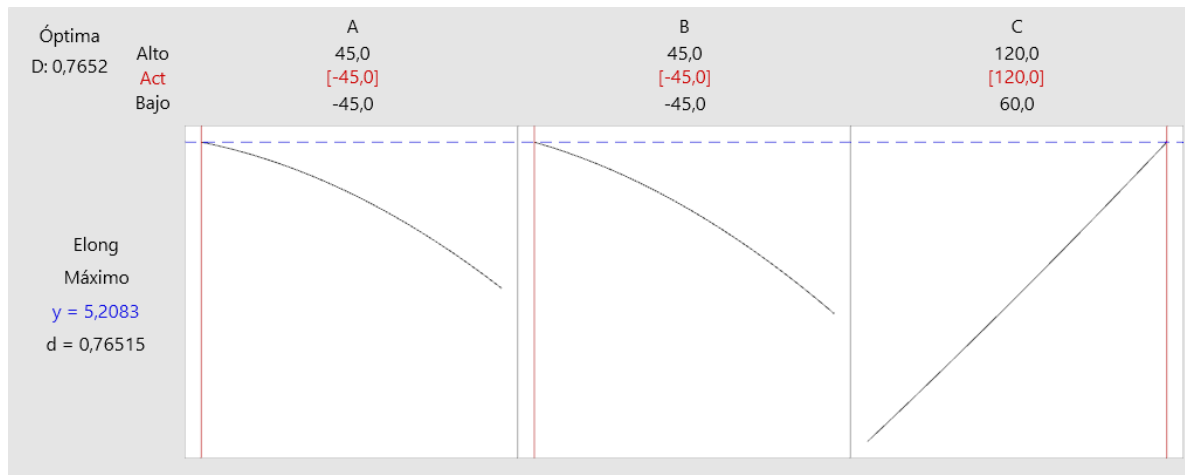


Figura 3.21.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Porcentaje de elongación.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4 Análisis de datos a Flexión

3.4.1 Resultados del esfuerzo máximo a flexión

3.4.1.1 Verificación de Supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados del esfuerzo máximo a flexión se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$0,076 > 0,05$

Por lo tanto, se aceptó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.22 se presenta el comportamiento que siguen los datos bajo una distribución normal.

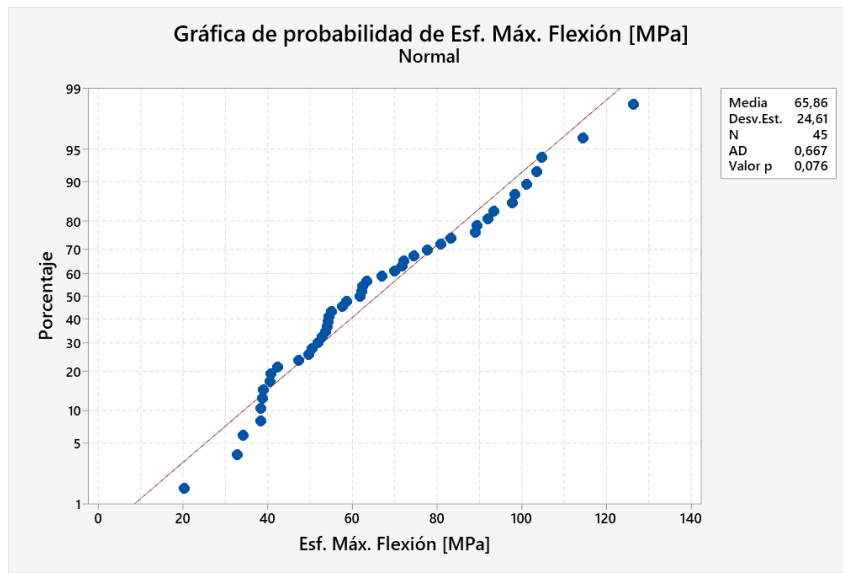


Figura 3.22.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados del esfuerzo máximo a flexión es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p de Levene.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

0,268 > 0,05

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.58 se presentan los resultados de la

prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene. En este caso se valida este supuesto con el estadístico de Levene.

Tabla 3.58.- Prueba de igualdad de varianzas: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,017
Levene	1,30	0,268

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.23 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

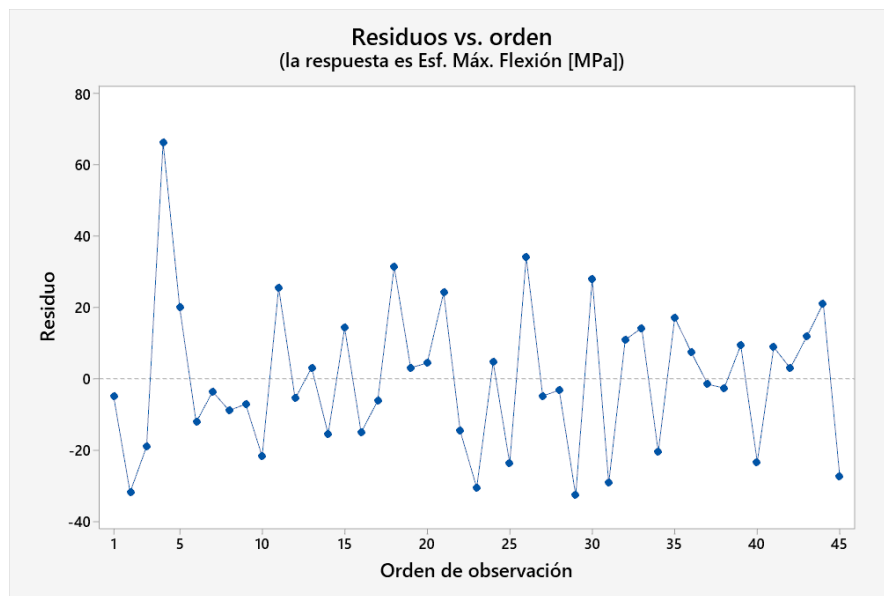


Figura 3.23.- Residuos vs orden: Resultados de Esfuerzo Máximo de Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.1.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados del esfuerzo máximo de flexión cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.59 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 29,52% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 0,00% debido a que es menor que R-cuadrado se puede indicar que el modelo está sobreajustado con lo que se puede indicar que se deben dejar de lado los factores que no influyen en el diseño para que estos dos parámetros aumenten.

Tabla 3.59.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
23,8527	29,52%	6,02%	0,00%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.60 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : *No hay asociación entre el término y la respuesta*

H_1 : *Existe asociación entre el término y la respuesta*

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: *La asociación es estadísticamente significativa*

Tabla 3.60.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Esfuerzo Máximo a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	11	7862,8	714,80	1,26	0,292
Bloques	2	802,0	400,99	0,70	0,501
Lineal	3	2417,2	805,73	1,42	0,256
A	1	135,1	135,14	0,24	0,629
B	1	74,6	74,62	0,13	0,720
C	1	2207,4	2207,43	3,88	0,057
Cuadrado	3	3933,0	1310,99	2,30	0,095
A*A	1	31,2	31,22	0,05	0,816
B*B	1	3453,9	3453,86	6,07	0,019
C*C	1	693,7	693,74	1,22	0,277
Interacción de 2 factores	3	710,7	236,90	0,42	0,742
A*B	1	395,9	395,95	0,70	0,410
A*C	1	246,3	246,25	0,43	0,515
B*C	1	68,5	68,50	0,12	0,731
Error	33	18775,3	568,95		
Falta de ajuste	27	15143,8	560,88	0,93	0,601
Error puro	6	3631,6	605,26		
Total	44	26638,2			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 3.60 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, son mayores a α . En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se obtuvo valores mayores a α , a excepción del modelo B*B. En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α .

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.24 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que el factor B*B es significativo dentro del rango de 0,05.

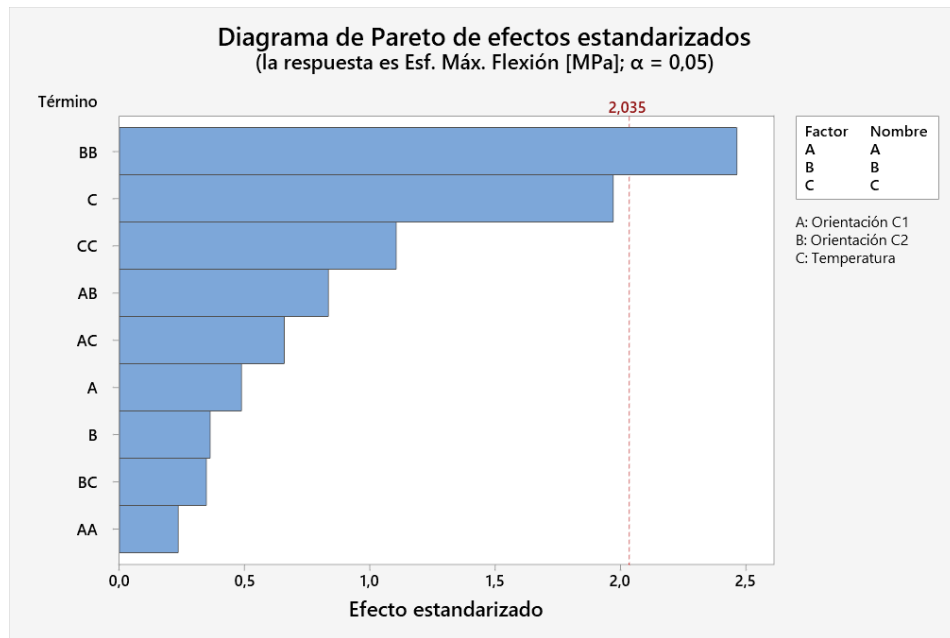


Figura 3.24.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados del esfuerzo máximo a flexión de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de esfuerzo. En la Figura 3.25 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en -45° , para la Orientación C2 a 0° . En el caso de la temperatura los mejores resultados de esfuerzo a flexión se encontraron en 60° C.

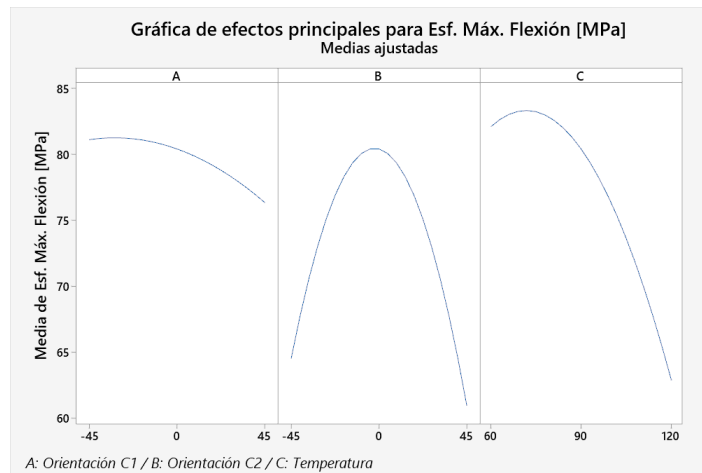


Figura 3.25.- Efectos principales: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta del esfuerzo máximo a flexión es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.26 en la que se visualiza que existe interacción entre la orientación C1 y C2 entre -45° y 45° ; en la interacción de la Orientación C1 y la temperatura entre los 60°C y 90°C y esto se repite entre la Orientación C2 y la temperatura.

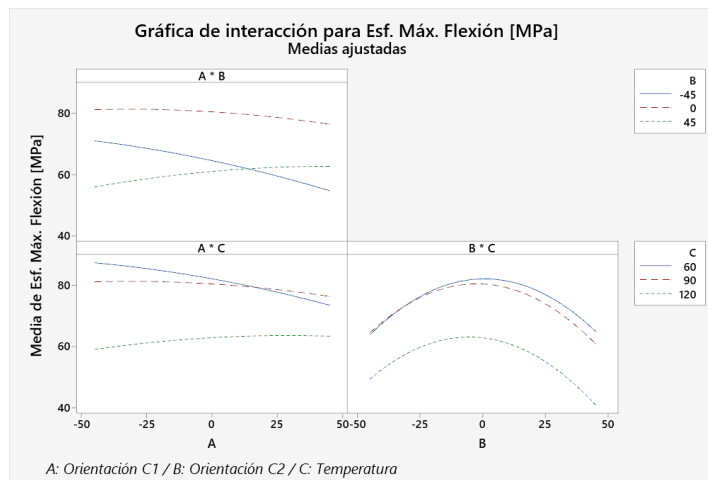


Figura 3.26.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.27 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados del esfuerzo máximo a flexión se acuerdo con la interacción de las variables, se aprecia que

la orientación de -45° en A y 0° en B es fundamental para encontrar mayores resultados, así también que la temperatura de 60°C presenta mayores valores de esfuerzo a flexión.

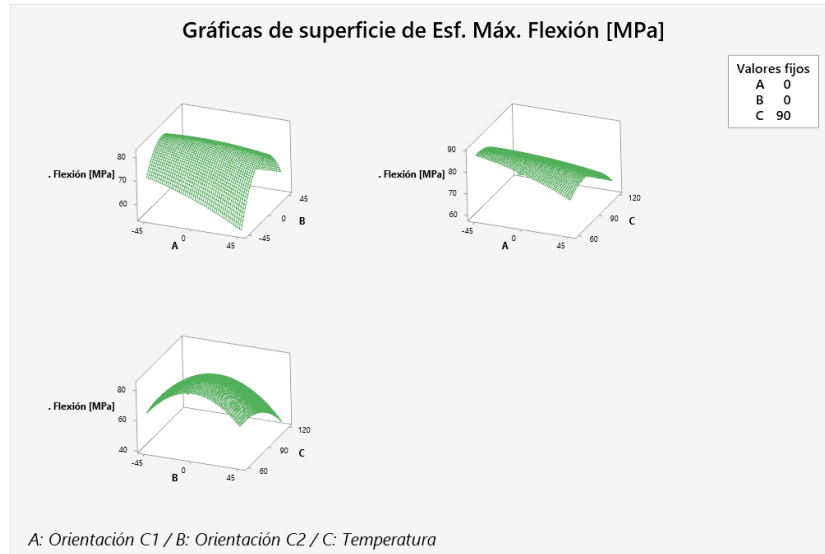


Figura 3.27.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.1.3 Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor del esfuerzo máximo a flexión mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El esfuerzo máximo encontrado fue de $87,8\text{ MPa}$ con una Orientación C1 de -45° , Orientación C2 de $-6,8182^\circ$ y una temperatura de $63,6364^\circ\text{C}$.

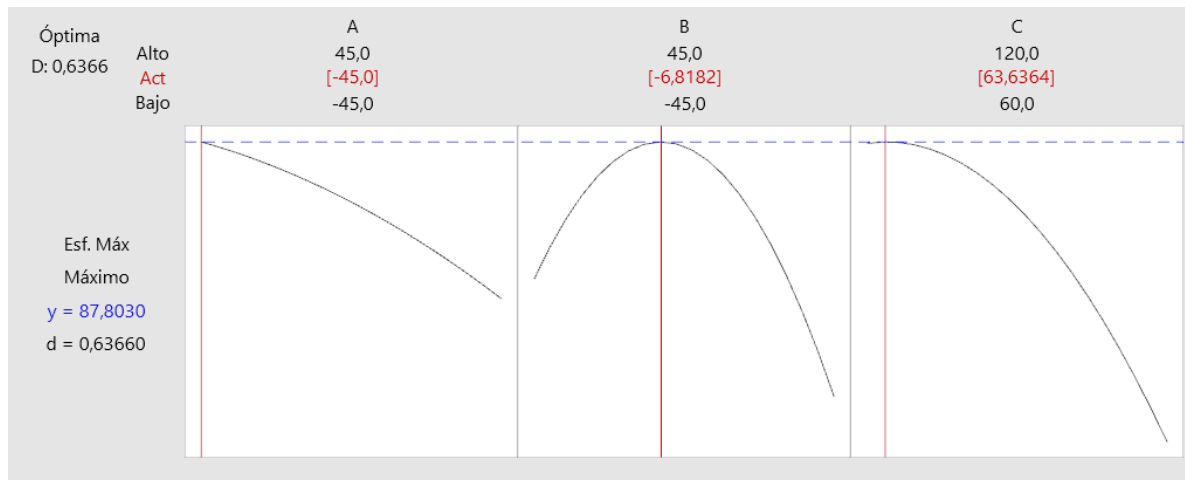


Figura 3.28.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Esfuerzo Máximo a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.2 Resultados del módulo elástico a flexión

3.4.2.1 Verificación de supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados del módulo elástico a flexión se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$0,05 > 0,05$

Por lo tanto, se aceptó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.29 se presenta el comportamiento que siguen los datos bajo una distribución normal.

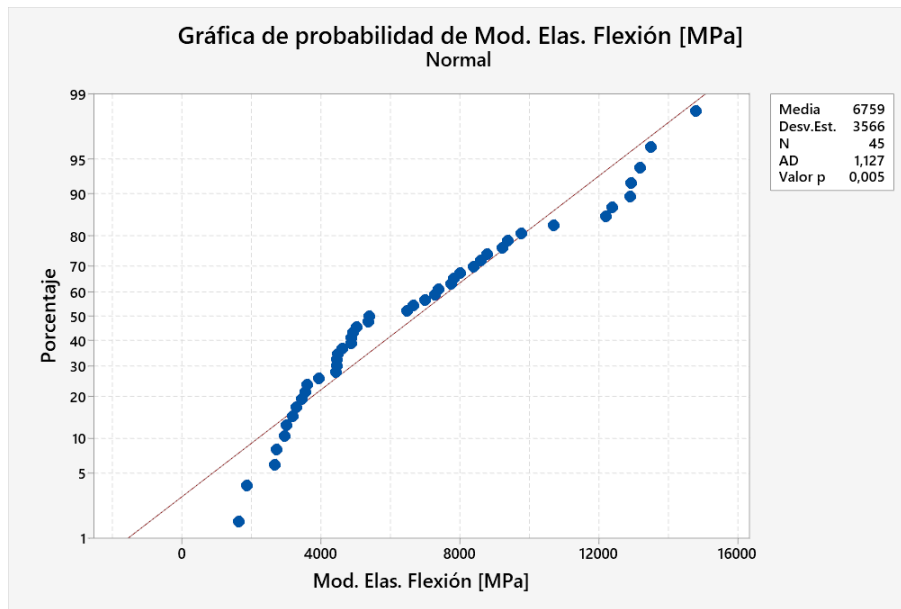


Figura 3.29.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados del módulo elástico a flexión es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H₀: Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H₁: Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p de Levene.

Valor p > α : Se acepta H₀

$$0,594 > 0,05$$

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.61 se presentan los resultados de la prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene.

Tabla 3.61.- Prueba de igualdad de varianzas: Modulo de Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,594
Levene	0,58	0,844

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.30 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

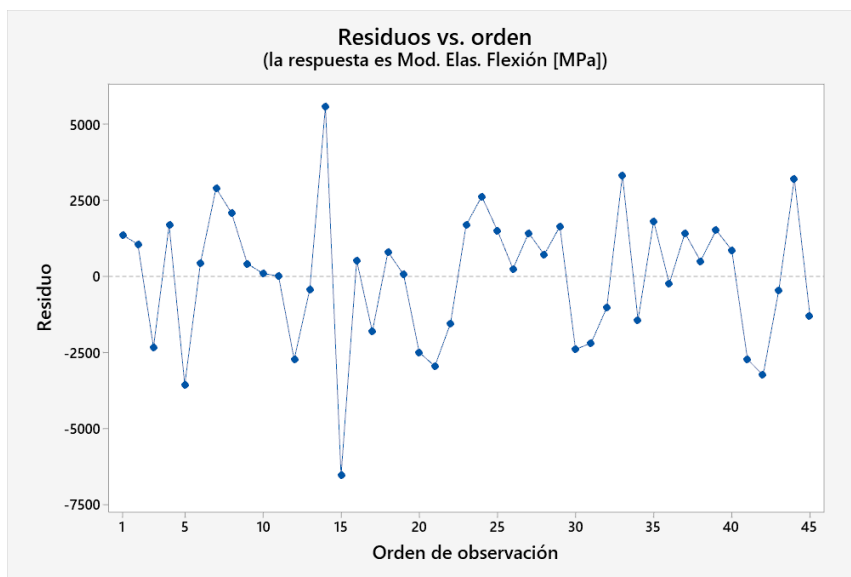


Figura 3.30.- Residuos vs orden: Resultados de Módulo Elástico de Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.2.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados del módulo elástico de flexión cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.62 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuad es de 60,50% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 31,00% con lo que se puede interpretar que el modelo es útil para realizar predicciones, sin embargo, se requiere aumentar el valor de R-cuadrado para que el modelo se ajuste con los datos.

Tabla 3.62.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Modulo Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
2587,92	60,50%	47,34%	31,00%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.63 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.63.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Modulo Elástico a Flexión vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	11	338571499	30779227	4,60	0,000
Bloques	2	3220093	1610047	0,24	0,788
Lineal	3	80513142	26837714	4,01	0,015
A	1	3864038	3864038	0,58	0,453
B	1	2693400	2693400	0,40	0,530
C	1	73955704	73955704	11,04	0,002
Cuadrado	3	248842314	82947438	12,39	0,000
A*A	1	1320555	1320555	0,20	0,660
B*B	1	244804937	244804937	36,55	0,000
C*C	1	636555	636555	0,10	0,760
Interacción de 2 factores	3	5995950	1998650	0,30	0,826
A*B	1	3339075	3339075	0,50	0,485
A*C	1	307200	307200	0,05	0,832
B*C	1	2349675	2349675	0,35	0,558
Error	33	221012621	6697352		
Falta de ajuste	27	126965487	4702425	0,30	0,986
Error puro	6	94047133	15674522		
Total	44	559584120			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 3.63 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, son mayores a α , a excepción del factor C que presenta asociación. En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se obtuvo valores mayores a α , a excepción del modelo B*B. En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α .

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.31 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que el factor B*B y C son significativos dentro del rango de 0,05.

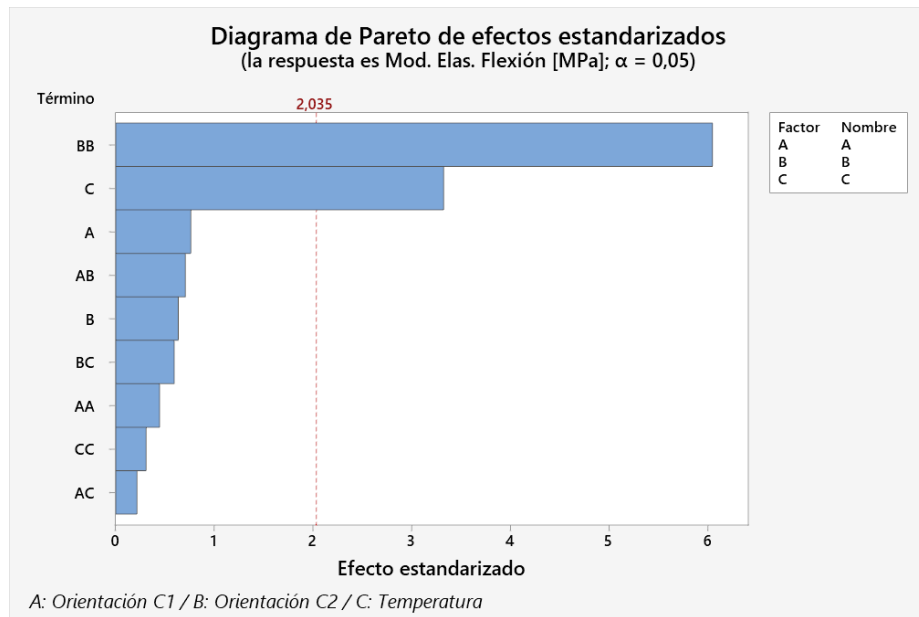


Figura 3.31.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados del módulo elástico a flexión de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de esfuerzo. En la Figura 3.32 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en -45° , para la Orientación C2 a 0° . En el caso de la temperatura los mejores resultados del módulo elástico a flexión se encontraron en 120° C .

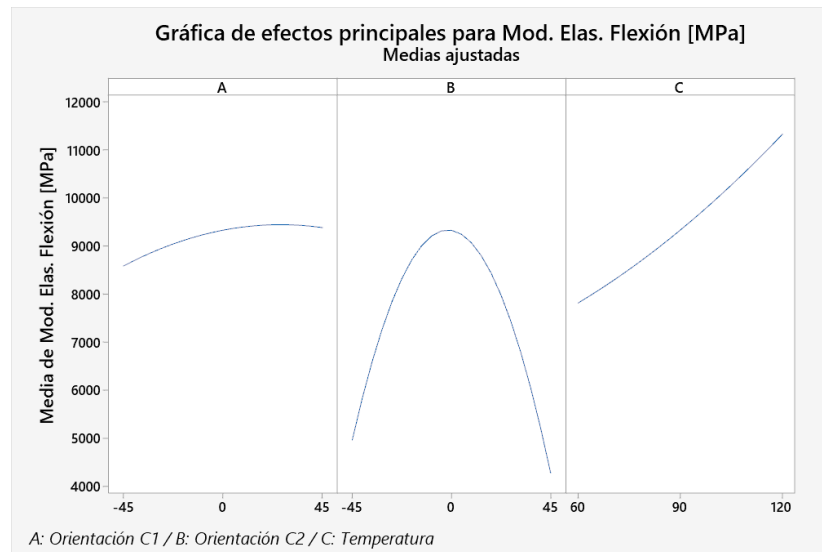


Figura 3.32.- Efectos principales: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta del módulo elástico a flexión es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.33 en la que se visualiza que existe interacción entre la orientación C1 y C2 entre -45° y 45° ; no existe interacción entre la Orientación C1 y la temperatura y esto se repite entre la Orientación C2 y la temperatura.

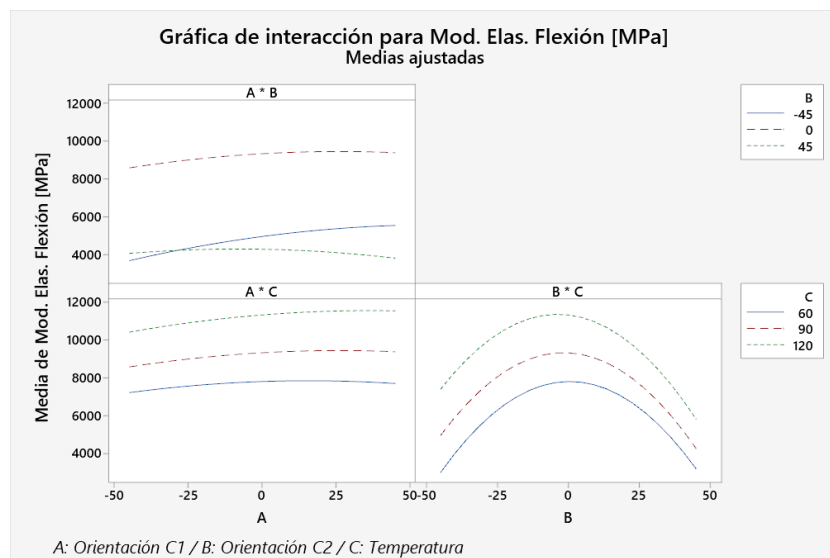


Figura 3.33.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.34 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados del módulo elástico a flexión de acuerdo con la interacción de las variables, se aprecia que la orientación de 45° en A y 0° en B es fundamental para encontrar mayores resultados, así también que la temperatura de 120 °C presenta mayores valores de módulo elástico a flexión.

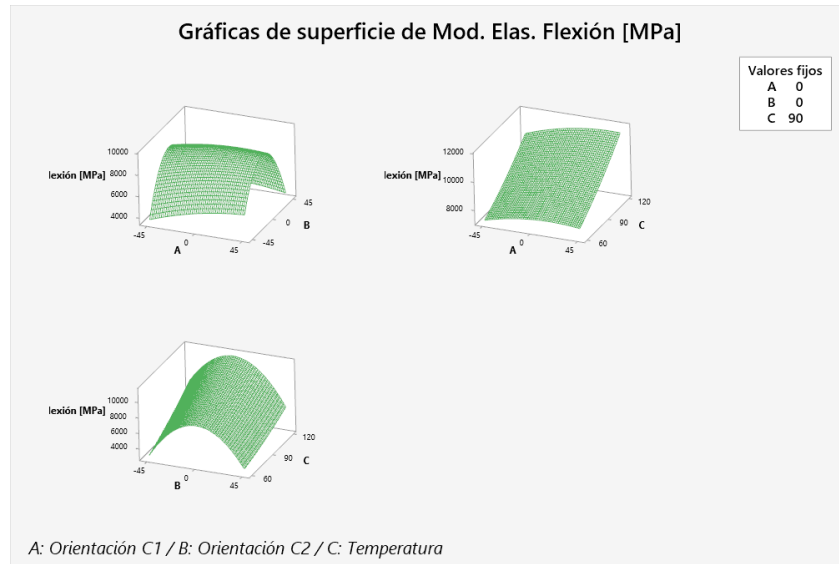


Figura 3.34.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.2.3 Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor del módulo elástico a flexión mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El módulo máximo encontrado fue de 11630 MPa con una Orientación C1 de 41,3636°, Orientación C2 de -5,9091° y una temperatura de 120°C.

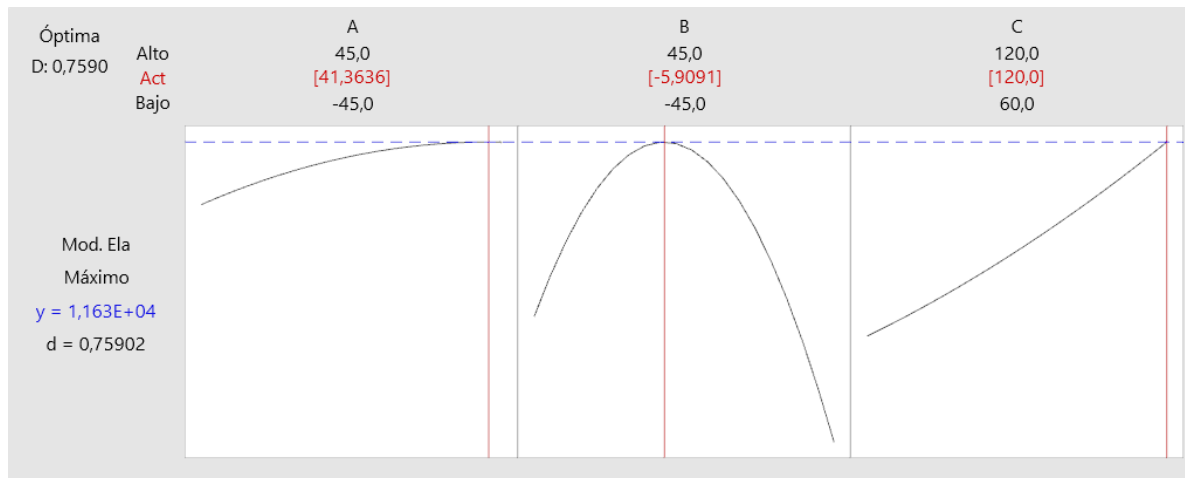


Figura 3.35.- Figura 3.35.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Modulo Elástico a Flexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.3 Resultados de deflexión

3.4.3.1 Verificación de supuestos

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados de deflexión se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$0,018 < 0,05$

Por lo tanto, se rechazó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.36 se presenta el comportamiento que siguen los datos.

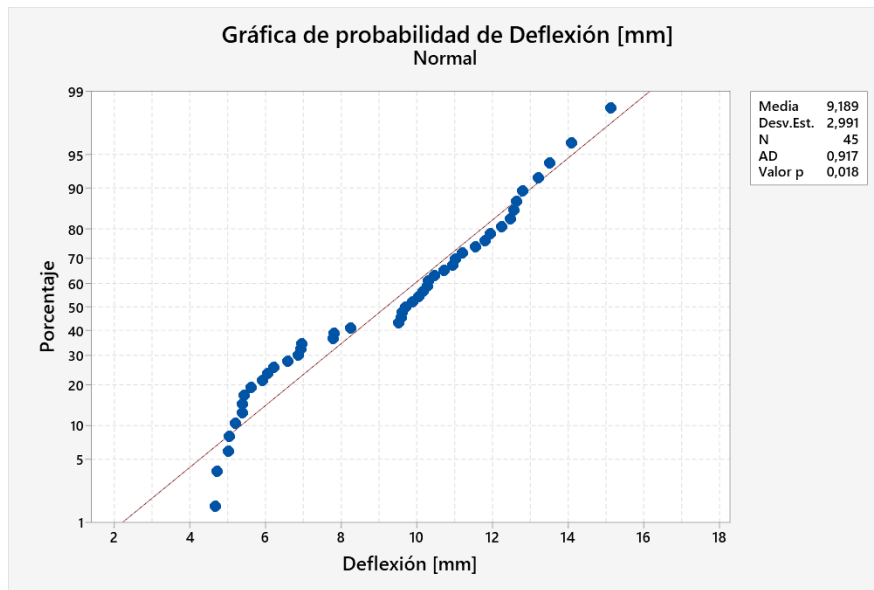


Figura 3.36.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados de deflexión es significativa o no. Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p de Levene.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,371 > 0,05$$

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.64 se presentan los resultados de la prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene.

Tabla 3.64.- Prueba de igualdad de varianzas: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,371
Levene	0,61	0,817

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.37 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

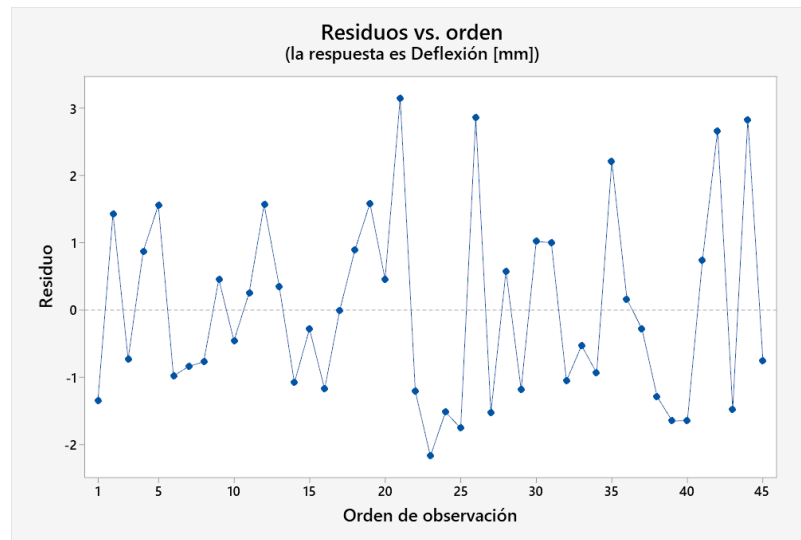


Figura 3.37.- Residuos vs orden: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.3.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados de deflexión cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.65 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 77,76% y el valor de R-cuadrado

(predeterminado) es de 57,63% con lo que se puede interpretar que el modelo es útil para realizar predicciones y a su vez, se ajusta a los datos.

Tabla 3.65.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
1,62871	77,76%	71,35%	57,63%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.66 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.66.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	11	306,122	27,829	10,49	0,000
Bloques	2	4,351	2,176	0,82	0,449
Lineal	3	6,859	2,286	0,86	0,471
A	1	4,960	4,960	1,87	0,181
B	1	1,723	1,723	0,65	0,426
C	1	0,177	0,177	0,07	0,798
Cuadrado	3	293,343	97,781	36,86	0,000
A*A	1	0,086	0,086	0,03	0,858
B*B	1	282,489	282,489	106,49	0,000
C*C	1	2,853	2,853	1,08	0,307
Interacción de 2 factores	3	1,568	0,523	0,20	0,898
A*B	1	0,168	0,168	0,06	0,803

A*C	1	0,216	0,216	0,08	0,777
B*C	1	1,184	1,184	0,45	0,509
Error	33	87,539	2,653		
Falta de ajuste	27	73,141	2,709	1,13	0,481
Error puro	6	14,399	2,400		
Total	44	393,661			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 3.67 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, son mayores a α . En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción A*A, B*B y C*C se obtuvo valores mayores a α , a excepción del modelo B*B. En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α .

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.38 que corresponde al diagrama de Pareto, nuevamente se indica que el factor B*B es significativo dentro del rango de 0,05.

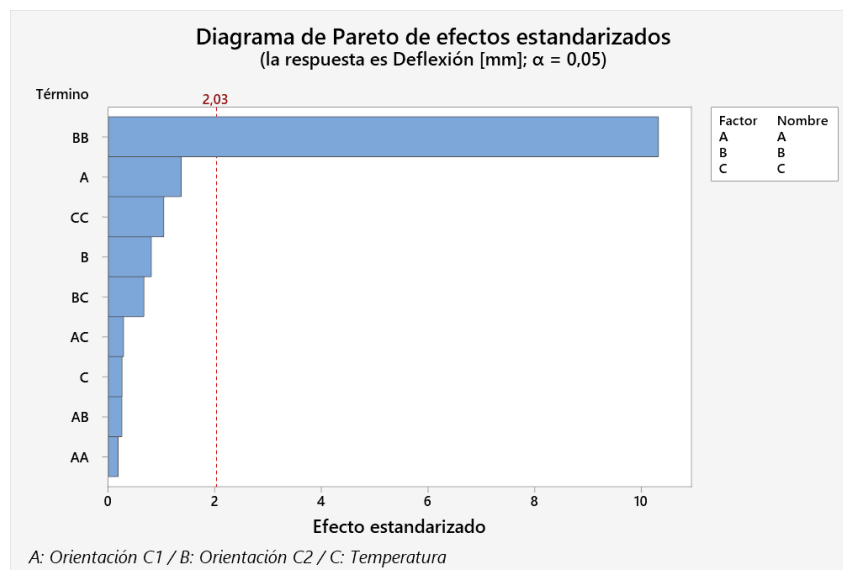


Figura 3.38.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados de deflexión de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de esfuerzo. En la Figura

3.39 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en 45°, para la Orientación C2 a -45°. En el caso de la temperatura los mejores resultados de deflexión se encontraron en 90° C.

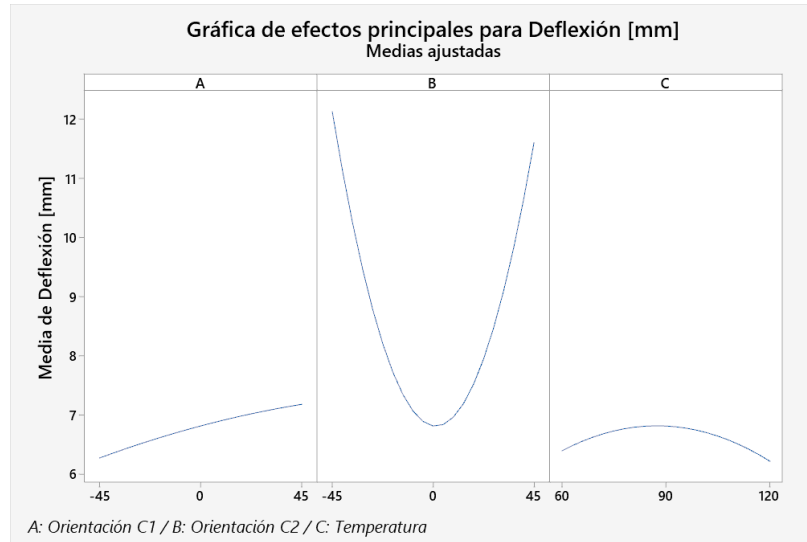


Figura 3.39.- Efectos principales: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta de deflexión es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.40 en la que se visualiza entre la orientación C1 y C2 no se presentan interacciones; entre la Orientación C1 y la temperatura la interacción se presenta entre 60 y 120 °C y esto se repite entre la Orientación C2 y la temperatura.

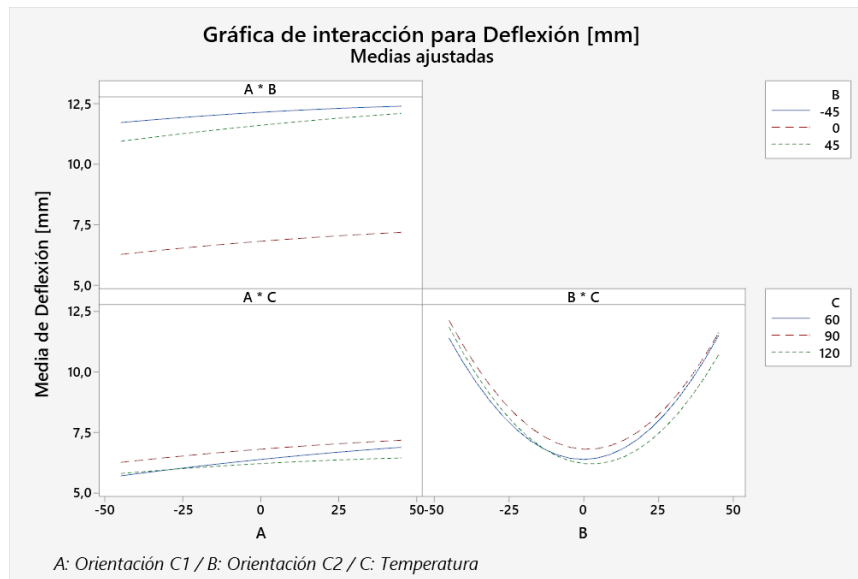


Figura 3.40.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.41 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados de deflexión de acuerdo con la interacción de las variables, se aprecia que la orientación de 45° en A y -45° en B es fundamental para encontrar mayores resultados, así también que la temperatura de 90 °C presenta mayores valores de deflexión.

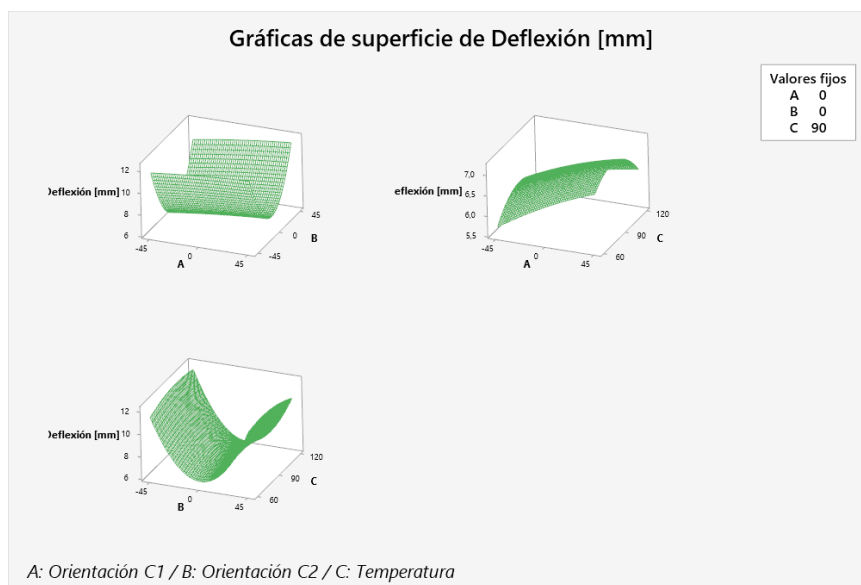


Figura 3.41.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.3.3 Optimización individual del Esfuerzo Máximo a Flexión

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor de deflexión mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El valor máximo encontrado fue de 12,22 mm con una Orientación C1 de 45°, Orientación C2 de 45° y una temperatura de 73,93°C.

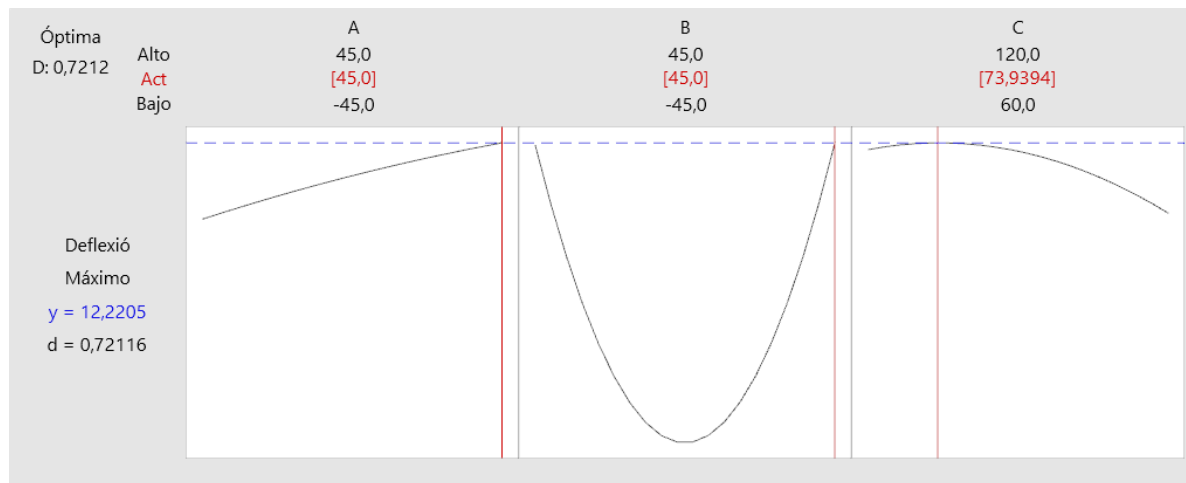


Figura 3.42.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.4 Ensayo de impacto

3.4.4.1 Verificación de supuestos.

Supuesto de normalidad

Para verificar la normalidad en los resultados de energía de fallo se empleó el estadístico de Anderson Darling, la hipótesis planteada para esta verificación fue:

H_0 : Los datos siguen una distribución normal

H_1 : Los datos no siguen una distribución normal

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,005 < 0,05$$

Por lo tanto, se rechazó la hipótesis nula que indica que los resultados tienen una distribución normal. En la Figura 3.43 se presenta el comportamiento que siguen los datos.

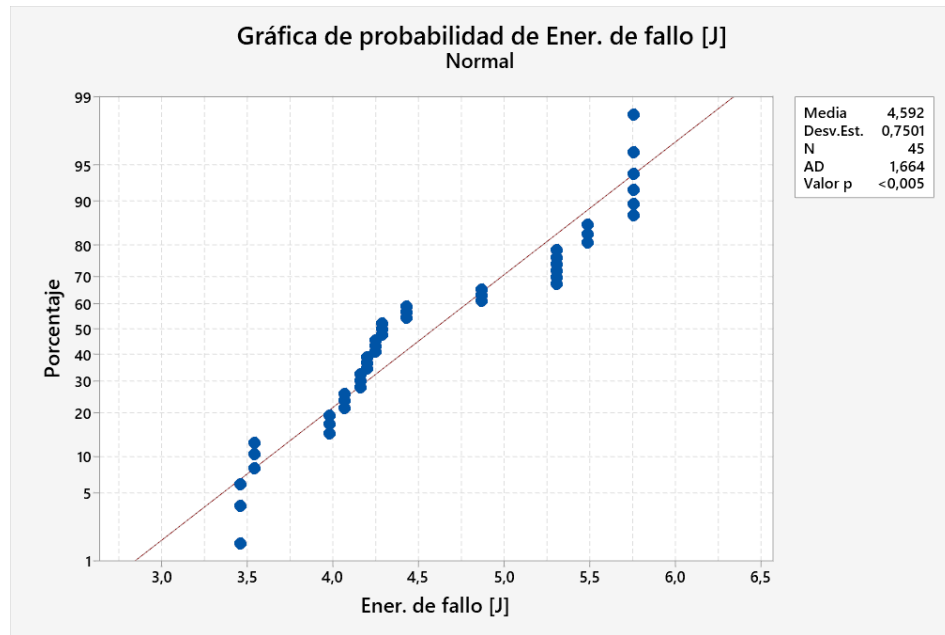


Figura 3.43.- Estadístico de Anderson Darling para probabilidad de distribución normal.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Prueba de igualdad de varianzas

Para esta verificación se empleó el estadístico de prueba de igualdad de varianzas en la cual se indica si la variabilidad de los resultados de energía de fallo es significativa o no.

Para este estadístico la hipótesis verificada fue la siguiente:

H_0 : Las desviaciones estándar grupales son todas iguales

H_1 : Las desviaciones estándar grupales no son todas iguales

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p de Levene.

$Valor\ p > \alpha : Se\ acepta\ H_0$

$$0,152 > 0,05$$

Por lo tanto, se pudo aceptar H_0 puesto que, las diferencias entre las desviaciones estándar no son estadísticamente significativas. En la Tabla 3.67 se presentan los resultados de la prueba en donde se presenta el Valor p para comparaciones múltiples y de Levene.

Tabla 3.67.- Prueba de igualdad de varianzas: Deflexión vs C1, C2 y Temperatura.

Método	Estadística de prueba	Valor p
Comparaciones múltiples	—	0,152
Levene	0,38	0,685

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Independencia de datos

Para este supuesto se empleó una verificación mediante la gráfica de residuos vs orden en la que se indica que los residuos son independientes entre sí. En la Figura 3.44 se presenta que los residuos son independientes unos de otros, por ese motivo no se presentan patrones en la gráfica.

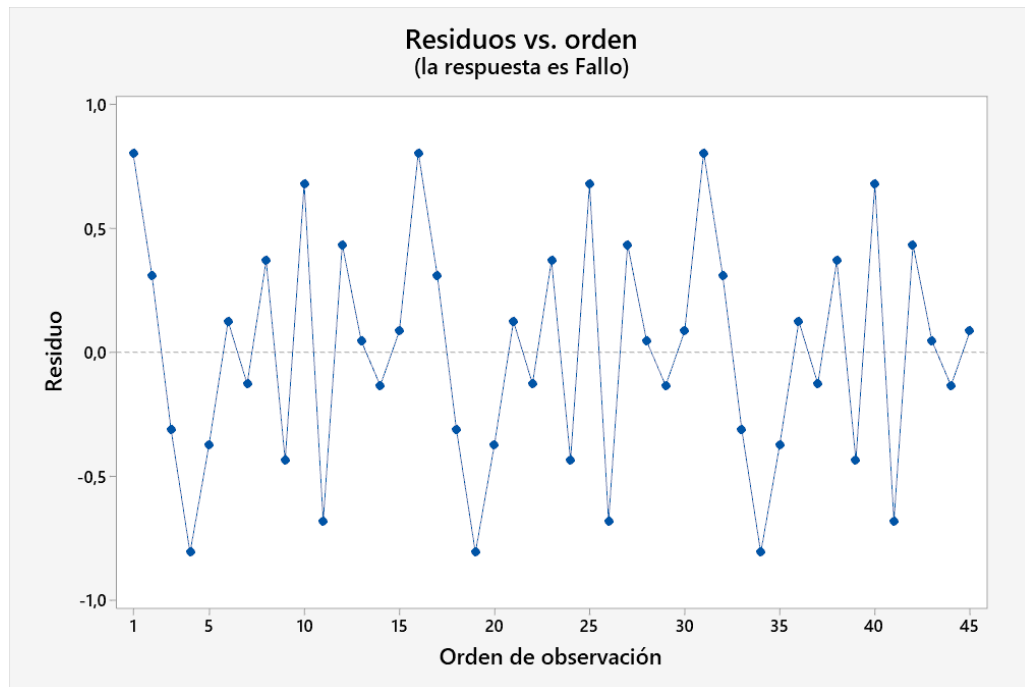


Figura 3.44.- Residuos vs orden: Resultados de Deflexión.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.4.2 Regresión de la metodología de superficie de respuesta

Puesto que los resultados de energía de fallo cumplen con los supuestos planteados anteriormente, fue factible analizar el diseño experimental de Box – Behnken por medio de la regresión de superficie de respuesta. En la Tabla 3.68 se presenta el resumen del modelo, estos datos permitieron conocer si el modelo de análisis se ajusta adecuadamente a los datos, este caso, el valor de R-cuadrado es de 61,95% y el valor de R-cuadrado (predeterminado) es de 23,77% con lo que se puede interpretar que el modelo es útil para realizar predicciones y a su vez, se ajusta a los datos.

Tabla 3.68.- Resumen del modelo superficie de respuesta: Energía de fallo vs C1, C2 y Temperatura.

S	R-cuad.	R-cuad. (ajustado)	R-cuad. (pred)
0,534292	61,95%	49,27%	23,77%

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otros datos importantes son los que se presentan en el análisis de varianza del análisis de regresión de respuesta, en la Tabla 3.69 se presentan los resultados del Valor p con los que se evaluó si la asociación entre la respuesta y cada término del modelo es estadísticamente significativa. La hipótesis evaluada en este estadístico es:

H_0 : No hay asociación entre el término y la respuesta

H_1 : Existe asociación entre el término y la respuesta

Para comparar los resultados con el valor de referencia (Significancia = 0,05) se empleó el Valor p.

$Valor\ p \leq \alpha$: La asociación es estadísticamente significativa

Tabla 3.69.- Análisis de varianzas del modelo superficie de respuesta: Energía de fallo vs C1, C2 y Temperatura.

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	11	15,3387	1,39443	4,88	0,000
Bloques	2	0,0000	0,00000	0,00	1,000
Lineal	3	6,6475	2,21583	7,76	0,000
A	1	0,5310	0,53104	1,86	0,182
B	1	2,9190	2,91904	10,23	0,003
C	1	3,1974	3,19740	11,20	0,002
Cuadrado	3	4,7005	1,56682	5,49	0,004
A*A	1	0,2777	0,27769	0,97	0,331
B*B	1	0,1071	0,10711	0,38	0,544
C*C	1	4,5489	4,54893	15,94	0,000
Interacción de 2 factores	3	3,9907	1,33025	4,66	0,008
A*B	1	0,4332	0,43320	1,52	0,227
A*C	1	2,8519	2,85188	9,99	0,003
B*C	1	0,7057	0,70567	2,47	0,125
Error	33	9,4204	0,28547		
Falta de ajuste	27	9,3380	0,34585	25,18	0,000
Error puro	6	0,0824	0,01373		
Total	44	24,7591			

Fuente: Minitab® Statistical Software.

De los datos analizados en la Tabla 3.69 se pudo determinar que del modelo lineal en el que únicamente se evalúan los factores A: Orientación C1, B: Orientación C2 y C: Temperatura, la Orientación C2 y la Temperatura tienen asociación, a diferencia de la Orientación C1 que es mayor a α . En el modelo cuadrado en el que se evalúa la interacción

A*A, B*B y C*C se obtuvo valores mayores a α , a excepción del modelo C*C. En la interacción de dos factores se determinó que los casos A*B, A*C y B*C son mayores a α , a excepción a A*C.

Una interpretación gráfica del análisis se presenta en la Figura 3.45 que corresponde al diagrama de Pareto, se presenta que los factores C*C, C, B y AC son significativos dentro del rango de 0,05.

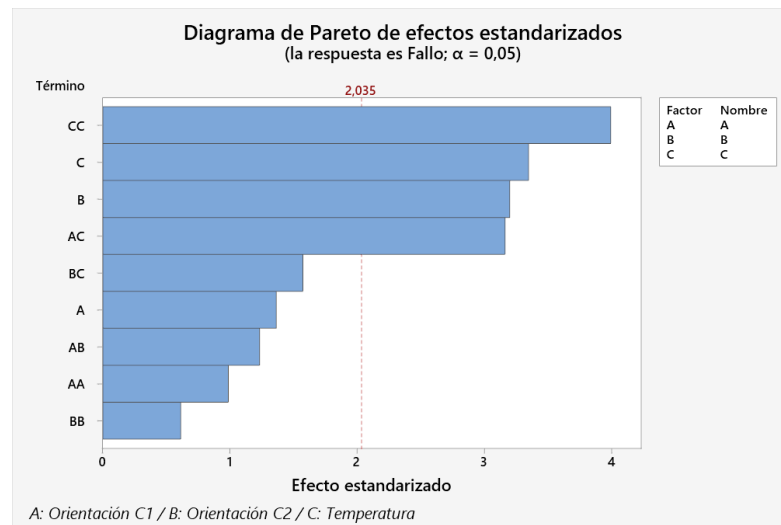


Figura 3.45.- Diagrama de Pareto de efectos estandarizados: Resultados de Energía de fallo.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Para verificar la influencia de las variables sobre los resultados de energía de fallo de forma más específica, se empleó una gráfica de efectos principales con medias ajustadas en el que se indica el nivel en el que se presentaron los máximos resultados de esfuerzo. En la Figura 3.46 se indica que para la Orientación C1 los mayores resultados se encontraron en 45°, para la Orientación C2 a 45°. En el caso de la temperatura los mejores resultados de energía de fallo se encontraron en 120° C.

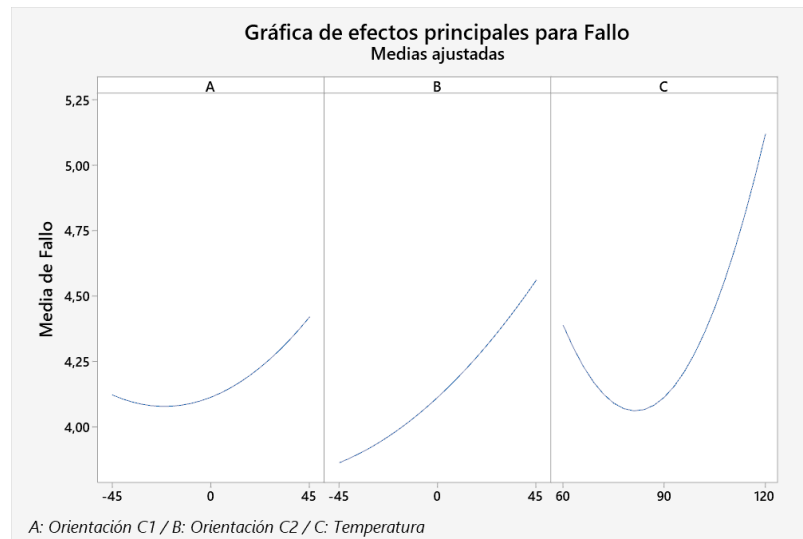


Figura 3.46.- Efectos principales: Resultados de energía de fallo.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Otro recurso para verificar la relación entre factores y la respuesta de energía de fallo es la gráfica de interacciones que se presenta en la Figura 3.47 en la que se visualiza entre la orientación C1 y C2 no se presentan interacciones; entre la Orientación C1 y la temperatura la interacción se presenta entre con todos los rangos de temperatura, finalmente, entre la Orientación C2 y la temperatura no se observan interacciones.

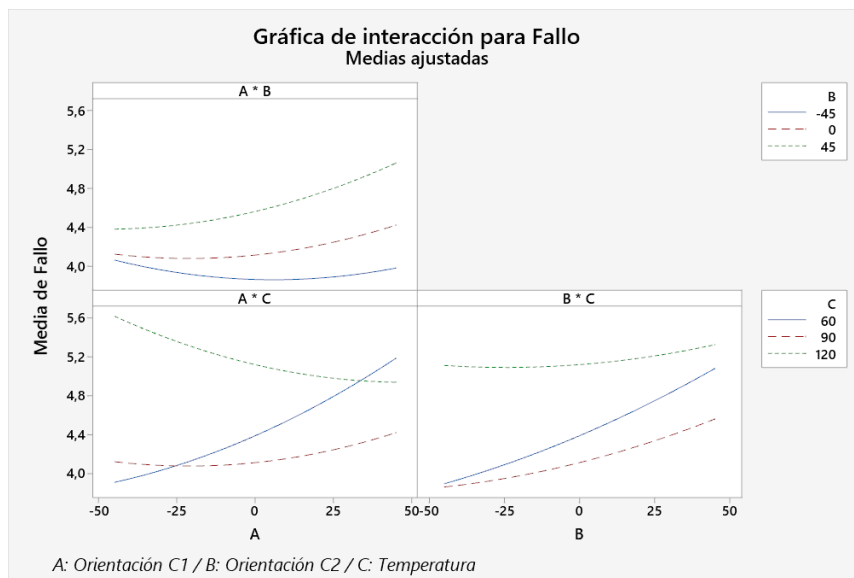


Figura 3.47.- Gráfica de interacción de medias ajustadas: Resultados de energía de fallo.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

En la Figura 3.48 se presenta de forma visual el comportamiento de los resultados de energía de fallo de acuerdo con la interacción de las variables, se aprecia que la orientación de 45° en A y -45° en B es fundamental para encontrar mayores resultados, así también que la temperatura de 90 °C presenta mayores valores de deflexión.

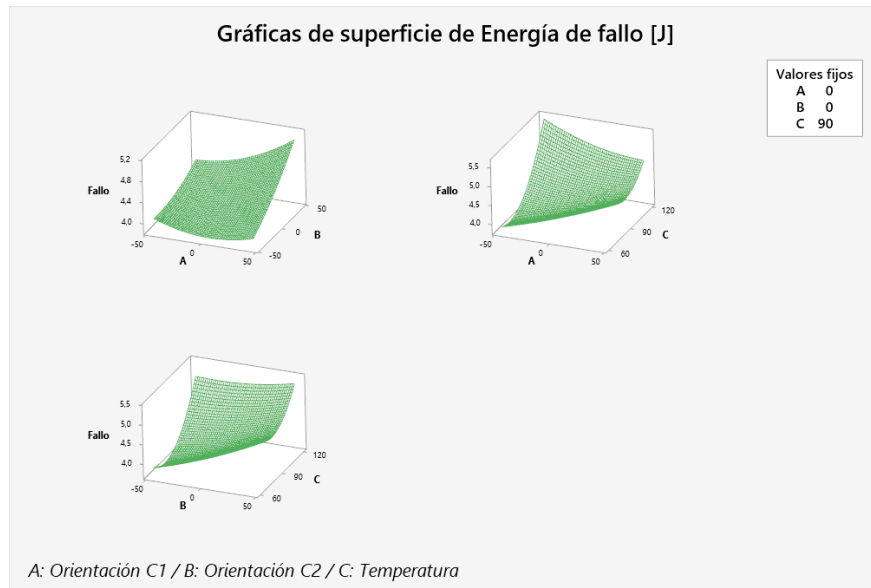


Figura 3.48.- Gráficas de superficie de respuesta: Resultados de Energía de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software.

3.4.4.3 Optimización individual de Energía de fallo

Para la optimización de los resultados se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró como resultado el máximo valor de energía de fallo mediante la búsqueda de los factores y niveles que permitan alcanzar esta meta. El valor máximo encontrado fue de 6,0633 J con una Orientación C1 de 45°, Orientación C2 de -45° y una temperatura de 60°C.

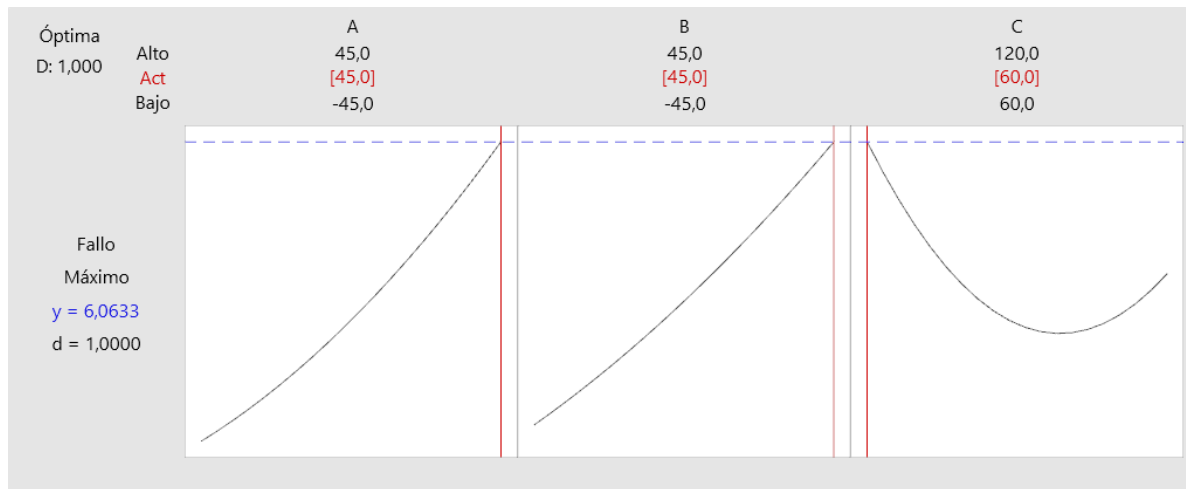


Figura 3.49.- Gráficas de optimización de respuesta: Resultados de Energía de fallo.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

Optimización global

Para la optimización de los resultados global del material se aplicó la gráfica con predicción de respuesta múltiple. Se encontró que los resultados maximizados se presentan bajo las condiciones de Orientación C1 de $-10,4545^\circ$, Orientación C2 de $-37,2727^\circ$ y una temperatura de 120°C . Bajo estas condiciones los resultados máximos fueron:

- Porcentaje de elongación máximo: 4,85%
- Módulo a tracción máximo: 11010 MPa
- Esfuerzo a tracción máximo: 117,29 MPa
- Deflexión máxima: 9,17 mm
- Módulo elástico de flexión máximo: 9220.09 MPa
- Esfuerzo máximo de flexión: 57,15 MPa
- Energía de fallo máxima: 5,21 J

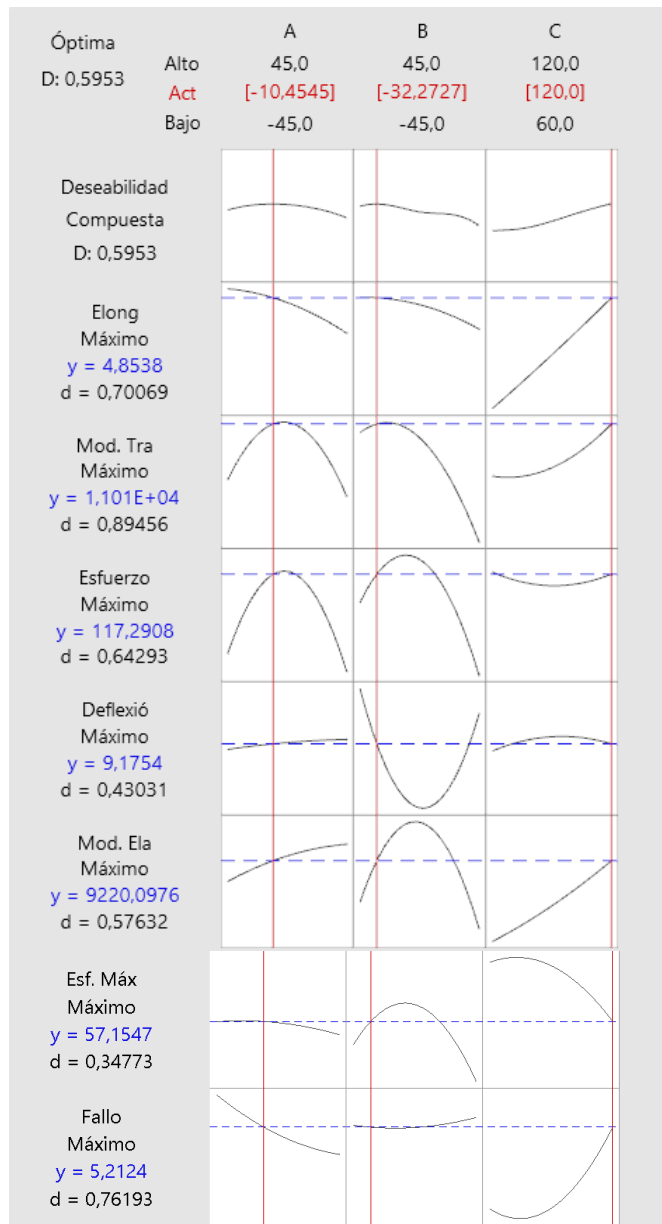


Figura 3.50.- Gráficas de optimización de respuesta: Análisis global.

Fuente: Minitab® Statistical Software.

4 CAPÍTULO VI. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones:

- La elaboración del material compuesto se consiguió mediante estratificación al vacío por infusión, este método nos permite tener una mayor adherencia entre la matriz y el refuerzo ya que descarta el exceso de resina del material compuesto y por ende ayuda a la eliminación de porosidad en la interfaz.
- El secado de las probetas se efectuó a temperaturas de 60, 90 y 120 °C, para la elaboración del material compuesto se consideró la orientación de 45°, 0° y -45° para las fibras, la orientación de las fibras se llevó a cabo con el fin de obtener mejores propiedades mecánicas.
- Mediante el diseño de Box-Behnken permitió generar 45 corridas efectuadas con 3 réplicas para ejecutar los ensayos mecánicos pertinentes, obteniendo 15 combinaciones por ensayo, el cual permitió además generar 135 probetas. Permitiendo así generar un modelo de experimentación dirigido al método de superficie de respuesta.
- Se empleó el análisis de superficie de respuesta para el diseño de experimentos Box – Behnken con el cual se pudo analizar el comportamiento de los resultados, encontrar sus respuestas óptimas e incluso encontrar los puntos óptimos, del análisis se pudo destacar los siguientes puntos:
 - Los mejores resultados de esfuerzo máximo a tracción se presentaron con una orientación C1 y C2 de 0° a una temperatura de 60°C.
 - Los mejores resultados del módulo de elasticidad a tracción se presentaron con una orientación C1 y C2 de 0° a una temperatura de 60°C.
 - Los mejores resultados del porcentaje de elongación se presentaron con una orientación C1 de 45° y C2 de -45° a una temperatura de 120°C.
 - Los mejores resultados de esfuerzo máximo a flexión se presentaron con una orientación C1 de - 45° y C2 de 0° a una temperatura de 60°C.
 - Los mejores resultados del módulo elástico a flexión se presentaron con una orientación C1 de - 45° y C2 de 0° a una temperatura de 120°C.

- Los mejores resultados de deflexión se presentaron con una orientación C1 de 45° y C2 de -45° a una temperatura de 90°C.
- Los mejores resultados de energía de fallo se presentaron con una orientación C1 de 45° y C2 de 45° a una temperatura de 120°C.

Luego de realizar un análisis de optimización global se encontró una deseabilidad compuesta de 0,5953 y las condiciones idóneas para la conformación del material compuesto corresponden a: Orientación C1 de -10,4545°, Orientación C2 de -37,2727° y una temperatura de 120°C.

- Se reconoció acerca de las normas de Tracción (ASTM D3039), Flexión (ASTM D7264) e Impacto (ASTM D5628), así como también su incidencia para la elaboración de cada una las probetas.

4.2 Recomendaciones

- La zona para la elaboración de las probetas debe estar completamente limpia. Para una mayor facilidad al momento de desmoldar se debe aplicar cera desmoldante sobre la superficie de trabajo.
- El tiempo óptimo para poder desmoldar las probetas constituidas de la fibra de chambira + fibra de carbón de la mesa de trabajo es de 24 horas.
- Para obtener una correcta distribución de las probetas y a su vez no tener desperdicios de fibra se debe realizar un adecuado plano de distribución con sus respectivas medidas y orientación de cada una de las fibras.
- El tiempo adecuado para el curado de las probetas es de 2 horas, no sobrepasar el tiempo establecido debido a que las probetas puede presentar quemaduras y dañar sus propiedades mecánicas.

BIBLIOGRAFÍA

[1]	P. D. V. Flores, "Aplicabilidad de un material compuesto de matriz polimérica reforzado con fibras de hoja de tuna en usos industriales", Ambato: Universidad Técnica de Ambato, 2018.
[2]	J. E. B. Jaimes, «slideserve,» 11 Octubre 2014. [En línea]. Available: https://www.slideserve.com/finola/selecci-n-de-materiales-en-el-dise-o-mec-nico-m-todo-de-michael-ashby . [Último acceso: 7 Marzo 2022].
[3]	G. M. J. Paúl, " <i>Caracterización mecánica del material compuesto de matriz poliéster reforzada con fibra de chambira para determinar las propiedades mecánicas en aplicaciones industriales</i> ", Ambato: Universidad Técnica de Ambato, 2021.
[4]	J. Á. P. Nieblas, " <i>Elaboración de materiales compuestos a base de fibras orgánicas con posibles aplicaciones aeronáuticas</i> ", Bogotá: Universidad de los Andes, 2015.
[5]	H. Á. M. Paulina, " <i>Obtención de materiales compuestos de matriz polimérica formulado incorporando tejidos y no tejidos naturales</i> ", Quito: Escuela Politécnica Nacional, 2015.
[6]	Mariano, «tecnologiadelosplasticos,» 11 Julio 2011. [En línea]. Available: https://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/07/materiales-compuestos.html . [Último acceso: 21 Octubre 2021].
[7]	«rimfyq,» 23 Abril 2021. [En línea]. Available: https://www.rimfyq.com/2021/04/los-materiales-compuestos.html . [Último acceso: 8 Marzo 2022].
[8]	F. Stupenengo, " <i>Materiales y Materias Primas, Materiales Compuestos</i> ", Buenos Aires: Saavedra 789. C1229ACE, 2011.
[9]	A. O. G. Posada, " <i>Materiales Compuestos de Matriz Polimérica</i> ", Colombia, 2016.
[10]	R. Á. Sanz, " <i>Materiales Compuestos de Matriz Metálica</i> ", Madrid.
[11]	J. Galvele, " <i>Materiales y materias primas - Los materiales y la humanidad</i> ", Argentina, 2011.

[12]	M. González, «structuralia,» 13 Julio 2022. [En línea]. Available: https://blog.structuralia.com/resina-epoxica-construccion . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[13]	L. Romero, " <i>Transformación de los materiales termoplásticos</i> ", Quito, 2014.
[14]	D. Torres, " <i>Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales</i> ", Buenos Aires, 2020.
[15]	C. Montenegro, " <i>Producción de un material compuesto de Fibra de Vidrio de Carbono con Material ABS</i> ", Bogota, 2019.
[16]	«navalcomposites,» 2016. [En línea]. Available: https://www.navalcomposites.com/materiales-compuestos . [Último acceso: 8 Marzo 2022].
[17]	M. N. L. Alberto Moral Borque, " <i>Materiales de última generación y materiales eficientes: materiales compuestos - composites</i> ", Junio: Arquitectura y Ciudad . ETSAG . UAH, 2007.
[18]	«biodiversidad.gob,» 30 Septiembre 2020. [En línea]. Available: https://www.biodiversidad.gob.mx/diversidad/fibras-naturales . [Último acceso: 8 Marzo 2022].
[19]	M. J. M. Bravo, "Fibras foliares de <i>Astrocaryum chambira</i> Burret (Arecaceae) y especies afines, caracterización histológica y físico-química en relación a su potencial productividad comercial", Lima: Universidad Nacional Mayor de San Marcos, 2013.
[20]	M. M. -. B. M. -. F. Kahn, " <i>Anatomía y propiedades fisicoquímicas de la fibra de chambira</i> ", Lima: Revista Peruana de Biología, 2012.
[21]	«carbosystem,» [En línea]. Available: https://carbosystem.com/fibra-de-carbono-2/ . [Último acceso: 25 Octubre 2021].
[22]	«kitfibradecarbono,» [En línea]. Available: https://kitfibradecarbono.com/fibra-de-carbono/ . [Último acceso: 8 Marzo 2022].
[23]	«topcarbono,» [En línea]. Available: https://topcarbono.com/tela-de-fibra-de-carbono/ . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[24]	«fibradecarbono,» 2018. [En línea]. Available: https://www.fibradecarbono.es/articulos/tela-fibra-de-carbono/ . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].

[25]	T. R. B. G. V. -. F. E. Bustos, “ <i>Selección y construcción de un sistema Vacuum Bagging (envasado al vacío) para el conformado de materiales compuestos en el laboratorio de materiales de la carrera de Ingeniería Mecánica de la universidad técnica de Ambato</i> ”, Ambato: Universidad Técnica de Ambato , 2021.
[26]	«aimplas.es,» 30 Noviembre 2019. [En línea]. Available: https://www.aimplas.es/blog/tipos-de-materiales-compuestos/ . [Último acceso: 25 Octubre 2021].
[27]	A. G. G. y. N. M. Piris, "Ciencia de Materiales para Ingenieros", Madrid: PEARSON, 2012.
[28]	C. G. Martínez, «rpubs,» Septiembre 2019. [En línea]. Available: https://rpubs.com/Cristina_Gil/RSM . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[29]	«victoryepes,» 19 Abril 2016. [En línea]. Available: https://victoryepes.blogs.upv.es/2016/04/19/que-es-la-metodologia-de-las-superficies-de-respuesta/ . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[30]	A. Fisher, " <i>Desgn of experiments</i> ", England, 1988.
[31]	A. C. Jaramillo, " <i>Diseño Box-Behnken</i> ", Medellin, 2013.
[32]	Á. H. Vicente, «Contrastes paramétricos frente a no paramétricos,» 6 Febrero 2017. [En línea]. Available: https://gauss.inf.um.es/feir/50/ . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[33]	H. M. Rivera, «red.unal.edu,» [En línea]. Available: http://red.unal.edu.co/cursos/ciencias/2000352/html/un6/cont_605-89.html . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[34]	«Machine Learning con R,» 19 Abril 2015. [En línea]. Available: http://apuntes-r.blogspot.com/2015/04/supuestos-en-regresion-lineal.html#:~:text=SUPUESTO%20DE%20INDEPENDENCIA%20DE%20LOS,predicci%C3%B3n%20del%20valor%20m%C3%A1s%20cercano.. [Último acceso: 26 Diciembre 2022].
[35]	V. S. Pedraza, «Transformación estadística de los datos,» [En línea]. Available: https://accessmedicina.mhmedical.com/content.aspx?bookid=1721&sectionid=115931290 . [Último acceso: 26 Diciembre 2022].

ANEXOS



3k

Tejido de Fibra de Carbono

Tejido de fibra de carbono Twill

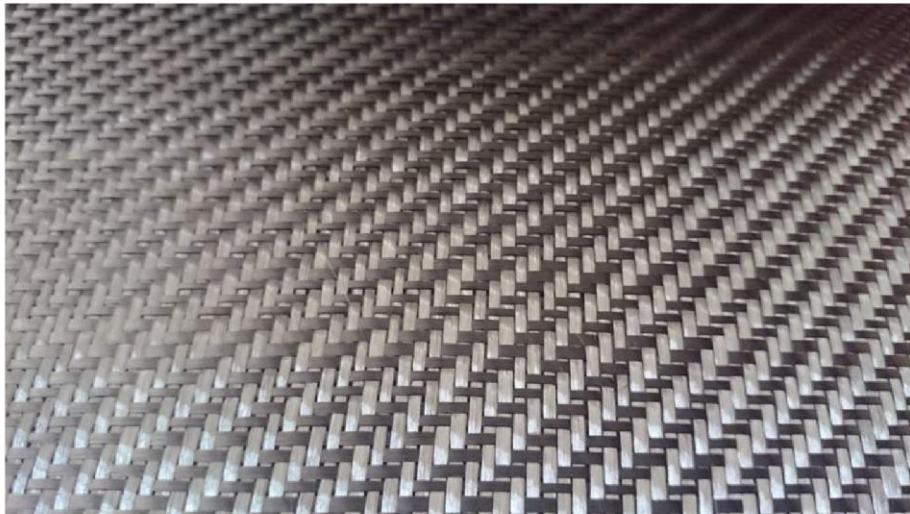
El tejido de fibra de carbono 3K twill es el tejido más popular en la industria de automóviles, aplicaciones marinas, aeroespaciales y deportivas. El tejido de fibra de carbono twill ofrece una mayor adaptación en geometrías complejas y una ligera ventaja en la humectación de la resina. Este tejido puede reforzar cualquier proyecto y al mismo tiempo añadir un peso mínimo, con sólo tres capas son comúnmente utilizadas para producir piezas no estructurales.

Este tejido de fibra de carbono maximiza las propiedades de resistencia con nuestra resina epoxica Q1 (sistema de infusión o RTM) y con la resina epoxica Q2 (sistema con brocha).

Ancho: 1,27m de ancho
 Peso: 198 gr/m² (5.9 Oz)
 Tejido: Twill
 Tamaño de hebra: **3k**

Propiedades	Unidad U.S.	Unidad S.I.
Resistencia a la tracción		
3k	644ksi	4,440Mpa
6k	644ksi	4,440Mpa
12k	790ksi	5,445 Mpa
Módulo de tensión	33.5 Msi	231 Gpa
Alargamiento de rotura		
3k	1.80%	1.80%
6k	1.70%	1.70%
12k	1.70%	1.70%
Densidad	0.0647 lb/in ³	1.79g/cm ³

Clave: FC3KT50


www.quintum.com.mx

ANEXO 2



PR2032 Laminating Resin For Composite Parts

NEW HARDENER

DESCRIPTION

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

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

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

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

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

PRODUCT SPECIFICATIONS

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

HANDLING and CURING

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

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

Page 1

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

PR2032 Laminating Resin For Composite Parts, Page 2

TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES



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

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

PACKAGING WEIGHTS



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

SAFETY and HANDLING

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

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



PTM&W Industries, Inc.

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

ANEXO 3

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.



Designation: D3039/D3039M – 17

Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials¹

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 reappraisal. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reappraisal.

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:*²

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

¹ 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 Oct. 15, 2017. Published November 2017. Originally approved in 1971. Last previous edition approved in 2014 as D3039/D3039M – 14. DOI: 10.1520/D3039_D3039M-17.

² 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.

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

E4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E83 Practice for Verification and Classification of Extensometer Systems

E111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus

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

E132 Test Method for Poisson's Ratio at Room Temperature

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

E251 Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages

E456 Terminology Relating to Quality and Statistics

E1012 Practice for Verification of Testing Frame and Specimen Alignment Under Tensile and Compressive Axial Force Application

E1237 Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages

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. 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 standards.

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, $[\Theta]$ for thermodynamic temperature,

and [*nd*] for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

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

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

3.2.4 *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.

3.2.4.1 *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.

3.3 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.

δ —extensional displacement.

ϵ —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.

ϵ —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

σ —normal stress.

ν —Poisson's ratio.

4. Summary of Test Method

4.1 A thin flat strip of material having a constant rectangular cross section is mounted in the grips of a mechanical testing machine and monotonically loaded in tension while recording 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.

5. Significance and Use

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

5.1.1 Ultimate tensile strength,

5.1.2 Ultimate tensile strain,

5.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,

5.1.4 Poisson's ratio, and

5.1.5 Transition strain.

6. Interferences

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

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

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

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

7. Apparatus

7.1 *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 ± 0.0025 mm [± 0.0001 in.] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of ± 0.025 mm [± 0.001 in.] is adequate for width measurement.

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

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

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

7.2.3 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 ± 1 % 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.

7.2.4 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.

7.2.5 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.

7.2.5.1 A rectangular alignment coupon, preferably similar in size and stiffness to the test specimen of interest, is instrumented with a minimum of three longitudinal strain gages of similar type, two on the front face across the width and one on the back face of the specimen, as shown in Fig. 1. Any difference in indicated strain between these gages during loading provides a measure of the amount of bending in the thickness plane (B_x) and width plane (B_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.

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

7.2.5.3 The zero strain point may be taken either before gripping or after gripping. The strain response of the alignment coupon is subsequently monitored during the gripping process, the tensile loading process, or both. Eq 1 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.

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

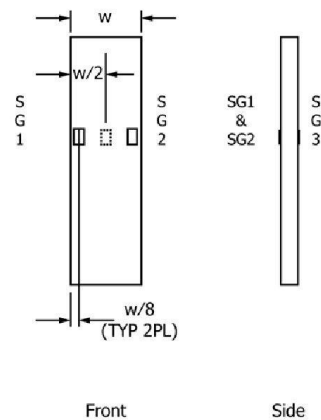


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

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.

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

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

where:

- B_y = percent bending about system y axis (about the narrow plane), as calculated by Eq 1, %;
 B_z = percent bending about system z axis (about the wide plane), as calculated by Eq 2, %;
 $\epsilon_1, \epsilon_2,$ and ϵ_3 = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1, $\mu\epsilon$; and
 ϵ_{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 (ϵ_{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 ϵ_{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.

7.3 *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).

7.3.1 *Bonded Resistance Strain Gage Selection*—Strain gage selection is a compromise based on the type of material. An active gage length of 6 mm [0.25 in.] is recommended for most materials. Active gage lengths should not be less than 3 mm [0.125 in.].³ 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.⁴

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 Ω 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.

7.3.2 *Extensometers*—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice 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.

7.4 *Conditioning Chamber*—When conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vaporlevel-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to

³ A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350- Ω resistance, a strain rating of 3 % or better, and the appropriate environmental resistance and thermal coefficient.

⁴ 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 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ [$\pm 5^{\circ}\text{F}$] and the required relative vapor level to within $\pm 3\%$. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

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

8. Sampling and Test Specimens

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

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

Purpose	Degree of Geometry Definition
8.2.1 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
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^a
specimen width tolerance	$\pm 1\%$ of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	$\pm 4\%$ of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between	$\pm 1\%$ tab thickness
tabs	
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

^a 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^a

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, ^b
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	—	—

^a 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]_ns 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:

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

where:

- L_{\min} = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- F^{tu} = ultimate tensile strength of coupon material, MPa [psi];
- h = coupon thickness, mm [in.]; and
- F^{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.

8.3 Specimen Preparation:

8.3.1 Panel Fabrication—Control of fiber alignment is critical. Improper fiber alignment will reduce the measured properties. Erratic fiber alignment will also increase the coefficient of variation. The specimen preparation method shall be reported.

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

8.3.3 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.

8.3.4 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.

9. Calibration

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

10. Conditioning

10.1 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 [A] WITHIN ± .5°.
 5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 1.6√ (SYMBOLGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROMETRES.)
 6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY-UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
 7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

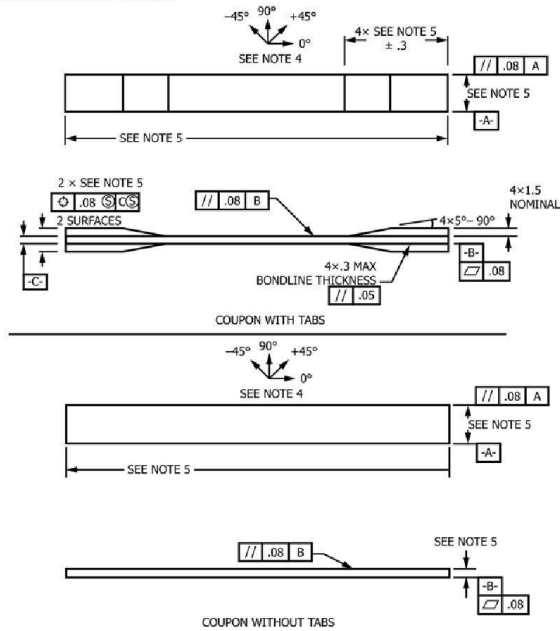


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

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

11. Procedure

11.1 Parameters To Be Specified Before Test:

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

11.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

NOTE 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.

11.1.3 The environmental conditioning test parameters.

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

11.2 General Instructions:

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

11.2.2 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 mm^2 ($in.^2$).

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

11.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing to effect a nearly constant strain rate in the gage section. If strain control is not available on the testing machine, this may be approximated by repeated monitoring and adjusting of the rate of 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 64√ (SYMBOLY 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.

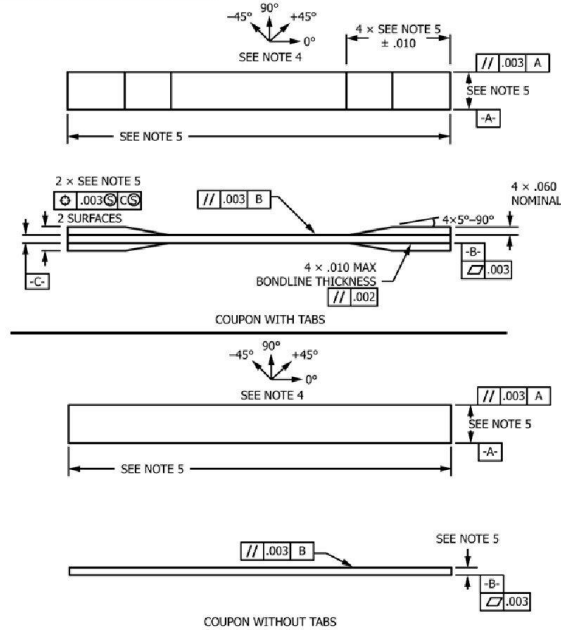


FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)

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:

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

11.3.2 *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.

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

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

11.5 *Specimen Insertion*—Place the specimen in the grips of the testing machine, taking care to align the long axis of the gripped specimen with the test direction. Tighten the grips, recording the pressure used on pressure controllable (hydraulic or pneumatic) grips.

NOTE 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.

11.6 *Transducer Installation*—If strain response is to be determined attach the strain-indication transducer(s) to the specimen, symmetrically about the mid-span, mid-width location. Attach the strain-recording instrumentation to the transducers on the specimen.

11.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 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.

$$B_y = \frac{|\epsilon_f - \epsilon_b|}{|\epsilon_f + \epsilon_b|} \quad (4)$$

where:

- ϵ_f = indicated strain from front transducer, $\mu\epsilon$;
- ϵ_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.

12. Validation

12.1 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.

12.2 *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.

13. Calculation

13.1 *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 6.

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

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

where:

- F^u = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- P^{\max} = maximum force before failure, N [lbf];
- σ_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^2 [in.^2].

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.

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

where:

- ϵ_i = tensile strain at i th data point, $\mu\epsilon$;
- δ_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 $\mu\epsilon^A$	End Point $\mu\epsilon$	
1000 ^B	3000	2000

^A 1000 $\mu\epsilon$ = 0.001 absolute strain.

^B 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.

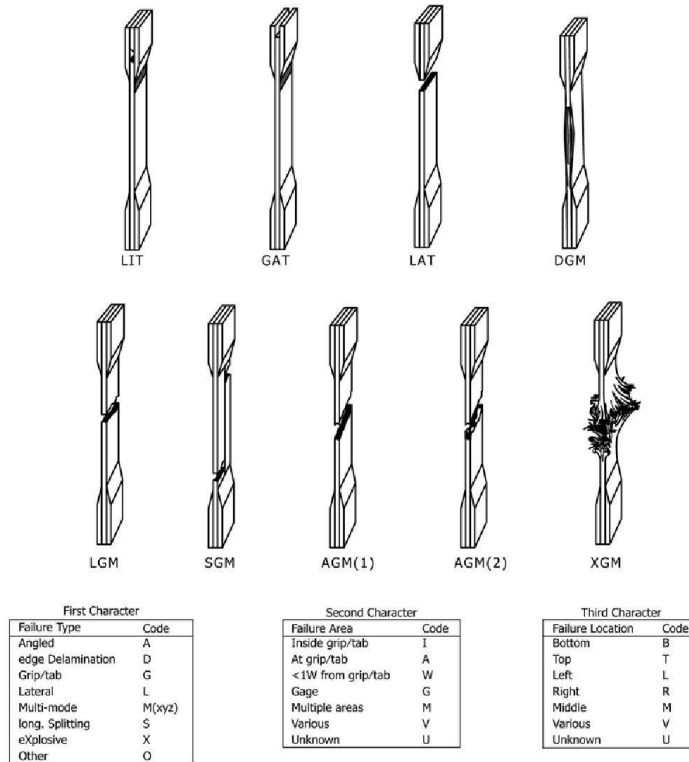


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

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^{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

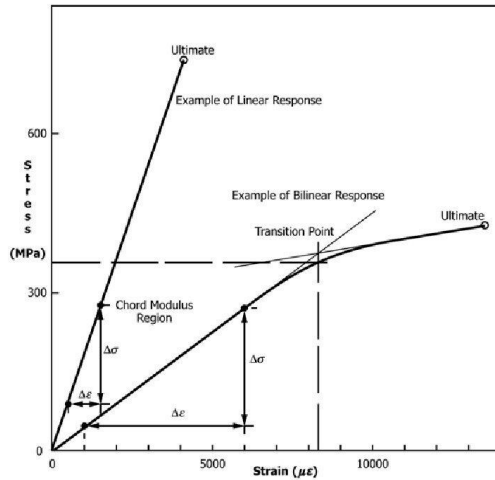


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

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), ϵ_r , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied force), ϵ_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.

$$v = -\Delta\epsilon_r / \Delta\epsilon_l \quad (9)$$

where:

- v = Poisson's ratio;
- $\Delta\epsilon_r$ = 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:

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

$$s_{n-1} = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2 \right) / (n-1)} \quad (11)$$

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

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.

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 or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

- 14.1.1 The revision level or date of issue of this test method.
- 14.1.2 The date(s) and location(s) of the test.
- 14.1.3 The name(s) of the test operator(s).
- 14.1.4 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.
- 14.1.5 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.

15. Precision and Bias⁵

- 15.1 *Precision:*
 - 15.1.1 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.
 - 15.1.2 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).
 - 15.1.3 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).
 - 15.1.4 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.
 - 15.1.5 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.
 - 15.1.6 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.

TABLE 4 Precision Statistics

Material	\bar{x}	$s \bar{x}$	S_r	S_R	$S/\bar{x}, \%$	$S_R/\bar{x}, \%$
Strength, ksi						
A	342.69	8.49	10.68	12.78	3.12	3.73
B	8.52	0.52	0.85	0.92	9.94	10.84
C	156.37	3.84	10.85	10.85	6.94	6.94
F	66.18	3.20	1.52	3.48	2.30	5.26
G	121.52	1.59	3.92	3.92	3.23	3.23
Modulus, Msi						
A	23.57	0.65	0.63	0.86	2.69	3.66
B	1.30	0.05	0.04	0.06	3.12	4.57
C	12.38	0.29	0.37	0.44	2.98	3.54
F	3.95	0.08	0.04	0.09	1.01	2.28
G	9.47	0.16	0.12	0.20	1.29	2.06
Failure Strain, %						
A	1.36	0.06	0.07	0.08	4.95	6.15
B	0.66	0.04	0.08	0.09	12.47	13.02
C	1.22	0.03	0.06	0.06	5.25	5.27
F	2.04	0.15	0.07	0.16	3.19	8.03
G	1.27	0.03	0.05	0.05	3.83	4.13

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

15.1.7 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.⁶ 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)

15.1.8 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-

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.

15.1.9 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.

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

16. Keywords

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

⁶ 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/

ANEXO 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.



Designation: D7264/D7264M – 21

Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials¹

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 reappraisal. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reappraisal.

1. Scope

1.1 This test method determines the flexural stiffness and strength properties of polymer matrix composites.

1.1.1 *Procedure A*—A three-point loading system utilizing center loading on a simply supported beam.

1.1.2 *Procedure B*—A four-point loading system utilizing two load points equally spaced from their adjacent support points, with a distance between load points of one-half of the support span.

NOTE 1—Unlike Test Method 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.*

¹ 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:²

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:³

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

² 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.

³ 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} = sample mean
- δ = mid-span deflection of the specimen
- ϵ = strain at the outer surface at mid-span of the specimen
- σ = 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).

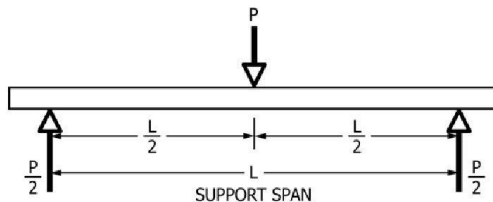


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

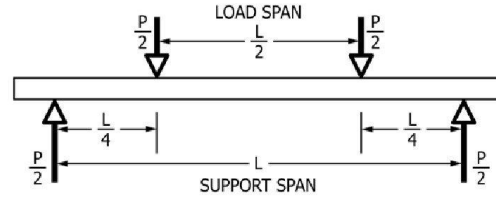


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

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.

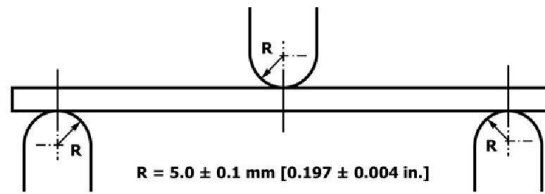
6.3 The calculation of the flexural properties in Section 13 of this standard is based on beam theory, while the specimens in general may be described as plates. The differences may in some cases be significant, particularly for laminates containing a large number of plies in the ±45° direction. The 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.

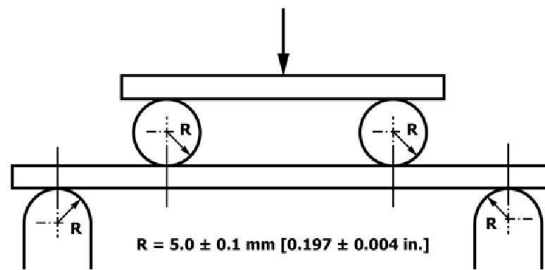
7. Apparatus

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 ±1 % of the full scale. The force indicating mechanism shall be essentially free of inertia lag at the crosshead rate used. Inertia lag shall not exceed 1 % of the measured force. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices 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



Three-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Loading Nose



Four-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Rolling Loading Noses

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

Copyright by ASTM Int'l (all rights reserved); Tue Mar 23 10:10:07 EDT 2021 3
 Downloaded/printed by
 Escuela Politecnica Nacional (Escuela Politecnica Nacional) pursuant to License Agreement. No further reproductions authorized.

indentation and burrs, with all sharp edges relieved. The radii of the loading nose and supports shall be 5.0 ± 0.1 mm [0.197 ± 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 ± 0.02 mm [± 0.001 in.] is adequate for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of ± 0.1 mm [± 0.004 in.] is adequate for length measurement.

7.4 Deflection Measurement—Specimen deflection at the common center of the loading span shall be measured by a properly calibrated device having an accuracy of ± 1 % or better of the expected maximum displacement. The device shall automatically and continuously record the deflection during the test.

7.5 Conditioning Chamber—When conditioning materials at non-laboratory environments, a temperature/vapor-level-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within ± 3 °C [± 5 °F] and the required vapor level to within ± 3 % 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 ± 3 °C [± 5 °F] and the required vapor level to within ± 5 % 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.

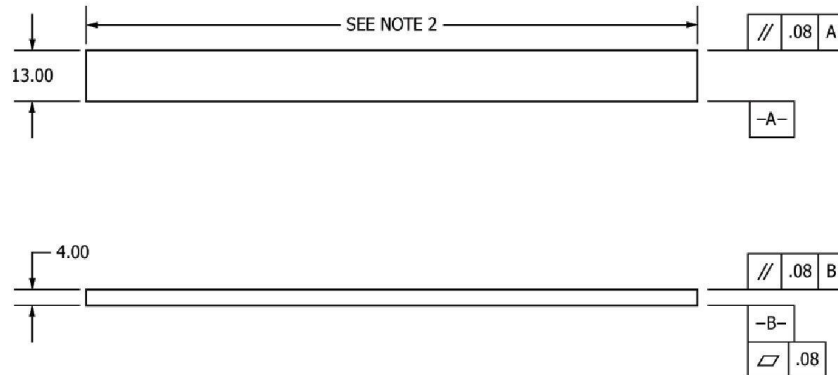


FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)

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.

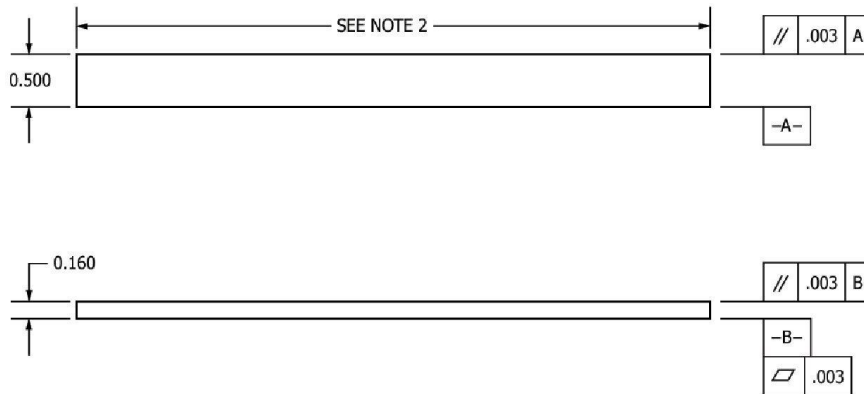


FIG. 5 Standard Flexural Test Specimen Drawing (Inch-Pound)

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):

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \tag{1}$$

where:

- σ = 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.⁴ 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):

$$\sigma = \frac{3PL}{4bh^2} \quad (2)$$

where:

σ = 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:

$$\varepsilon = \frac{6\delta h}{L^2} \quad (3)$$

where:

ε = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
 δ = 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:

$$\varepsilon = \frac{48\delta h}{11L^2} \quad (4)$$

⁴ 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:

δ = mid-span deflection, mm [in.],
 ε = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
 L = support span, mm [in.], and
 h = thickness of beam, mm [in.].

13.7 Flexural Modulus of Elasticity:

13.7.1 Flexural Chord Modulus of Elasticity—The flexural chord modulus of elasticity is the ratio of stress range and corresponding strain range. For calculation of flexural chord modulus, the recommended strain range is 0.002 with a start point of 0.001 and an end point 0.003. If the data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Calculate the flexural chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 5 (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8).

$$E_f^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (5)$$

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.⁵ For this reason, a high span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.

13.7.2 Flexural Secant Modulus of Elasticity—The flexural secant modulus of elasticity is the ratio of stress to corresponding strain at any given point on the stress-strain curve. The flexural secant modulus is same as the flexural chord modulus in which the initial strain point is zero. It shall be expressed in MPa [psi]. It is calculated as follows (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8):

13.7.2.1 For Procedure A:

$$E_f^{secant} = \frac{L^3 m}{4bh^3} \quad (6)$$

where:

E_f^{secant} = flexural secant modulus of elasticity, MPa [psi],
 L = support span, mm [in.],
 b = width of beam, mm [in.],
 h = thickness of beam, mm [in.] and
 m = slope of the secant of the force-deflection curve.

13.7.2.2 For Procedure B:

⁵ 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:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) \quad (8)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2 \right)}{n-1}}$$

$$CV = 100 \frac{s_{n-1}}{\bar{x}}$$

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.

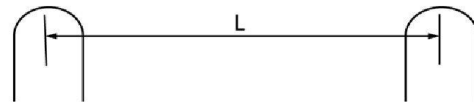


FIG. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

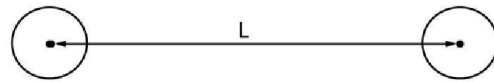


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

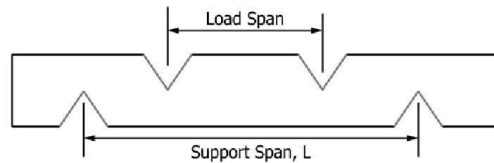


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

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').

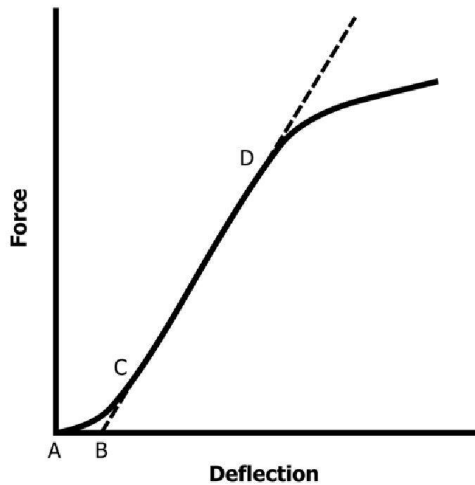


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

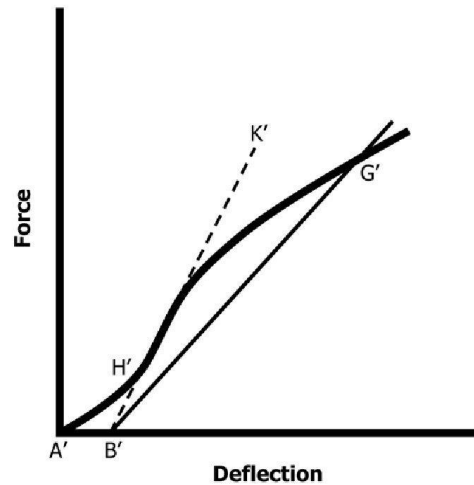


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

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/

ANEXO 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.



Designation: D5628 – 18

Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimens by Means of a Falling Dart (Tup or Falling Mass)¹

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 (ϵ) 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 Bruceton 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:*²

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

¹ 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.

² 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.

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:*³

ISO 291 Standard Atmospheres for Conditioning and Testing

ISO 6603-1 Plastics—Determination of Multiaxial Impact Behavior of Rigid Plastics—Part 1: Falling Dart Method

3. Terminology

3.1 *Definitions:*

3.1.1 For definitions of plastic terms used in this test method, see Terminologies D883 and D1600.

3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

3.2.1 *failure (of test specimen)*—the presence of any crack or split, created by the impact of the falling tup, that can be seen by the naked eye under normal laboratory lighting conditions.

3.2.2 *mean-failure energy (mean-impact resistance)*—the energy required to produce 50 % failures, equal to the product of the constant drop height and the mean-failure mass, or, to the product of the constant mass and the mean-failure height.

3.2.3 *mean-failure height (impact-failure height)*—the height at which a standard mass, when dropped on test specimens, will cause 50 % failures.

NOTE 2—Cracks usually start at the surface opposite the one that is struck. Occasionally incipient cracking in glass-reinforced products, for example, is difficult to differentiate from the reinforcing fibers. In such cases, a penetrating dye can confirm the onset of crack formation.

³ Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, <http://www.ansi.org>.

*A Summary of Changes section appears at the end of this standard

Copyright © ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States

Copyright by ASTM Int'l (all rights reserved); Tue Mar 23 10:09:29 EDT 2021

Downloaded/printed by

Escuela Politecnica Nacional (Escuela Politecnica Nacional) pursuant to License Agreement. No further reproductions authorized.

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).⁴ 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.

⁴The boldface numbers in parentheses refer to a list of references at the end of the text.

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

D5628 – 18

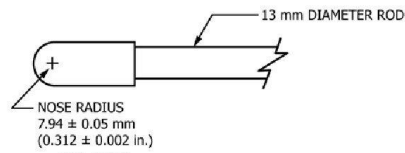


FIG. 1 (a)

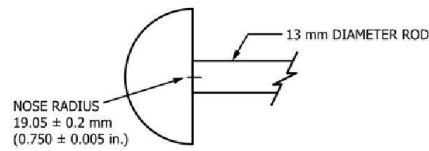
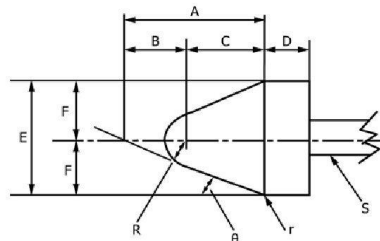


FIG. 1 (c)

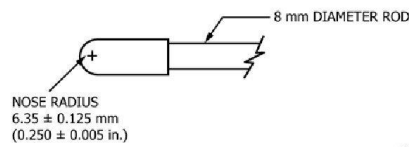


FIG. 1 (d)

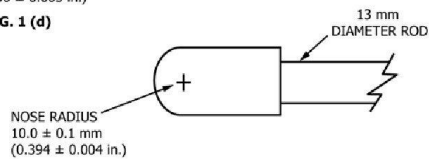


FIG. 1 (e)

Dimensions of Conical Dart (Not to scale.)—Fig. 1(b)

NOTE 1—Unless specified, the tolerance on all dimensions shall be $\pm 2\%$.

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) ^A	6.4	0.25
θ	25 ± 1°	25 ± 1°

^A Larger diameter shafts shall be used.

FIG. 1 Tup Geometries for Geometries FA (1a), FB (1b), FC (1c), FD (1d), and FE (1e)

Copyright by ASTM Int'l (all rights reserved); Tue Mar 23 10:09:29 EDT 2021 3
Downloaded/printed by

Escuela Politecnica Nacional (Escuela Politecnica Nacional) pursuant to License Agreement. No further reproductions authorized.

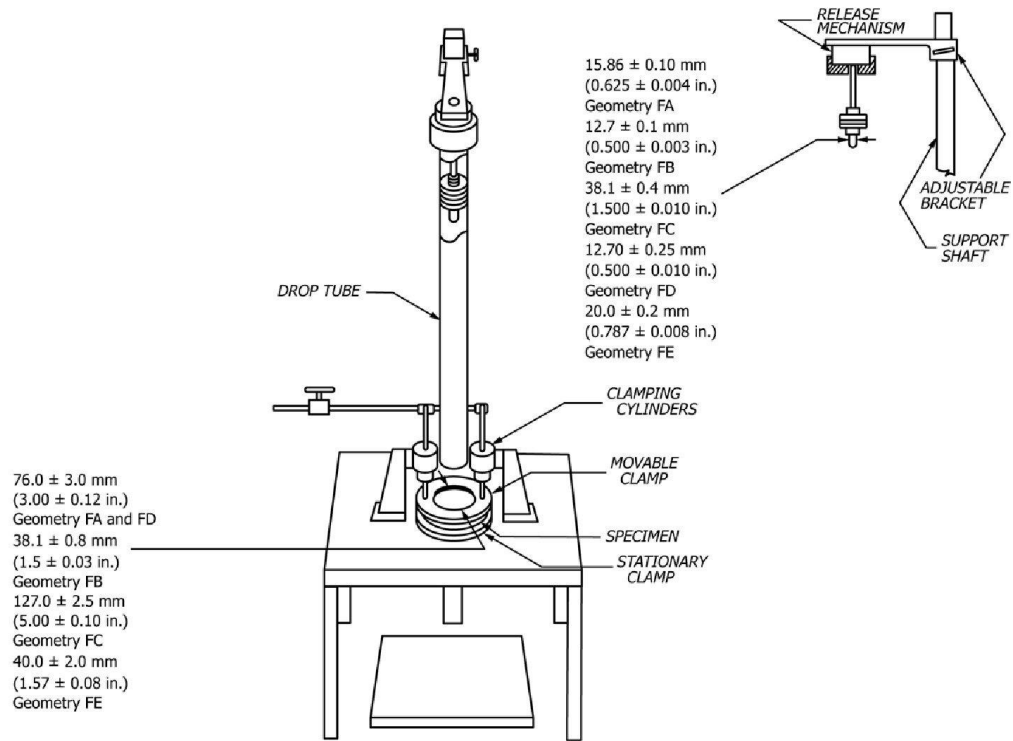


FIG. 2 One Type of Falling Mass Impact Tester

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).

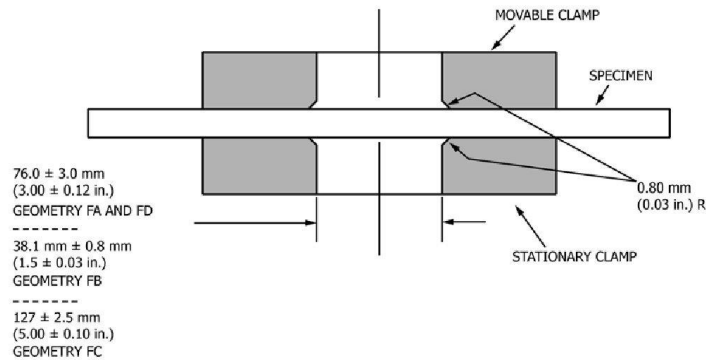


FIG. 3 Support Plate/Specimen/Clamp Configuration for Geometries FA, FB, FC, and FD

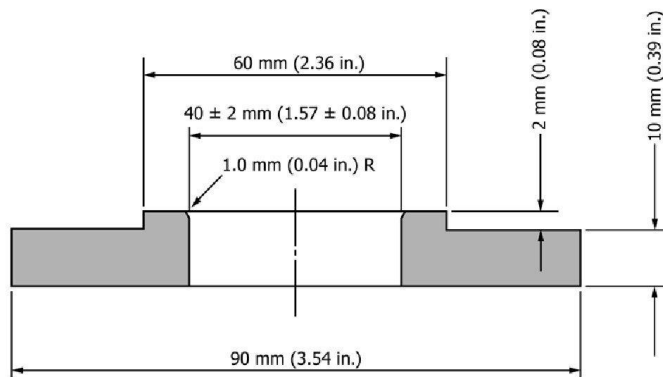


FIG. 4 Test-Specimen Support for Geometry FE

TABLE 1 Tip and Support Ring Dimensions

Geometry	Dimensions, mm (in.)	
	Tip 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 12.7 ± 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 ±1 %.

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 ± 2 mm (2.4 ± 0.08 in.) in diameter or 60 ± 2 mm (2.4 ± 0.08 in.) square with a thickness of 2 ± 0.1 mm (0.08 ± 0.004 in.). Machining specimens to reduce thickness variation is not permissible.

10.3 When the approximate mean failure mass for a given sample is known, 20 specimens will usually yield sufficiently precise results. If the approximate mean failure mass is unknown, six or more additional specimens 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:

$$w = w_o + d_w(A/N \pm 0.5) \quad (1)$$

13.2 *Mean-Failure Height*—If a constant-mass procedure was used, calculate the mean-failure height from the test data obtained, as follows:

$$h = h_o + d_h(A/N \pm 0.5) \quad (2)$$

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.),
 $A = \sum_{i=0}^k in_i$,
 $i = 0, 1, 2, \dots, k$ (counting index, starts at h_o or w_o),
 n_i = number of events that occurred at h_i or w_i ,
 $w_i = w_o + id_w$, and
 $h_i = h_o + id_h$.

In calculating w or h , the negative sign is used when the events are failures. The positive sign is used when the events are non-failures. Refer to the example in Appendix X1.

13.3 *Mean-Failure Energy*—Compute the mean-failure energy as follows: MFE = hwf

where:

MFE = mean-failure energy, J,

h = mean-failure height or constant height as applicable, mm
 w = mean-failure mass or constant mass as applicable, kg, and
 f = factor for conversion to joules.
 Use $f = 9.80665 \times 10^{-3}$ if $h = \text{mm}$ and $w = \text{kg}$.

13.4 *Estimated Standard Deviation of the Sample*—If desired for record purposes, the estimated standard deviation of the sample for either variable mass or variable height can be calculated as follows:

$$s_w = 1.62d_w[B/N - (A/N)^2] + 0.047d_w \text{ or} \quad (3)$$

$$s_h = 1.62d_h[B/N - (A/N)^2] + 0.047d_h \quad (4)$$

where:

s_w = estimated standard deviation, mass, kg
 s_h = estimated standard deviation, height, mm, and

$$B = \sum_{i=0}^k i^2 n_i \quad (5)$$

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:

$$S_w = Gs_w / \sqrt{N} \quad (6)$$

or

$$S_h = Gs_h / \sqrt{N} \quad (7)$$

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:

$$S_{MFE} = S_h w f \quad (8)$$

or

$$S_{MFE} = S_w h f, \text{ as applicable} \quad (9)$$

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) ^A	9.26	18.7	52.9
Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS) ^A	11.8	14.9	42.2

^AData 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 robin⁵ 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.

⁵ 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_o	i	n_i	m_i	$\hat{p}n_i$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20						
9.00						X															1	0	2	1	2	4
8.00					O		X	X				X	X								4	1	1	4	4	4
7.00		X		O				O	X		O		O	X		X			O	4	5	0	4	0	0	
6.00	O		O							O							O		O	0	5					
Totals																					9	11		9	6	8
																					(N_x)	(N_o)		(N)	(A)	(B)

$w_o = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$
 $w = w_o + d(A/N - 0.5)$
 $= 7.00 + 1.00(6/9 - 0.5)$
 $= 7.17 \text{ kg}$
 $s = 1.620 \sigma [((NB - A^2)/9^2) + 0.029]$
 $= 1.620 (1.00)[((9.8 - 6^2)/9^2) + 0.029]$
 $= 0.77 \text{ kg}$
 $s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$
 $s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$

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	0.99	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	0.97	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/