



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 (KEVLAR) MEDIANTE INFUSIÓN DE RESINA AL VACÍO Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS”

AUTOR: Jonathan Patricio Moreno Robalino

TUTOR: Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas

AMBATO – ECUADOR

Febrero - 2023

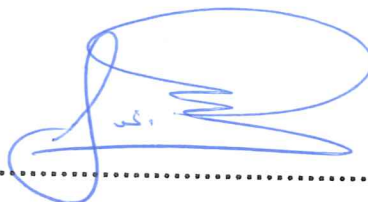
CERTIFICACIÓN

En mi calidad de Tutor del Trabajo Experimental, previo a la obtención del Título de Ingeniero Mecánico, con el tema: **“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HIBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL (CHAMBIRA)”**, elaborado por el Sr. Jonathan Patricio Moreno Robalino, portador de la cédula de ciudadanía: 1804716494, 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, febrero 2023



.....
Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas
TUTOR

AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN

Yo, **Jonathan Patricio Moreno Robalino**, portador de la C.I. **1804716494** declaro que todas las actividades y contenidos expuestos en el presente Trabajo Experimental bajo el tema: **“OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HIBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (KEVLAR) Y NATURAL (CHAMBIRA)”**, así como también los análisis estadísticos, gráficos, conclusiones y recomendaciones son de mi exclusiva responsabilidad como autor del trabajo, a excepción de las referencias bibliográficas citadas en el mismo.

Ambato, febrero 2023



.....
Jonathan Patricio Moreno Robalino

1804716494

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, febrero 2023



Jonathan Patricio Moreno Robalino

1804716494

AUTOR

APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO

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

Ambato, febrero 2023

Para constancia firman:



Ing. Mg. Wilson Henry Vaca Ortega
MIEMBRO CALIFICADOR



Ing. Mg. Pablo Raúl Valle Velasco
MIEMBRO CALIFICADOR

DEDICATORIA

El camino ha sido largo y ha implicado un poco de esfuerzo, pero he disfrutado cada uno de ellos, ya que nunca me he sentido solo, siempre he tenido el apoyo de mi familia, compañeros, docentes, amigos, entre otras personas que de uno u otra manera aportaron un granito de arena en este largo trayecto, ya que han sido varios años de estudio desde el jardín hasta la universidad, pero esto no se termina aquí pues aún quedan muchos sueños por cumplir, muchas metas que lograr y una familia por hacerla sentir orgullosa.

A mi madre Alexandra Robalino que siempre me ha apoyado de todas las maneras posibles, ha sido mi motor para darme la fuerza para seguir adelante con mis estudios, me ha dado su mano en cada peldaño que he subido, me ha inculcado de buenos valores para ser la persona que hoy soy, y me ha apoyado en todo lo que he querido y he necesitado, es gracias a ella que he logrado cumplir mis sueños y mis aspiraciones, y las seguiré logrando con su gran cariño, amor y apoyo.

A mi padre Javier Moreno, que siempre ha sido y seguirá siendo una persona intachable, trabajadora, y que siempre ha apoyado a las personas, con una mentalidad y un conocimiento para dar solución a las cosas, pues es la persona más inteligente que he conocido, gracias al he aprendido mucho acerca de la mecánica ya que desde muy pequeño me enseñó del oficio, aún

recuerdo cuando trabajaba con él por las mañanas y las tardes me iba al colegio, son cosas que me han enseñado a ser una persona trabajadora y ser muy práctico al momento de realizar cualquier actividad.

A mis hermanos Erika Moreno y Johan Moreno por darme su apoyo, pues agradezco mucho a mi hermana que me ha apoyado en todo lo que he necesitado, hemos pasado muchas cosas juntos, desde que fuimos pequeños pasamos muchas cosas juntos, compartimos momentos gratos que nos han servido para ser lo que ahora somos.

Jonathan P. Moreno Robalino

AGRADECIMIENTO

Primero que nada, doy Gracias a Dios por darme una familia muy unida, que a pesar de las cosas que han pasado por nosotros siempre las hemos resuelto de la mejor manera sin hacer daño a nadie, a mis padres que han velado por nosotros por vernos bien, por ayudarnos en cada época de nuestras vidas, por inculcarnos los buenos valores y por apoyarnos día tras día.

A mi Madre Alexandra Robalino por haberme dado su mano amiga, por ser mi madre, mi amiga, mi compañera y mi motor por el cariño que me ha dado, por la confianza brindada en mí, por el apoyo moral y sobre todo por estar pendiente de mí en cada etapa de mi vida.

A mis hermanos Erika y Johan por haberme dado el apoyo moral, por confiar en mí durante esta larga travesía, a Joel, Mauricio y Melanie por demostrarme que los amigos es el pilar para superar los obstáculos de la vida.

Al Ing. Mg. Juan Paredes, por haber depositado su confianza en mí para el desarrollo de la presente investigación, por brindarme sus conocimientos, por el profesionalismo demostrado y por su paciencia para culminar la misma.

A la facultad de Ingeniería Civil y Mecánica en especial a la Carrera de Ingeniería Mecánica por haberse abierto las puertas de tan prestigiosa facultad convertido en mi segundo hogar, a los docentes de la carrera por impartir sus conocimientos en las aulas y laboratorios para llegar al objetivo planteado desde el inicio de la travesía.

Y como no a los compañeros de aulas que formaron parte de esta bonita historia por el compañerismo demostrado, por los gratos momentos y por la comprensión brindada durante todo el proceso de estudio, recordarles que juntos se logran grandes cosas.

ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN	ii
DERECHOS DE AUTOR	iv
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO	v
DEDICATORIA	vi
AGRADECIMIENTO	viii
ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO	ix
ÍNDICE TABLAS.....	xii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xviii
ÍNDICE DE ANEXOS.....	xxi
RESUMEN.....	xxii
ABSTRACT.....	xxiii
CAPÍTULO I.....	1
1 MARCO TEÓRICO	1
1.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS	1
1.1.1 Investigaciones preliminares.....	1
1.2 OBJETIVOS	3
1.2.1 Objetivo General.....	3
1.2.2 Objetivos Específicos.....	3
1.3 FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA	4
1.3.1 Ciencia e ingeniería de los materiales.....	4
1.3.2 Materiales compuestos.....	5
1.3.3 Clasificación de los materiales compuestos.....	7
1.3.4 Componentes de los materiales compuestos.....	8
1.3.5 Matrices poliméricas.....	9
1.3.6 Proceso de fabricación de materiales compuestos	10

1.3.7	Método de infusión de resina al vacío	14
1.3.8	Inferencia estadística.....	17
1.3.9	Metodología de superficie de respuesta.....	17
CAPÍTULO II		20
2	METODOLOGÍA.....	20
2.1	DIAGRAMA DE FLUJO DEL TRABAJO EXPERIMENTAL	20
2.2	MATERIALES	22
2.3	MÉTODOS.....	26
2.3.1	Nivel o tipo de investigación	26
2.3.2	Población y muestra.....	27
2.3.3	Hipótesis	34
2.3.4	Señalamiento de variables.....	34
2.4	OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES.....	35
2.4.1	Variable Independiente	35
2.4.2	Variable Dependiente.....	36
2.5	PLAN DE RECOLECCIÓN DE LA INFORMACIÓN.....	38
2.6	PLAN DE PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS.....	38
2.6.1	Adquisición de la materia prima	38
2.6.2	Determinación de las propiedades físicas de la fibra.....	39
2.6.3	Determinación de la cantidad de Matriz	42
2.6.4	Determinación de la densidad calculada y medida del material compuesto	45
2.6.5	Preparación de la fibra y del tejido	46
2.6.6	Elaboración de probetas.....	47
2.6.7	Curado y corte de las probetas	51
2.7	ENSAYO DE MATERIALES	52
2.7.1	Tracción	53
2.7.2	Flexión	54

2.7.3	Impacto	55
CAPITULO III.....		57
3	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	57
3.1	INTERPRETACIÓN Y TABULACIÓN DE RESULTADOS	57
3.1.1	Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a tracción	57
3.1.2	Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a flexión	94
3.1.3	Fichas de recolección de datos de probetas de impacto ensayadas	129
3.2	ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS	149
3.2.1	Análisis del Esfuerzo Máximo a Tracción.....	151
3.2.2	Análisis del Módulo de Elasticidad a Tracción	157
3.2.3	Análisis de la Elongación.....	163
3.2.4	Análisis del Esfuerzo Máximo a Flexión.....	169
3.2.5	Análisis del Módulo de Elasticidad a Flexión	175
3.2.6	Análisis de la Deflexión.....	181
3.2.7	Análisis de la Energía Media de Fallo	187
3.2.8	Optimización global.....	192
3.3	VERIFICACIÓN DE HIPÓTESIS.....	193
CAPITULO IV.....		195
4	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	195
4.1	CONCLUSIONES.....	195
4.2	RECOMENDACIONES	197
5	Bibliografía.....	198
ANEXOS		202

ÍNDICE TABLAS

Tabla 2.1. Lista de materiales con su descripción de los materiales y elementos utilizados para la elaboración del material compuesto.	22
Tabla 2.2. Factores de entrada y niveles	28
Tabla 2.3. Variables de salida	29
Tabla 2.4. Matriz de diseño.....	29
Tabla 2.5. Combinaciones principales para ejecución de ensayos.....	32
Tabla 2.6. Variables Independientes.	35
Tabla 2.7. Variables dependientes.....	36
Tabla 2.8. Determinación de la densidad de fibra de chambira sin tejer a través del método de gravimetría.	40
Tabla 2.9. Determinación de la densidad de fibra de chambira tejida a través del método de gravimetría.	40
Tabla 2.10. Determinación de la densidad de fibra de kevlar a través del método de gravimetría.	40
Tabla 2.11. Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de chambira.....	43
Tabla 2.12. Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de kevlar	44
Tabla 2.13. Densidad de resina, fibra de chambira y kevlar.	45
Tabla 2.14. Densidad del material compuesto en general.....	45
Tabla 2.15. Realización de tejido.....	46
Tabla 2.16. Proceso de elaboración de probetas	47
Tabla 2.17. Curado y corte de probetas.....	51

Tabla 2.18. Propiedades de los ensayos a tracción.	53
Tabla 2.19. Propiedades de los ensayos a flexión.	55
Tabla 2.20. Propiedades de los ensayos a flexión.	56
Tabla 3.1. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a tracción..	57
Tabla 3.2. Ficha técnica del caso # 2 del material compuesto sometido a tracción..	59
Tabla 3.3. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a tracción..	62
Tabla 3.4. Ficha técnica del caso # 4 del material compuesto sometido a tracción..	64
Tabla 3.5. Ficha técnica del caso # 5 del material compuesto sometido a tracción..	66
Tabla 3.6. Ficha técnica del caso # 6 del material compuesto sometido a tracción..	69
Tabla 3.7. Ficha técnica del caso # 7 del material compuesto sometido a tracción..	71
Tabla 3.8. Ficha técnica del caso # 8 del material compuesto sometido a tracción..	73
Tabla 3.9. Ficha técnica del caso # 9 del material compuesto sometido a tracción..	76
Tabla 3.10. Ficha técnica del caso # 10 del material compuesto sometido a tracción.....	78
Tabla 3.11. Ficha técnica del caso # 11 del material compuesto sometido a tracción.....	80
Tabla 3.12. Ficha técnica del caso # 12 del material compuesto sometido a tracción.....	82
Tabla 3.13. Ficha técnica del caso # 13 del material compuesto sometido a tracción.....	85
Tabla 3.14. Ficha técnica del caso # 14 del material compuesto sometido a tracción.....	87

Tabla 3.15. Ficha técnica del caso # 15 del material compuesto sometido a tracción.....	89
Tabla 3.16. Ficha técnica del caso # 16 del material compuesto sometido a tracción.....	92
Tabla 3.17. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a flexión .	94
Tabla 3.18. Ficha técnica del caso # 2 del material compuesto sometido a flexión .	96
Tabla 3.19. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a flexión .	99
Tabla 3.20. Ficha técnica del caso # 4 del material compuesto sometido a flexión	101
Tabla 3.21. Ficha técnica del caso # 5 del material compuesto sometido a flexión	103
Tabla 3.22. Ficha técnica del caso # 6 del material compuesto sometido a flexión	106
Tabla 3.23. Ficha técnica del caso # 7 del material compuesto sometido a flexión	108
Tabla 3.24. Ficha técnica del caso # 8 del material compuesto sometido a flexión	110
Tabla 3.25. Ficha técnica del caso # 9 del material compuesto sometido a flexión	113
Tabla 3.26. Ficha técnica del caso # 10 del material compuesto sometido a flexión	115
Tabla 3.27. Ficha técnica del caso # 11 del material compuesto sometido a flexión	117
Tabla 3.28. Ficha técnica del caso # 12 del material compuesto sometido a flexión	120
Tabla 3.29. Ficha técnica del caso # 13 del material compuesto sometido a flexión	122
Tabla 3.30. Ficha técnica del caso # 14 del material compuesto sometido a flexión	124

Tabla 3.31. Ficha técnica del caso # 15 del material compuesto sometido a flexión	127
Tabla 3.32. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a impacto.....	129
Tabla 3.33. Ficha técnica del caso # 2 del material compuesto sometido a impacto.....	130
Tabla 3.34. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a impacto.....	132
Tabla 3.35. Ficha técnica del caso # 4 del material compuesto sometido a impacto.....	133
Tabla 3.36. Ficha técnica del caso # 5 del material compuesto sometido a impacto.....	134
Tabla 3.37. Ficha técnica del caso # 6 del material compuesto sometido a impacto.....	136
Tabla 3.38. Ficha técnica del caso # 7 del material compuesto sometido a impacto.....	137
Tabla 3.39. Ficha técnica del caso # 8 del material compuesto sometido a impacto.....	138
Tabla 3.40. Ficha técnica del caso # 9 del material compuesto sometido a impacto.....	140
Tabla 3.41. Ficha técnica del caso # 10 del material compuesto sometido a impacto.....	141
Tabla 3.42. Ficha técnica del caso # 11 del material compuesto sometido a impacto.....	142
Tabla 3.43. Ficha técnica del caso # 12 del material compuesto sometido a impacto.....	144

Tabla 3.44. Ficha técnica del caso # 13 del material compuesto sometido a impacto.....	145
Tabla 3.45. Ficha técnica del caso # 14 del material compuesto sometido a impacto.....	146
Tabla 3.46. Ficha técnica del caso # 15 del material compuesto sometido a impacto.....	148
Tabla 3.47. Resultados de los ensayos a tracción, flexión e impacto	149
Tabla 3.48. Análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a tracción.....	153
Tabla 3.49. Optimización del Esfuerzo máximo a tracción	156
Tabla 3.50. Análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a tracción transformado	159
Tabla 3.51. Optimización del Módulo de elasticidad a tracción.....	163
Tabla 3.52. Análisis de la varianza de la Elongación transformada	165
Tabla 3.53. Optimización de la Elongación	169
Tabla 3.54. Análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a flexión transformado.	171
Tabla 3.55. Optimización del Esfuerzo máximo a flexión.....	175
Tabla 3.56. Análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a flexión transformado	177
Tabla 3.57. Optimización del Módulo de elasticidad a flexión	181
Tabla 3.58. Análisis de la varianza de la Deflexión transformada.....	183
Tabla 3.59. Optimización de la Deflexión	186
Tabla 3.60. Análisis de la varianza de la Energía media de fallo	188
Tabla 3.61. Optimización de la Energía media de fallo	192

Tabla 3.62. Optimización de las propiedades mecánicas..... 192

Tabla 3.63. Análisis de la varianza de la deseabilidad global..... 193

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Ciencia de los materiales	4
Figura 1.2. Composición de un material compuesto.....	5
Figura 1.3. Clasificación de material compuesto según el tipo de refuerzo.	6
Figura 1.4. Material compuesto con distintos tipos de refuerzos.....	7
Figura 1.5. Clasificación de las matrices poliméricas.....	10
Figura 1.6. Procesos de fabricación de materiales compuestos	10
Figura 1.7. Moldeo por compresión.....	11
Figura 1.8. Filament winding.....	11
Figura 1.9. Molde cerrado.....	12
Figura 1.10. Pultrusión.....	12
Figura 1.11. Compactación por vacío	13
Figura 1.12. Infusión al vacío	13
Figura 1.13. Infusión al vacío	14
Figura 1.14. Infusión al vacío	15
Figura 1.15. Fases del proceso de infusión	16
Figura 1.16. Superficie de respuesta tridimensional y gráfico de contornos correspondiente	18
Figura 1.17. Diseño Box-Behnken con $k = 3$	19
Figura 2.1. Proceso experimental.....	21
Figura 2.2. Distribución de probetas a ensayar	42
Figura 2.3. Máquina universal de ensayos para tracción	53
Figura 3.1. Gráfica de probabilidad normal del Esfuerzo máximo a tracción	152
Figura 3.2. Gráfica del Esfuerzo máximo a tracción versus Orden de observación	152
Figura 3.3. Diagrama de Pareto de efectos para el Esfuerzo máximo a tracción....	154

Figura 3.4. Gráfica de efectos principales para el Esfuerzo máximo a tracción.....	154
Figura 3.5. Gráfica de interacción para el Esfuerzo máximo a tracción.....	155
Figura 3.6. Gráfica de superficie del Esfuerzo máximo a tracción.....	156
Figura 3.7. Gráfica de probabilidad normal del Módulo de elasticidad a tracción transformado	158
Figura 3.8. Gráfica del Módulo de elasticidad a tracción transformado versus Orden de observación.....	158
Figura 3.9. Diagrama de Pareto de efectos para el Módulo de elasticidad a tracción transformado	160
Figura 3.10. Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad a tracción.....	161
Figura 3.11. Gráfica de interacción para el Módulo de elasticidad a tracción.....	162
Figura 3.12. Gráfica de superficie del Módulo de elasticidad a tracción.....	162
Figura 3.13. Gráfica de probabilidad normal de la Elongación transformada.....	164
Figura 3.14. Gráfica de la Elongación transformada versus Orden de observación	165
Figura 3.15. Diagrama de Pareto de efectos para la Elongación transformada	166
Figura 3.16. Gráfica de efectos principales para la Elongación.....	167
Figura 3.17. Gráfica de interacción para la Elongación.....	168
Figura 3.18. Gráfica de superficie de la Elongación.....	168
Figura 3.19. Gráfica de probabilidad normal del Esfuerzo máximo a flexión transformado	170
Figura 3.20. Gráfica del Esfuerzo máximo a flexión transformado versus Orden de observación	171
Figura 3.21. Diagrama de Pareto de efectos para el Esfuerzo máximo a flexión transformado	172
Figura 3.22. Gráfica de efectos principales para el Esfuerzo máximo a flexión	173
Figura 3.23. Gráfica de interacción para el Esfuerzo máximo a flexión	174

Figura 3.24. Gráfica de superficie del Esfuerzo máximo a flexión	174
Figura 3.25. Gráfica de probabilidad normal del Módulo de elasticidad a flexión transformado	176
Figura 3.26. Gráfica del Módulo de elasticidad a flexión transformado versus Orden de observación.....	176
Figura 3.27. Diagrama de Pareto de efectos para el Módulo de elasticidad a flexión transformado	178
Figura 3.28. Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad a flexión	179
Figura 3.29. Gráfica de interacción para el Módulo de elasticidad a flexión	180
Figura 3.30. Gráfica de superficie del Módulo de elasticidad a flexión	180
Figura 3.31. Gráfica de probabilidad normal de la Deflexión transformada	182
Figura 3.32. Gráfica de la Deflexión transformada versus Orden de observación .	182
Figura 3.33. Diagrama de Pareto de efectos para la Deflexión transformada	184
Figura 3.34. Gráfica de efectos principales para la Deflexión.....	184
Figura 3.35. Gráfica de interacción para la Deflexión.....	185
Figura 3.36. Gráfica de superficie de la Elongación.....	186
Figura 3.37. Gráfica de probabilidad normal de la Energía media de fallo.....	187
Figura 3.38. Gráfica de la Energía media de fallo versus Orden de observación...	188
Figura 3.39. Diagrama de Pareto de efectos para la Energía media de fallo	189
Figura 3.40. Gráfica de efectos principales para la Energía media de fallo	190
Figura 3.41. Gráfica de interacción para la Energía media de fallo.....	191
Figura 3.42. Gráfica de superficie de la Energía media de fallo.....	191

ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo 1: Normas aplicadas	203
--	-----

RESUMEN

En el siguiente trabajo nos centraremos en la elaboración y caracterización de búsqueda de nuevos materiales tipo sándwich, híbridos y de bajo peso, utilizando diferentes configuraciones en el apilamiento de refuerzo. Para lograr una reducción en cuanto al peso y facilitar la elaboración, se empleó una resina epoxi reforzada con fibra de chambira tejida con fibra de kevlar, tomando en cuenta el número de capas y posiciones que se van a trabajar, utilizando el método de infusión de resina al vacío y su incidencia en las propiedades mecánicas, para las probetas se realizó un curado a diferentes temperaturas y corte laser con CO₂.

Se utilizó el diseño de Box-Behnken método basado en superficies de respuesta que permite el ingreso de tres factores continuos con sus niveles respectivamente, los cuales están detallados de la siguiente forma: Orientación 1 y Orientación 2 de la fibra entre 45, 0 y -45 grados y temperatura de curado con 60, 90 y 120 grados centígrados. Al momento de la realización del diseño se especificó el número de tratamientos a ser realizados y en los ensayos mecánicos de cada muestra, se hizo un análisis de los datos y se los organizó y validó para así tener sus propiedades mecánicas.

Con las pruebas sometidas a las probetas se obtuvieron diversos resultados los cuales ayudaron a determinar la configuración más óptima de las capas.

Palabras Claves: Fibra de kevlar, Fibra de Chambira, Box-Behnken, Astrocaryum, Matriz, Curado.

ABSTRACT

In the following work we will focus on the elaboration and characterization of the search for new hybrid and low weight sandwich materials, using different configurations in the reinforcement stacking. In order to achieve a reduction in weight and facilitate the elaboration, an epoxy resin reinforced with chambira fiber woven with kevlar fiber was used, taking into account the number of layers and positions to be worked, using the vacuum resin infusion method and its impact on the mechanical properties, for the specimens a curing at different temperatures and laser cutting with CO₂ was performed.

The Box-Behnken design method based on response surfaces was used, which allows the input of three continuous factors with their levels respectively, which are detailed as follows: Fiber Orientation 1 and Orientation 2 between 45, 0 and -45 degrees and curing temperature with 60, 90 and 120 degrees Celsius. At the time of the design, the number of treatments to be carried out was specified and in the mechanical tests of each sample, an analysis of the data was made and organized and validated in order to have their mechanical properties.

The tests performed on the specimens yielded several results which helped to determine the most optimal configuration of the layers.

Keywords: Kevlar fiber, Chambira fiber, Box-Behnken, Astrocaryum, Matrix, Curing.

CAPÍTULO I

MARCO TEÓRICO

1.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS

1.1.1 Investigaciones preliminares

Dentro del presente trabajo experimental se citan fuentes de investigación que corroboran con la información necesaria para el respectivo desarrollo del estudio.

De acuerdo a la investigación elaborada por P. Cousin, M. Hassan, P. V. Vijay, M. Robert, y B. Benmokrane, en el cual se menciona que el uso de materiales poliméricos compuestos ha ido incrementando considerablemente en nuestras vidas, tanto en actividades técnicas y las desarrolladas día a día. Esto se debe a que se adapta de una manera perfecta a los requerimientos de la sociedad [1]. Las matrices termoestables tales como resinas de poliéster no saturadas (UP, unsaturated polyester), epoxi (EP, epoxy), fenólicas (PF, phenolics) [2] [3] entre otras, y con la utilización de fibras como refuerzo se encuentran las fibras de carbón (CF, carbon fibers), aramida (AF, aramid fibers) y vidrio (GF, glass fibers) siendo estas las más utilizadas en la industria, debido a que poseen altas propiedades mecánicas y de bajo peso, siendo estas utilizadas en diferentes empresas como las automotrices, deportivas, balísticas y de construcción civil, entre otras. [4] [5], Cabe mencionar que las fibras convencionales que cuentan con características para dar un alto desempeño presentan algunas desventajas. Una de sus mayores desventajas es el costo elevado que estas presentan, como por ejemplo, que las CF requieren temperaturas extremadamente altas para la obtención de fibras puras. Por otra parte, estas fibras que son utilizadas como refuerzos convencionales poseen un impacto ambiental importante, relacionado a las etapas de producción y la problemática luego de su vida útil; esto significa que su producción en masa es prácticamente inviable [6] [7].

Las matrices más utilizadas son las que se basan en resinas epoxi, debido a que presentan excelentes propiedades mecánicas, térmicas y de recubrimiento que proporcionan a materiales compuestos. Esto se logra por los grupos funcionales que se encuentran en su estructura, concretamente anillos epoxi/oxirano que pueden polimerizarse para la formación de estructuras de red 3D. La mayor parte de las resinas epoxi que se encuentran disponibles en la actualidad se basan en éter de diglicidil de bisfenol A (DGEBA, diglycidyl ether of bisphenol A), que proviene de la reacción del epiclorohidrin y el bisfenol A (BPA, bisphenol A) [8]. Estos componentes son materiales que han sido derivados del petróleo y, como a las fibras sintéticas, se les ha dado un gran impacto en el aumento de la huella de carbono.

En una investigación realizada por A. Tamayo Duque, Facultad de Ingeniería Mecánica, Escuela Politécnica Nacional, la cual presenta un tema: “OBTENCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIÉSTER REFORZADOS CON FIBRA DE CABUYA MEDIANTE ESTRATIFICACIÓN” dice que al incrementar la fracción volumétrica de refuerzo dentro de la matriz, se logran obtener mejores características mecánicas en los materiales compuestos, ya que si se le da una adecuada cantidad de refuerzo y una correcta orientación a las mismas, las fibras absorberán gran cantidad de la carga aplicada sobre ellas lo cual minimizara el efecto que la fuerza aplicada tiene en la matriz para lo cual se deberá establecer una orientación entre el hilo y tejido a 0° y 45° con esta configuración se obtiene un aumento de esfuerzo máximo a tracción y rigidez en todas las configuraciones [9].

En la investigación elaborada por Santiago Wladimir Chuquitarco Taco, Universidad Técnica de Ambato, Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica, Carrera de Ingeniería Mecánica bajo el tema: “OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HIBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (VIDRIO) Y NATURAL (CHAMBIRA)” en el cual mediante un compuesto, en este caso chambira con fibra de vidrio realiza un diseño experimental que tiene por objetivo el análisis la deseabilidad, la configuración y el tipo de secado, con cada uno de sus niveles contribuyendo a la importancia de cada uno de esos factores a las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto, en función de deseabilidad

determina la condición óptima en el que se aprovechan al máximo las propiedades mecánicas del material híbrido, esto cuando se emplea: 20% de fibra de vidrio, 7.75% de fibra de abacá dispuesta a 45° tejida con 2.25% de fibra de algodón a 135° en matriz polimérica de resina poliéster y secada al horno. [10]

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo General

- Optimizar las propiedades mecánicas del material compuesto de matriz epoxi reforzada con fibra sintética (kevlar) y fibra natural (chambira) mediante infusión de resina al vacío y su incidencia en las propiedades mecánicas.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Establecer los distintos parámetros de conformado del material compuesto (factores y niveles) temperatura de curado y orientación del refuerzo de la fibra natural.
- Utilizar el método de diseño de experimentos bajo la Metodología de Superficie de Respuesta para obtener la adecuada configuración de los casos y obtener las propiedades mecánicas.
- Determinar las propiedades mecánicas del material híbrido realizando los ensayos de tracción, flexión y impacto, en base a la normativa ASTM D3039, ASTM D7264 y ASTM D5628.
- Determinar la optimización de las propiedades mecánicas del material mediante software especializado

1.3 FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA

1.3.1 Ciencia e ingeniería de los materiales

Existe una gran responsabilidad en cuanto a los materiales ya que es importante de conocerlos para poderlos aplicar de una manera correcta, por lo que es de gran importancia la investigación acerca de la ingeniería de los materiales. Para lo cual se debe haber estudiado profundamente con anterioridad las causas y consecuencias del conocimiento. Estamos ante la especialización dada por la Ciencia y la Ingeniería de Materiales, que conviene definir [11].

Ciencia de materiales. Es una disciplina que va estrictamente relacionada con la investigación, en la cual se busca una estructura interna que va relacionada con el concepto básico, así como sus propiedades y procesamiento de los materiales [11].

Ingeniería de materiales. Es un pilar fundamental de la ingeniería la cual trata de la utilización de los materiales a distintos niveles estos pueden ser fundamentales o aplicados, estos materiales deben ser convertidos en productos que satisfagan las necesidades de sus usuarios y proporcionen un desarrollo tecnológico. [11].

Resulta complejo el delimitar el estudio de estos dos conceptos pues existe un punto en común de acuerdo al uso que se les va a dar. Cabe mencionar que ambos deben ir de la mano de forma obligada. La figura 1.1, nos permite conectar la Ciencia y la Ingeniería [11].

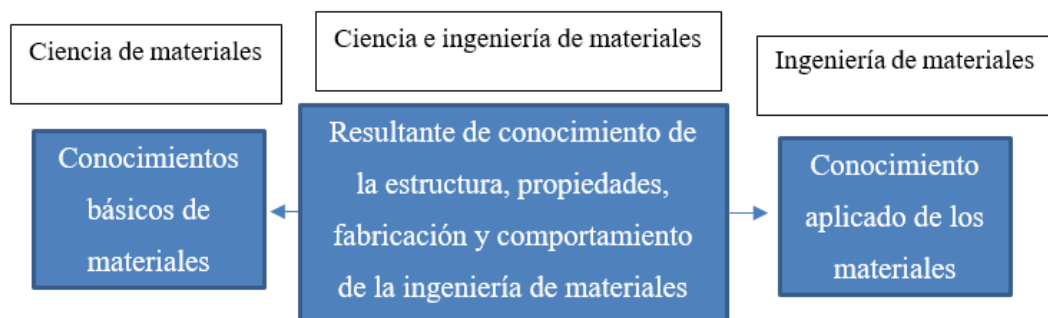


Figura 1.1. Ciencia de los materiales

Fuente: [11]

1.3.2 Materiales compuestos

Se lo denomina así a todo sistema o combinación de materiales los cuales están constituidas a partir de una mezcla insoluble este puede ser entre dos o más componentes, dando lugar a un nuevo material con propiedades y características específicas superiores a las del material en su estado natural. [12]

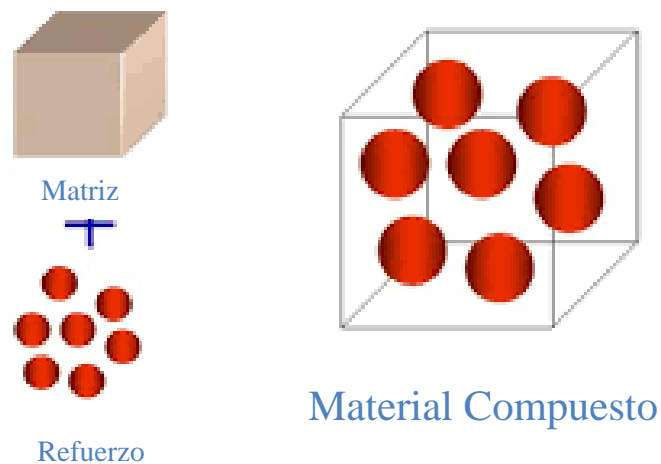


Figura 1.2. Composición de un material compuesto.

Fuente: [11]

Los materiales compuestos pueden ir combinados entre dos o más materiales: la estructura también llamada refuerzo y la base que se le denomina matriz. El refuerzo se encarga de mejorar las características mecánicas del material compuesto cuando este se encuentra en su estado normal, la rigidez, disminución de peso y mejora el accionar a temperaturas elevadas. La matriz en cambio es la encargada en dar cumplimiento a la función de precisar las propiedades del material transfiriendo las cargas al refuerzo, la matriz que destaca en el compuesto es conocida como resina poliéster y resina epoxi. [12]

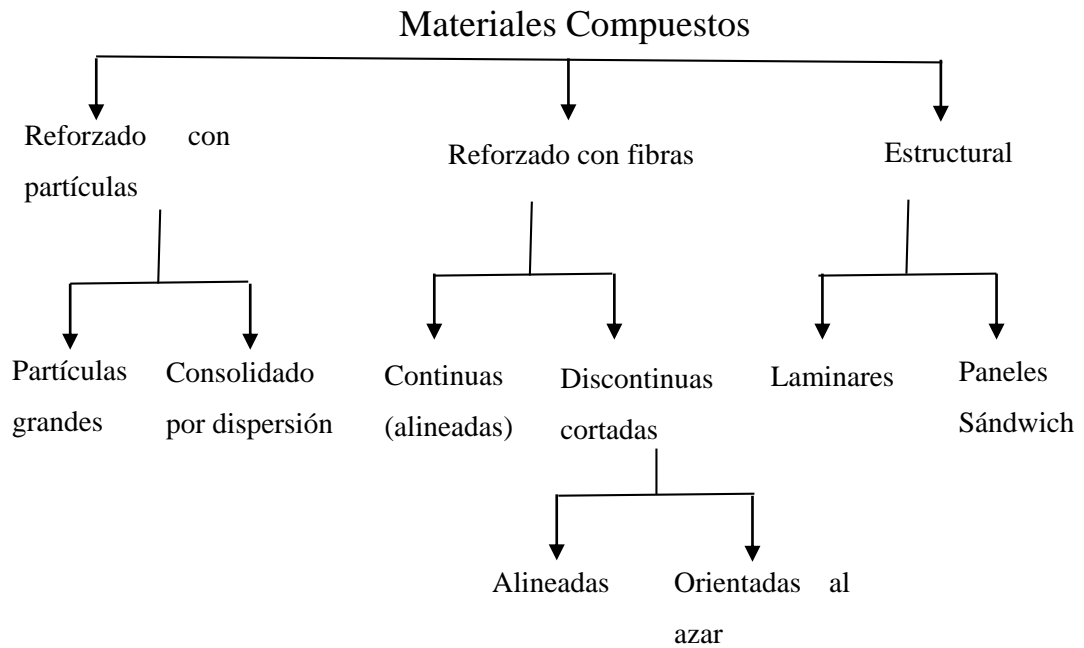


Figura 1.3. Clasificación de material compuesto según el tipo de refuerzo.

Fuente: [13]

1.3.2.1 Matriz

La matriz es la encargada de dar soporte al refuerzo para así mejorar las características y sus propiedades físicas y químicas, su objetivo principal es el actuar como ligante para dar cohesión y proteger al material. [14]

1.3.2.2 Refuerzo

También llamado fase continua y discontinua respectivamente, su principales características es el unir el refuerzo y crear una capa protectora que garantice la calidad y propiedades del material. [12]

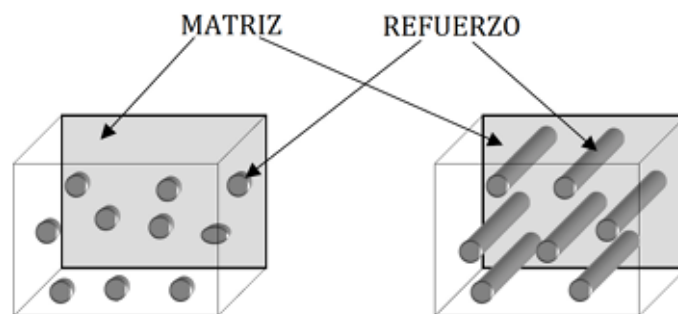


Figura 1.4. Material compuesto con distintos tipos de refuerzos.

Fuente: [11]

1.3.3 Clasificación de los materiales compuestos.

Los materiales compuestos se clasifican de la siguiente forma según su tipo de matriz:

- Matriz cerámica (CMC)
- Matriz metálica (MMC)
- Matriz polimérica (PMC)

Matriz cerámica: Su ventaja principal es que sin modificar sus propiedades posee elevada resistencia a temperaturas altas, presentando conductividad eléctrica y térmica demasiado bajas. [15] [16]

Matriz metálica: este tipo de materiales son característicos por su gran resistencia a altas temperaturas, debido a que en su estructura tienen refuerzo de partículas cerámicas y en la mayoría de los casos poseen compuestos metálicos, una de sus ventajas es que poseen un bajo peso. [15] [16]

Matriz polimérica: Su peculiar característica es que tiene una matriz polimérica con fibras las cuales actúan como un refuerzo las cuales mejoran sus propiedades mecánicas, por su parte este tipo de matriz posee elevada resistencia a la corrosión y se le puede dar formas mucho más complejas que a las anteriores. [15] [16]

Los materiales compuestos también pueden ser clasificados según la forma del refuerzo que tienen, para lo cual lo clasificaremos de la siguiente manera:

- Reforzados con partículas
- Reforzados con fibras.
- Reforzadas estructurales.

Reforzado con partículas: Para este tipo de matriz como refuerzo se introducen nanopartículas mediante un proceso de dispersión, este tipo de partículas evitan la

deformación en la superficie del material fomentando un endurecimiento acentuado, pueden ir alineadas de forma aleatoria o preferente utilizando partículas largas. [17] [15] [16]

Reforzado con fibras: En este tipo de refuerzo se busca aumentar la resistencia a fatiga de los materiales, gracias a su relación peso resistencia poseen una enorme ventaja en comparación a los demás refuerzos, este tipo de refuerzo ha sido uno de los más utilizados ya que suele ser menos complicado y se obtienen resultados favorables en cuanto a su resistencia y ligereza. Para este tipo de refuerzo es importante considerar el número de capas, orientación de las mismas, longitud y diámetro de las fibras. [16]

Reforzadas estructurales: Para este tipo de refuerzo se debe tomar en cuenta la geometría del diseño y los elementos que lo componen, existen tres tipos de clasificaciones: [16]

- Laminares
- No laminares
- Tipo sándwich

1.3.4 Componentes de los materiales compuestos.

Este tipo de materiales compuestos se dividen en dos tipos de fases, la primera fase o también llamada matriz y la segunda fase también conocida como fibra o refuerzo. La matriz es la que actúa como soporte del material, proporcionando las propiedades químicas, físicas y transmitiendo los esfuerzos que posee el material al refuerzo, por otro lado, el refuerzo proporciona las propiedades mecánicas al compuesto. [16]

Este tipo de matrices pueden ser metálicas o no metálicas, en la sección de las no metálicas se encuentran las matrices poliméricas las cuales se encargan de la fabricación de materiales mucho más resistentes y ligeros que son los que más se requieren en la industria, en este tipo de matrices se logra la reducción de costos sin dejar de lado la resistencia que se obtiene, e las matrices poliméricas comúnmente

se utiliza resina poliéster y epoxi, en el presente trabajo se ha utilizado un tipo de matriz epoxi.

1.3.5 Matrices poliméricas.

Se caracteriza por estar conformada por matrices poliméricas que con sus moléculas forman cadenas por enlaces simples.

Las matrices poliméricas se clasifican en:

- **Termoestables:** una de sus principales desventajas es que en altas temperaturas su fluencia es nula y tampoco puede ser remoldada, al estar en contacto con la temperatura ambiente se genera una degradación química en sus moleculares entrecruzadas a la cual se le conoce como carbonización, cabe mencionar que a este tipo de matriz está vinculado el presente estudio ya que la resina epóxica es la utilizada. [18]
- **Termoplástica:** este tipo de matriz al estar caliente puede ser manipulada y cambiar su forma, mientras que cuando la temperatura empieza a bajar el polímero vuelve a su estado inicial convirtiéndose en un material viscoso el cual se cementara t solidificara [18].
- **Elastómeros:** Se caracteriza porque a temperatura ambiente este puede ser manipulado para cambiar su forma, debido a que sus moléculas se encuentran libres y pueden volver fácilmente a su posición inicial, este tipo de matrices presentan textura gomo elástica y también son infusibles e insolubles. [18].

Matrices		
TERMOPLÁSTICAS	TERMOESTABLES	ELÁSTOMEROS
Polipropileno PP Poliamidas PA Policarbonatos PC	POLIÉSTER INSATURADO UP Resina Epoxi Resina Viniléster Fenoles	Poliuretanos PU Siliconas SI

Figura 1.5. Clasificación de las matrices poliméricas

Fuente: [19]

1.3.6 Proceso de fabricación de materiales compuestos

Se conoce que el proceso de fabricación de los materiales compuestos, puede ser determinante para sus propiedades, tal es el caso que, cierto proceso influirá sobre las propiedades mecánicas del producto final [20]. Dentro de las tendencias del sector de la fabricación de materiales compuestos, se tienen procesos como el proceso en molde cerrado, infusión, preimpregnado, entre otros, estos se esquematizan en la siguiente figura.



Figura 1.6. Procesos de fabricación de materiales compuestos

Fuente: [19]

Moldeo por compresión

El moldeo por compresión en húmedo consiste principalmente en moldes, normalmente metálicos y calentados, montados en una prensa hidráulica. Los accesorios de vidrio parcialmente humedecidos con la matriz de polímero se impregnan adecuadamente durante el proceso de prensado propiamente dicho. El proceso puede ser parcial o totalmente automatizado [21].

El moldeo por compresión proporciona flexibilidad en el diseño de piezas y elementos como inserciones, refuerzos y accesorios.

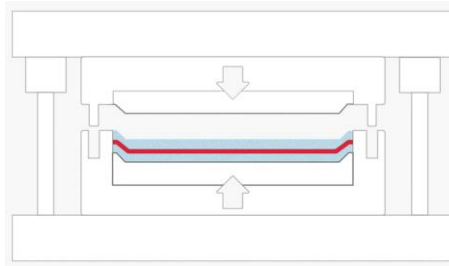


Figura 1.7. Moldeo por compresión

Fuente: [19]

Se puede obtener un buen acabado superficial, lo que ayuda a reducir el coste del acabado de las piezas. Las operaciones posteriores de corte y mecanizado se minimizan con el moldeo por compresión, y los costes de mano de obra son menores.

Filament winding

El filament winding es una tecnología de fabricación para crear estructuras a partir de materiales compuestos. El proceso consiste en enrollar hebras de fibras de refuerzo y/o cintas estiradas impregnadas de una resina termoendurecible en un mandril cilíndrico o mandril. El mandril gira y el carro se mueve horizontalmente, orientando las fibras en la dirección deseada.

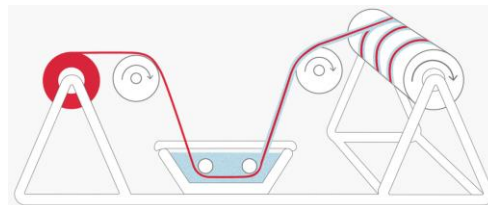


Figura 1.8. Filament winding

Fuente: [19]

Los hilos más comunes son los de fibra de vidrio. Una vez que el mandril está completamente recubierto hasta el grosor deseado, se deja curar la resina a temperatura ambiente o, para ello, en un horno. Una vez curada la resina, el mandril se expulsa (se retira del molde), dejando el producto final hueco. Este proceso se utiliza principalmente para piezas huecas, normalmente componentes redondos u ovalados, como tubos y depósitos.

Molde cerrado

En comparación con el moldeo abierto, los procesos de moldeo cerrado permiten a los fabricantes producir piezas más rápidamente, de forma más consistente y con menos residuos. Las piezas acabadas tienen un mejor acabado cosmético, lo que suele reducir la necesidad de un tratamiento posterior [22].

Dado que la resina se cura en un sistema de molde cerrado, las emisiones de vapores orgánicos son significativamente menores, lo que ayuda a los fabricantes a cumplir la normativa sobre emisiones aplicable, así como a reducir la exposición de los trabajadores a los vapores orgánicos. Estos procesos también dependen menos del operario que el moldeo abierto y reducen los costes de mano de obra.

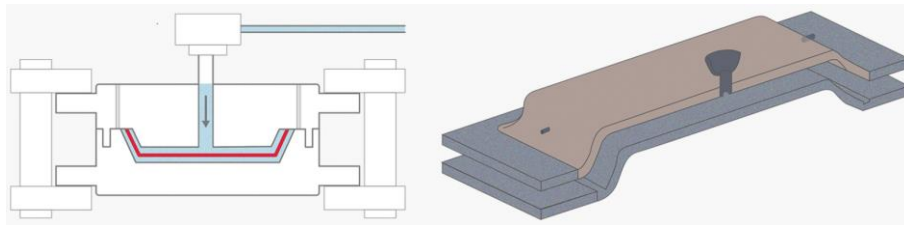


Figura 1.9. Molde cerrado

Fuente: [19]

Pultrusión

La pultrusión es un proceso automático, continuo y de molde cerrado, diseñado específicamente para la producción de grandes volúmenes. Consiste básicamente en arrastrar (tirar) la armadura impregnada de resina y el correspondiente sistema catalítico a través de un molde a alta temperatura, de forma que la resina del interior se cura y se obtienen perfiles transversales correspondientes a la geometría del molde. La impregnación de la armadura con resina se realiza mediante un baño de resina situado a la entrada del molde, o bien inyectando ésta en el molde.

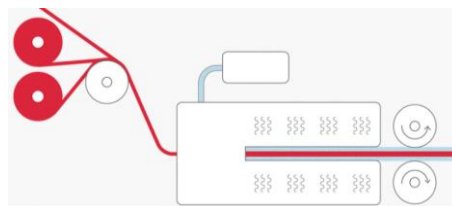


Figura 1.10. Pultrusión

Fuente: [19]

Compactación por vacío

La conformación al vacío en bolsas mejora las propiedades mecánicas de los laminados en molde abierto (laminación manual o HLU). Este proceso permite la producción de laminados con el mismo grado de compactación y un mayor contenido de refuerzo, al tiempo que elimina la entrada de aire.

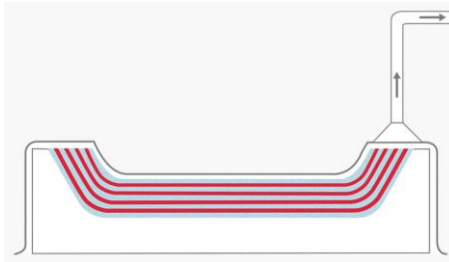


Figura 1.11. Compactación por vacío

Fuente: [19]

Las estructuras realizadas con los métodos tradicionales de laminación manual pueden estar demasiado saturadas de resina, y el embolsado al vacío puede resolver este problema. También es posible mejorar la adherencia de los posibles agregados de refuerzo en un laminado tipo sándwich mediante el procesamiento al vacío de las bolsas.

Infusión al vacío

El proceso de infusión al vacío es un método de molde cerrado en el que el contramolde es una película de plástico. En este método, la resina se inyecta en el molde después de que la acción del vacío haya compactado la barra de refuerzo que se ha colocado en el molde mientras estaba seca.

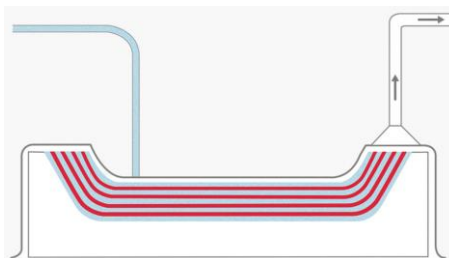


Figura 1.12. Infusión al vacío

Fuente: [19]

Molde abierto

La fabricación en molde abierto es un conjunto de métodos clásicos, eficientes y económicos para la fabricación de piezas a partir de materiales compuestos. Los procesos de moldeo abierto incluyen el laminado manual o el moldeo por contacto (HLU) y la pulverización simultánea.

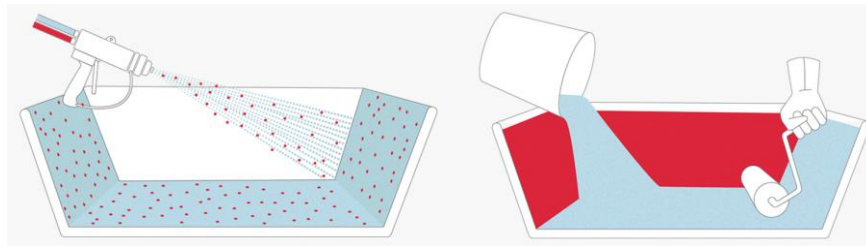


Figura 1.13. Infusión al vacío

Fuente: [19]

Los métodos de molde abierto están bien establecidos para la producción de, por ejemplo, barcos (aunque hay una tendencia creciente hacia la infusión al vacío), componentes de vehículos recreativos, cabinas y carenados de camiones, spas, piscinas y otros productos [14].

Este proceso utiliza un único molde que hace las veces de molde y de superficie cosmética de la pieza resultante. Se aplica una capa de gelcoat a la superficie preparada del molde. A continuación, se aplica el refuerzo a mano mientras se impregna con resina catalizada.

1.3.7 Método de infusión de resina al vacío

El método de infusión de resina surgió como una alternativa a los métodos de manufactura de molde abierto. Uno de los principales impulsos detrás del desarrollo de esta tecnología es la disminución de la emisión de estireno, el cual es dañino a la salud, y también es considerado un método de manufactura de bajo costo a causa de la posibilidad de usar moldes que se emplean para la técnica de manufactura de molde abierto [23, 24].

Este método presenta las siguientes ventajas:

- Mejora en la calidad del laminado, lo que se interpreta como: mejor impregnación y mayor contenido de fibra.
- Mejora en la consistencia de las propiedades finales del laminado [25].

De manera general, se entiende que el proceso utiliza un molde sobre el cual se colocan las fibras, para cerrar el sistema se coloca una bolsa de vacío sobre el molde, posteriormente, se aplica succión la cual permite el acceso de la resina.

Fases del proceso

Se coloca el laminado en el molde, es decir, todos los tejidos y materiales de refuerzo que formarán el producto. Cuando la geometría que hay que seguir es algo compleja, se suele utilizar un adhesivo especial en spray de infusión ligera para ayudar a que la armadura se quede donde tiene que estar.



Figura 1.14. Infusión al vacío

Fuente: [26]

Una vez apilados todos los tejidos, núcleos y demás elementos de refuerzo, se prepara una bolsa de infusión con todos los materiales necesarios. Estos variarán en función del tipo de pieza, su geometría y tamaño. En general, podemos resumirlos como sigue, siguiendo el orden a partir de la última capa de laminado (cara B) de la forma:

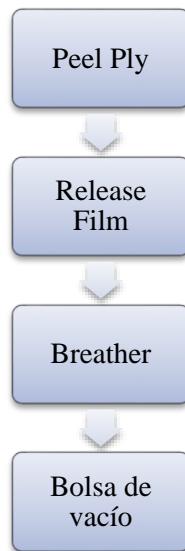


Figura 1.15. Fases del proceso de infusión

Fuente: [27]

Peel ply:

El Peel ply es un tejido sintético de nailon que no se adhiere a la resina, por lo que puede retirarse una vez curado el producto. Esta funda protege el laminado de la contaminación ambiental durante el proceso y deja una superficie rugosa y uniforme en la cara B. Por lo tanto, se recomienda su uso cuando se quiera pegar posteriormente la pieza de FRP u obtener un acabado decente en la cara B [27].

Release Film o Sangrador:

Esta película de material plástico permite el paso del exceso de resina y del aire atrapado en el laminado, así como la eliminación de volátiles y disolventes, gracias a las perforaciones realizadas en la propia película. Dependiendo del número de perforaciones por pulgada cuadrada, se encuentran como P0, P3, P31. Además, protege el laminado de contaminantes externos [27].

Manta o breather:

La manta es un tejido de fibra de vidrio que distribuye uniformemente la presión de vacío a través del laminado, permitiendo que el aire circule fácilmente. Además, absorbe el exceso de resina [27].

Bolsa de vacío:

Fabricada con un material hermético, permite crear vacío entre el laminado y la superficie del molde, compactando el material y eliminando el aire y otros gases contenidos en su interior [27].

1.3.8 Inferencia estadística

La estadística se divide en dos ramas principales: la estadística descriptiva y la estadística lógica. La estadística descriptiva se encarga de recopilar, organizar y presentar los datos en forma de tablas o gráficos, así como de calcular indicadores numéricos que permitan destacar sus aspectos más importantes. La estadística lógica, por su parte, se basa en los resultados obtenidos de la muestra para extraer conclusiones y tomar decisiones sobre la población objeto de estudio [28].

Hipótesis estadística

Una hipótesis estadística, o simplemente una hipótesis, es una afirmación o suposición sobre la distribución de una o más variables aleatorias.

El establecimiento preciso de las hipótesis a contrastar depende en gran medida de la investigación que se esté llevando a cabo, de la pregunta a la que se quiera dar respuesta y de la información adicional disponible sobre el problema concreto que se esté estudiando. Nuestro punto de vista será que las hipótesis a contrastar nos vienen dadas, o que es obvio plantearlas de acuerdo con el enunciado del problema.

La regla de decisión para aceptar la hipótesis nula o rechazar la hipótesis alternativa se expresa en términos de un conjunto denominado zona de rechazo [29].

1.3.9 Metodología de superficie de respuesta

La Metodología de Superficie de Respuesta (MSR) es un conjunto de métodos que permiten al investigador comprobar la respuesta, que puede visualizarse como una

superficie cuando los experimentos examinan la influencia de diversos factores cuantitativos en los valores que toma una variable dependiente o de respuesta [30].

La MSR es un conjunto de métodos matemáticos y estadísticos útiles para la modelización y el análisis en aplicaciones en las que la respuesta de interés se ve afectada por diversas variables y el objetivo es optimizar dicha respuesta [30].

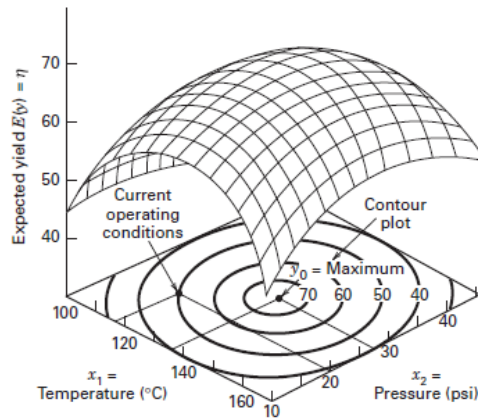


Figura 1.16. Superficie de respuesta tridimensional y gráfico de contornos correspondiente

Fuente: [31]

Pasos del proceso en Metodología de Superficie de Respuesta (MSR)

- Definir los objetivos de la optimización: plantear el problema a resolver y seleccionar la variable respuesta a evaluar.
- Escoger factores de interés y la región de operabilidad en función de la información o conocimiento sobre el proceso a estudiar y las posibilidades instrumentales.
- Elaborar un diseño experimental de superficie de respuesta, llevarlo a cabo y obtener los datos.
- Ajustar un modelo matemático de primer/segundo orden y evaluar si son adecuados.

- En caso de que cierto modelo sea adecuado, localizar el óptimo buscado para la respuesta, utilizando herramientas gráficas y/o matemáticas.
- Validar experimentalmente midiendo la respuesta utilizando los niveles óptimos de los factores obtenidos, y comprobar si se encuentra en consonancia con lo predicho por el modelo [31].

Diseños para modelos de segundo orden

El Diseño Box-Behnken (DBB) fue propuesto por Box and Behnken (1960), se utiliza para ajustar superficies de respuesta con al menos tres factores, con tres niveles por factor (-1, 0, +1) [31].

De este diseño es destacable que no se incluye ningún punto experimental con valores máximos de todos los factores, es decir, no contempla puntos en los vértices del diseño cúbico o puntos factoriales $2k$. Esto supone una ventaja si estas condiciones no son operables por limitaciones físicas o económicas del experimento [31].

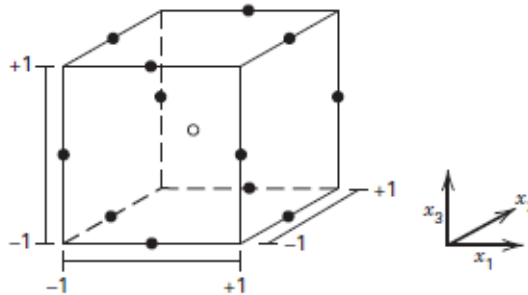


Figura 1.17. Diseño Box-Behnken con $k = 3$

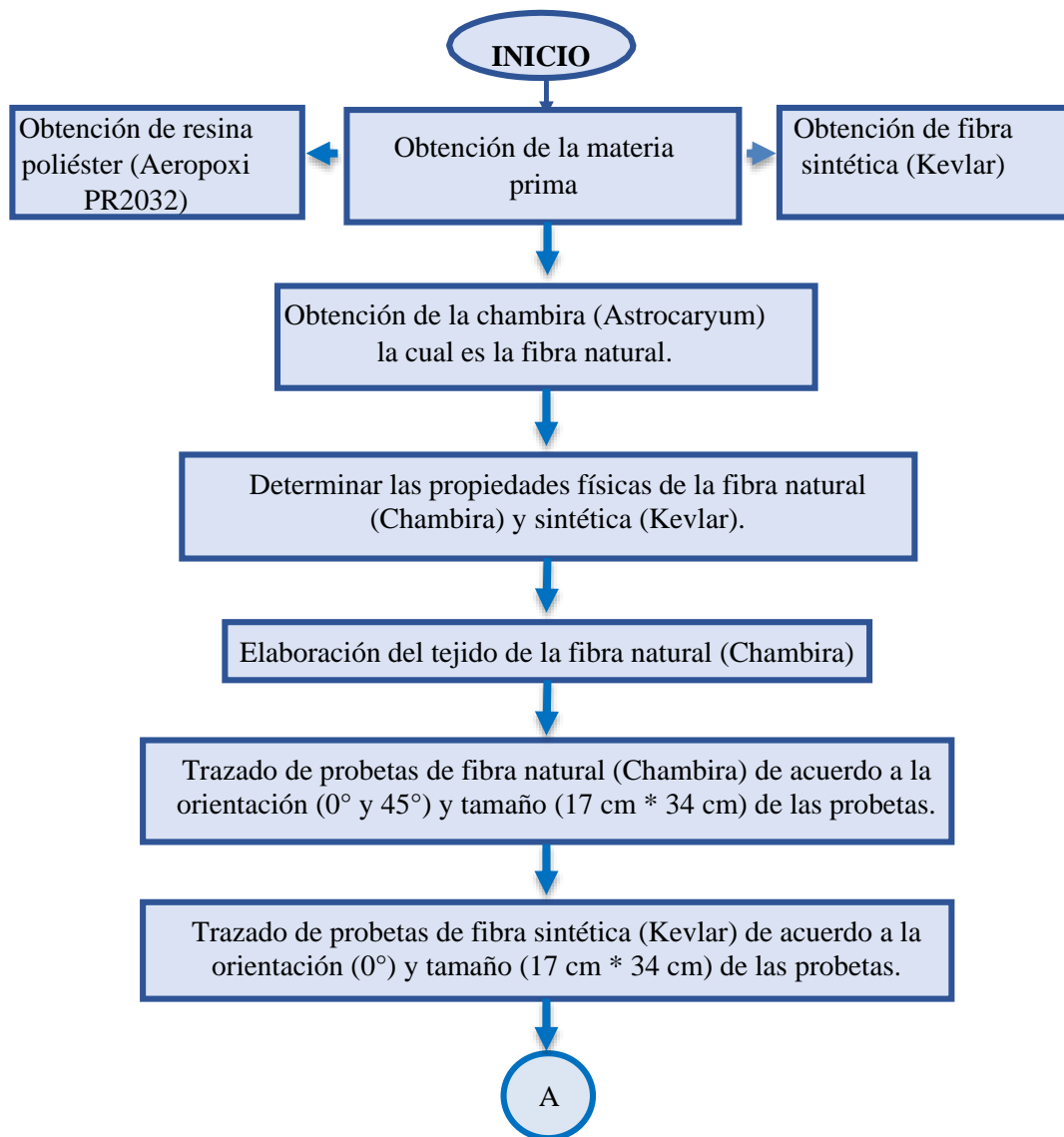
Fuente: [31]

CAPÍTULO II

METODOLOGÍA

2.1 DIAGRAMA DE FLUJO DEL TRABAJO EXPERIMENTAL

Es de suma importancia la realización de un diagrama de procesos para la especificación de los pasos que se van a realizar desde el inicio que sería la obtención de la materia prima hasta termina con el desarrollo de la investigación.



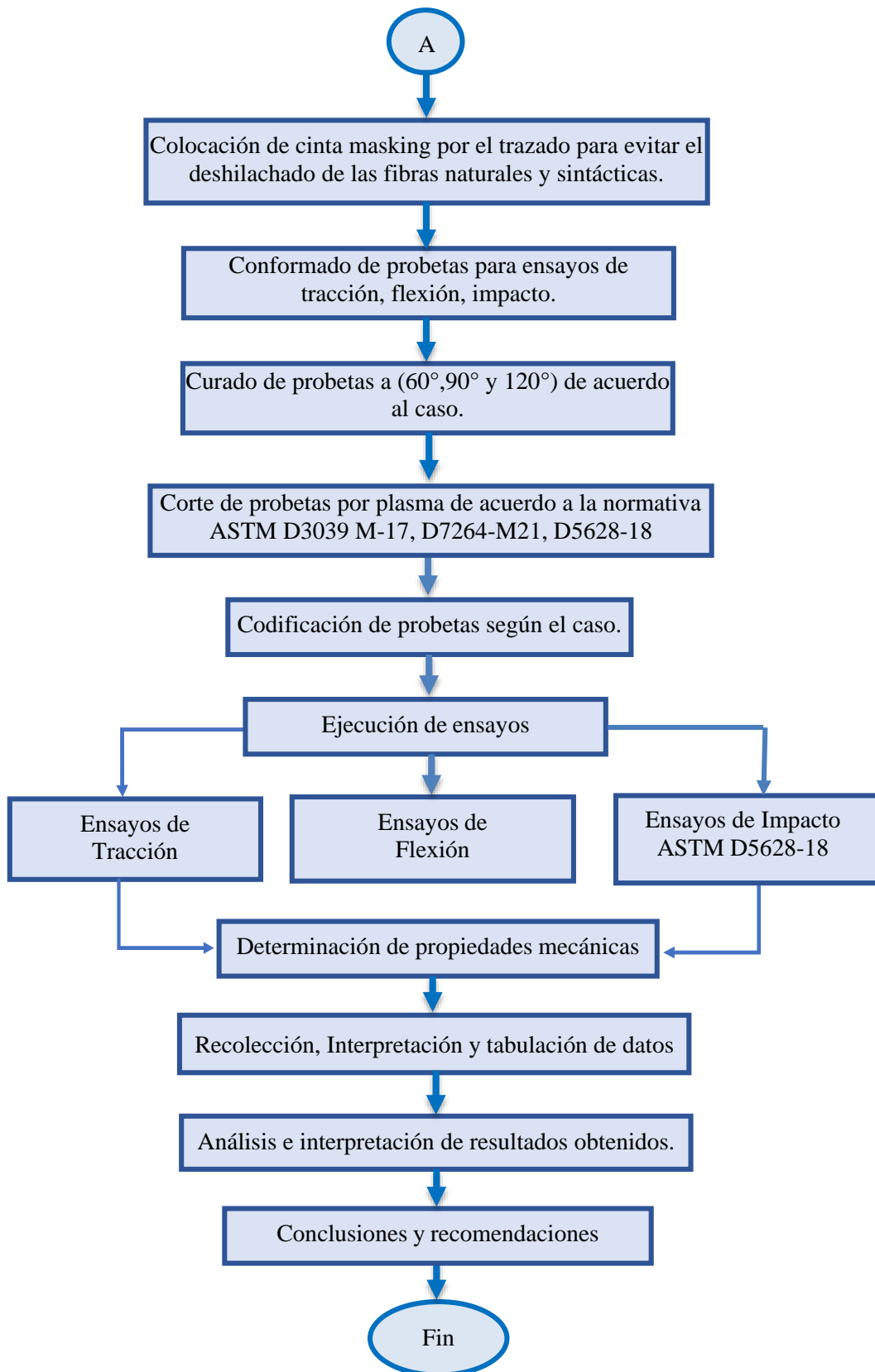







Figura 2.1. Proceso experimental





2.2 MATERIALES





Son los recursos los cuales serán necesarios para el conformado de las probetas para posteriormente realizar las diferentes pruebas y obtener los valores y posterior a eso realizar un análisis de datos.

Tabla 2.1. Lista de materiales con su descripción de los materiales y elementos utilizados para la elaboración del material compuesto.

Denominación	Determinación	Ilustración
Fibra de Chambira	La fibra de chambira (Astrocaryum) es una fibra natural proveniente de la amazonia ecuatoriana utilizada comúnmente para la realización de vestimentas y artesanías.	
Fibra de Kevlar	El Kevlar es una fibra sintética para-amida la cual posee una alta resistencia térmica con una estructura molecular con muchos enlaces entre cadenas lo cual le hace al Kevlar una fibra de alta dureza y resistencia mecánica.	
Resina Epoxi	Característica por su densidad media la cual posee un valor de. $(\rho)=1,16 \text{ g/cm}^3$ Marca: AEROPOXI PR2023 Endurecedor: Epoxy Hardener PH3630	

<p>Bomba al vacío</p>	<p>Marca</p> <p>Voltaje: 110V/60Hz</p> <p>Motor: ¼ HP</p>	
<p>Balanza digital</p>	<p>Marca: Truper.</p> <p>Instrumento utilizado para la medición de las porciones necesarias de acuerdo al peso con el material de refuerzo y la matriz.</p>	
<p>Manta de absorción o Breather</p>	<p>Es una tela la cual está fabricada a base de fibras de poliéster tiene como objetivo principal la absorción del excedente de resina poliéster.</p> <p>Medida: 100cm*100cm Manta de absorción POLY-FLEX</p>	
<p>Peel ply</p>	<p>Sirve para el desmolde de las probetas ya que posee una baja adherencia al estar en contacto entre superficies y la resina.</p> <p>Designación: PA - PP80*</p>	

Cinta de vacío	Material adhesivo que evita la existencia de fugas de aire entre la superficie plana y el plástico de enfundado.	
Cera Desmoldante	Es un producto químico el cual no permite la adherencia entre el vidrio y las probetas, para que así sea fácil de desmoldar las probetas del vidrio.	
Guaípe	Sirve para limpiar las superficies a utilizar ya que se deben retirar todas las partículas que se encuentran en la mesa de trabajo.	
Thinner	Es un diluyente compuesto por elementos derivados del petróleo el cual nos ayuda a eliminar los restos de resina y partículas que se quedan al terminar un proceso y comenzar con el otro.	

Equipos de protección personal	<p>Sirven para reducir el riesgo a contagios o accidentes.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Mandil • Mascarilla • Gafas • Guantes 	
Manguera	Necesaria para el paso de la resina	
Manguera para dispersar resina	Sirve para dispersar la resina por todo el ancho de las probetas	
Prensas	Sirve para evitar el paso de la resina, una vez que ya se haya empapado lo suficiente en las probetas.	

Flexómetro	Utilizado para realizar medidas.	
Bagging film	Es una película plástica la cual sirve para forrar el proceso al vacío. Sirve como un aislante de oxígeno.	

2.3 MÉTODOS

2.3.1 Nivel o tipo de investigación

Teniendo en cuenta que uno de los objetivos de estudio es el análisis de las probetas de material compuesto, se le otorga un diseño experimental el cual será dado de manera directa y adoptará un diseño experimental verdadero, esto es factible gracias a la existencia de varias guías que hacen viable la creación de nuevos materiales compuestos.

2.3.1.1 Investigación Experimental

Con este método se logrará la obtención de los parámetros iniciales al momento del conformado del compuesto el cual está compuesto por una fibra natural (Chambira) y una sintética (Kevlar) de tal manera se analizarán los factores de ingreso, como así también la orientación de sus fibras, temperatura a la que se realizó el curado, el método de corte y las fracciones volumétricas para el conformado de las probetas.

2.3.1.2 Investigación Descriptiva

Este método es utilizado para describir las diferentes combinaciones a las cuales estarán sometidas las fibras, gracias a este método se describirán las propiedades físicas y mecánicas de cada elemento y del material de conformación planteado.

2.3.1.3 Investigación Bibliográfica

Este método es utilizado para la recolección de datos para los cuales se buscará información por medio de libros, normas, artículos científicos, catálogos, revistas y tesis, con lo cual se obtendrá una gama amplia de información que será útil para la realización de la presente investigación.

2.3.2 Población y muestra

2.3.2.1 Población

El presente trabajo parte de la realización de probetas elaboradas a base de una matriz de resina epoxi con refuerzo de fibra de kevlar y fibra de chambira las cuales serán sometidas a diferentes pruebas como son tracción, flexión e impacto para posterior a eso determinar las propiedades mecánicas que poseen las fibras dependiendo de su orientación y temperatura de curado. Es de suma importancia saber que la configuración del tejido se realiza en una capa de fibra sintética y dos capas de fibra natural en diferentes ubicaciones, estas pueden estar a 0° , 45° y -45° esto dependiendo de la especificación de MSR. Cabe tener en cuenta que para la elaboración de las probetas se tomará en cuenta el proceso de estratificación con una bomba de vacío

2.3.2.2 Muestra

Para la muestra se ha basado basada en el diseño de experimentos (DOE), y con la utilización del diseño de Superficie de Respuesta de Box-Behnken para esto se ha realizado 3 muestras por cada uno de los casos, con esto se ha logrado obtener os

valores necesarios en cuanto a las diferentes pruebas realizadas. Los factores y niveles se los detalla a continuación.

Tabla 2.2. Factores de entrada y niveles

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

Fuente: Autor

A partir de los factores de control es importante detallar las variables de salida a obtener, para esto nos debemos basar en las diferentes combinaciones de la fibra sintética (Kevlar) la cual aportara una capa a 0° seguido de dos fibras de la fibra natural (Chambira) la cual aportara dos capas a diferentes posiciones están pueden ser a 0°, 45° y -45°, esto da un total de tres capas de fibras, las cuales se combinaran a la resina epoxi de la marca AEROPOXI, basándonos en el MSR se obtendrán las probetas mediante el método de inmersión por vacío.

Tabla 2.3. Variables de salida

Variables de salida	
Tracción	Esfuerzo máximo a la tracción, módulo de elasticidad, % de elongación.
Flexión	Esfuerzo máximo a la flexión, módulo de elasticidad, deflexión máxima.
Impacto	Energía de fallo

Fuente: Autor

Modelo aplicado por MSR

El diseño de Box-Behnken es el encargado de ayudarnos a obtener de manera eficaz el número de casos, combinaciones o corridas experimentales generados a través del método de superficie de respuesta ya que existen factores categóricos o cuantitativos se debe realizar necesariamente una aleatorización de los factores con el objetivo de eliminar en su totalidad la variabilidad de factores que no se pueden controlar, al realizar este modelo se puede obtener como resultado 45 corridas experimentales para cada uno de los ensayos que se realizaran.

Tabla 2.4. Matriz de diseño

Orden Estadístico	Orden de Corrida	Orientación de capas Fibra de Chambira (°)		Orientación de la Fibra de Kevlar (°)	Temperatura de curado (°C)
		Capa 1	Capa 2	Capa 3	
21	1	0	-45	0	60
1	2	45	0	0	60
17	3	0	0	0	90
30	4	0	0	0	90
5	5	-45	0	0	120

11	6	0	-45	0	120
29	7	45	0	0	120
18	8	45	-45	0	90
23	9	0	-45	0	120
33	10	45	45	0	90
7	11	-45	0	0	120
43	12	0	0	0	90
15	13	-45	45	0	90
19	14	-45	-45	0	90
44	15	0	0	0	90
20	16	0	45	0	60
37	17	45	0	0	120
12	18	-45	0	0	60
3	19	45	-45	0	90
22	20	45	0	0	60
13	21	-45	0	0	120
36	22	0	45	0	60
28	23	-45	0	0	60
6	24	0	0	0	90
39	25	0	0	0	90
32	26	0	45	0	120
10	27	0	45	0	120
42	28	-45	-45	0	90

45	29	-45	45	0	90
34	30	45	45	0	90
4	31	-45	45	0	90
38	32	45	0	0	120
31	33	0	0	0	90
24	34	45	-45	0	90
35	35	0	-45	0	60
9	36	0	-45	0	120
26	37	-45	0	0	60
14	38	45	45	0	90
8	39	0	0	0	90
41	40	0	45	0	60
25	41	45	0	0	60
27	42	0	45	0	120
16	43	0	-45	0	60
2	44	0	0	0	90
40	45	-45	-45	0	90

Fuente: Autor

En la siguiente tabla se puede observar las diferentes combinaciones generadas por el método de superficies de respuesta, en la cual se presenta el número de casos de estudio, orientación de la primera capa de la fibra de kevlar, orientación de la segunda y tercera capa de fibra de chambira a diferentes grados y temperatura de curado, dando como resultado 15 combinaciones siendo así 2 de ellas puntos centrales y 13 combinaciones base.

Tabla 2.5. Combinaciones principales para ejecución de ensayos.

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

8	0	0	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
9	0	0	90	Tracción	3	9
				Flexión	3	
				Impacto	3	
10	-45	45	90	Tracción	3	10
				Flexión	3	
				Impacto	3	
11	45	45	90	Tracción	3	11
				Flexión	3	
				Impacto	3	
12	0	45	120	Tracción	3	12
				Flexión	3	
				Impacto	3	
13	-45	0	120	Tracción	3	13
				Flexión	3	
				Impacto	3	
14	13	-32	120	Tracción	3	14
				Flexión	3	
				Impacto	3	
15	0	45	120	Tracción	3	15
				Flexión	3	
				Impacto	3	
Total						135

Fuente: Autor

2.3.3 Hipótesis

Realización de un análisis estadístico con el MSR (método de superficies de respuesta) nos permitirá optimizar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos a diferentes pruebas como son tracción, flexión e impacto del material híbrido que se realizó al unir matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

2.3.4 Señalamiento de variables

2.3.4.1 Variable independiente

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

2.3.4.2 Variable dependiente

Propiedades mecánicas

2.3.4.3 Término de relación

Permitirá

2.4 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES

2.4.1 Variable Independiente

Tabla 2.6. Variables Independientes.

Concepto	Categoría	Indicadores	Ítem	Herramienta
El material compuesto reforzado con fibras naturales considerado como material alternativo para las aplicaciones industriales están combinados por una fase de matriz polimérica y una fase refuerzo	Material compuesto	Proceso de infusión de resina al vacío	Membrana de película rígida. Membrana de película flexible	Referencias bibliográficas Registro de datos Software estadístico: MSR Conformado al vacío del composite Horno de curado
		Orientación de las capas de la fibra.	Bajo: -45° Medio: 0° Alto: 45°	
		Temperatura de Curado	Bajo: 60 °C Medio: 90 °C Alto: 120 °C	

Fuente: Autor

2.4.2 Variable Dependiente

Tabla 2.7. Variables dependientes

Concepto	Categoría	Dimensiones	Indicadores	Ítem	Técnicas e instrumentos
La caracterización de los materiales es una forma de obtener las propiedades específicas en un material compuesto ya sean físicas, químicas y mecánicas, esta última se rige bajo norma ASTM.	Propiedades Mecánicas (Tracción, Flexión, Impacto)	Tracción	Esfuerzo a la tracción	¿Cuál es la carga máxima de tracción?	<ul style="list-style-type: none"> • Observación directa • Fichas de recolección de datos • Equipos de medición • Conformado al vacío de material compuesto • Normas ASTM <ul style="list-style-type: none"> ✓ Tracción ASTM D3039 ✓ Flexión ASTM D7264
			Carga máxima	¿Cuál es la carga máxima aplicada?	
			Deformación máxima	¿Cuál será el porcentaje de deformación?	
			Módulo de elasticidad	¿Cuál será el módulo de elasticidad?	
		Flexión	Esfuerzo a la tracción	¿Cuál es la carga máxima de flexión?	
			Carga máxima	¿Cuál es la carga máxima aplicada?	
			Deformación máxima	¿Cuál será la deflexión del material?	

			Módulo de elasticidad	¿Cuál será el módulo de elasticidad?	✓ Impacto ASTM D5628
		Impacto	Resistencia al impacto (J)	¿Cuál es la energía de impacto?	• Bibliografía
	Optimización	Superficie de respuesta	Valor - p	0-1	Software estadístico.
			Coefficiente de determinación	0-100%	

Fuente: Autor

2.5 PLAN DE RECOLECCIÓN DE LA INFORMACIÓN

En la recopilación de datos es importante la implementación tanto reglas y normas para la realización de las probetas, ya que al tener una guía estas serán más fáciles de realizar y los resultados serán mucho más acertados.

Gracias a la realización de los ensayos destructivos los cuales serán realizados en tres tipos los cuales son, tracción, flexión e impacto los cuales reflejarán diferentes valores que nos ayudarán a saber las propiedades de nuestro material híbrido.

Con la ayuda del software Minitab v19 obtendremos resultados estadísticos los cuales serán analizados de forma total a través del diseño de experimento generado, por lo que las técnicas de experimentos serán de suma importancia para el desarrollo.

2.6 PLAN DE PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS

Una vez ya obtenido los datos estadísticos se procede a analizar los datos con la ayuda del Minitab, el cual por medio de gráficos nos proporciona la información necesaria para determinar las propiedades de material.

En cuanto al análisis realizado se plantearán soluciones para la mejora de las propiedades físicas del material, ya que al poseer buenas propiedades este puede ser de suma importancia para la aplicación en la industria.

2.6.1 Adquisición de la materia prima

Para la recopilación de la materia prima debemos ir principalmente a sus orígenes, ya que no se encuentran en todo el territorio nacional, en el caso de la Chambira se da en lugares húmedos de la Amazonía por lo que el lugar más cercano en donde la podemos encontrar es en el Puyo, una de las mayores productoras, la fibra que se obtuvo a través de la asociación de artesanos de la provincia de Pastaza (AAPP) se obtuvo la materia prima en forma de ovillos de los cuales se obtiene un hilo grueso el cual es deshilachado en tamaños muchos más pequeños para posteriormente ser tejido en las dimensiones necesarias esto se lo realiza en la provincia de

Tungurahua cantón Salasaca centro artesanal con el apoyo del Sr. Rubén, se obtiene un tejido muy elaborado para posteriormente realizar el trazado y el corte.

La resina Aeropoxy PR2032, el catalizador y la fibra de kevlar se logró obtener con la Señorita Lilith Amaya la cual fue estudiante La Universidad Técnica de Ambato y tubo sobrantes de su tesis los cuales sirvieron de gran ayuda

Los elementos necesarios para realizar la infusión al vacío se obtuvieron en JEVSOLUCIONES EN INGENIERÍA ubicado en la ciudad de Quito.

2.6.2 Determinación de las propiedades físicas de la fibra

Un pilar importante para realizar un análisis son sus propiedades físicas y mecánicas. La densidad es el principal factor importante a analizarse ya que a partir de ella se pueden realizar otros cálculos, cabe mencionar que la densidad viene dada por la siguiente ecuación:

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

Donde:

ρ : densidad [g/cm^3]

m: masa [g]

v: volumen [cm^3]

Para la valoración de su densidad en este análisis se han tomado tres muestras del tejido, con la ayuda del los siguientes instrumentos de medición:

- Vaso de precipitación de 250 ml.
- Probeta graduada (250ml)
- Balanza digital.

El objetivo principal es la variación que se presenta entre el volumen inicial y el final, como se observa en la siguiente tabla:

Tabla 2.8. Determinación de la densidad de fibra de chambira sin tejer a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial (cm ³)	Volumen final (cm ³)	Variación de volumen (cm ³)	Densidad (gr/cm ³)
1	0,2836	150	150,15	0,25	1,150
2	0,2826	150	150,15	0,25	1,143
3	0,2872	150	150,15	0,25	1,154
Densidad promedio (gr/cm³)					1,149

Fuente: Autor

Tabla 2.9. Determinación de la densidad de fibra de chambira tejida a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial (cm ³)	Volumen final (cm ³)	Variación de volumen (cm ³)	Densidad (gr/cm ³)
1	0,2842	150	149,70	0,30	0.947
2	0,2836	150	149,70	0,30	0.945
3	0,2862	150	149,70	0,30	0.954
Densidad promedio (gr/cm³)					0.948

Fuente: Autor

Tabla 2.10. Determinación de la densidad de fibra de kevlar a través del método de gravimetría.

Muestra	Masa del tejido (gr)	Volumen inicial (cm³)	Volumen final (cm³)	Variación de volumen (cm³)	Densidad (gr/cm³)
1	0,2115	150	149,77	0,23	0.919
2	0,2145	150	149,75	0,25	0.85
3	0,2025	150	149,76	0,24	0.84
Densidad promedio					0.86

Fuente: Autor

Cálculo volumétrico

En la norma ASTM destinada para los ensayos a tracción, flexión e impacto se recomienda que para los ensayos se deberán realizar un número mínimo de 5 probetas por ensayo.

Partiendo de una matriz de 320x150mm la cual tiene separaciones de 3mm ya que en el corte se pierde una porción del material, las medidas son las siguientes:

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

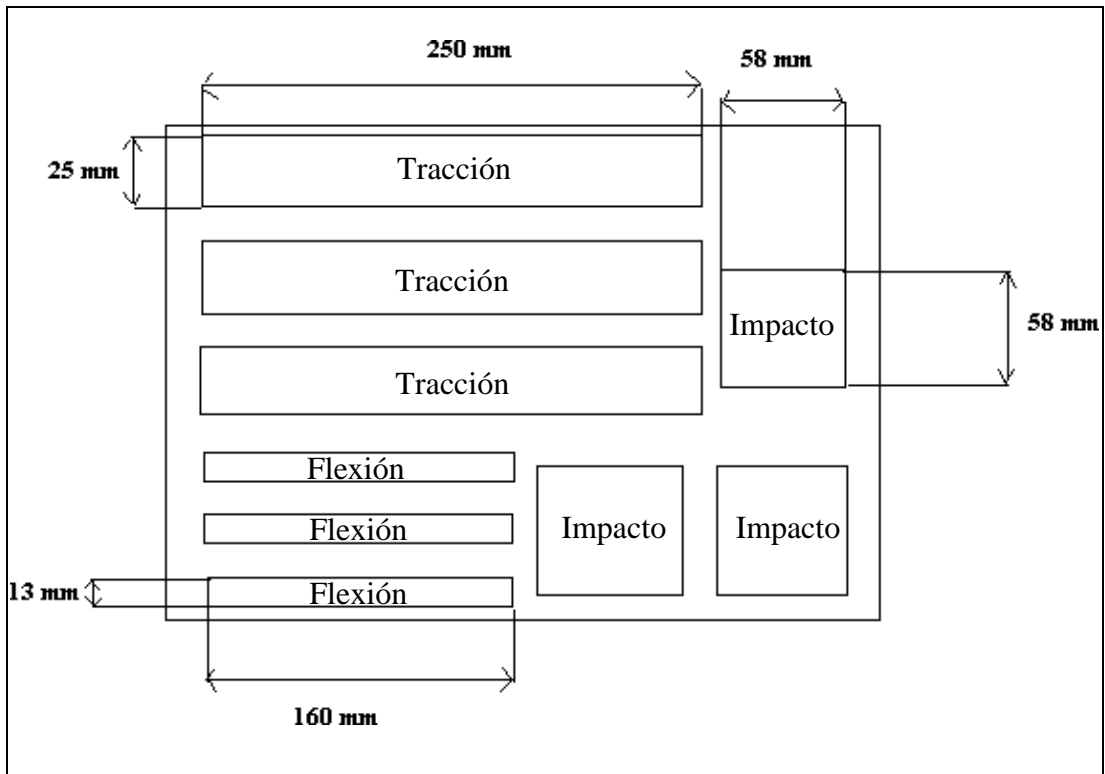


Figura 2.2. Distribución de probetas a ensayar

Fuente: Autor

2.6.3 Determinación de la cantidad de Matriz

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

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

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

Donde:

C. R: Cantidad de Resina [g]

C. E: Cantidad de Endurecedor [g]

P. F: Peso de la Fibra [g]

Una vez establecido los parámetros para la cantidad de resina se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 2.11. Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de chambira

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

Fuente: Autor

Tabla 2.12. Definición de cantidad de resina y endurecedor para la fibra de kevlar

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

Fuente: Autor

2.6.4 Determinación de la densidad calculada y medida del material compuesto

Tabla 2.13. Densidad de resina, fibra de chambira y kevlar.

Densidad	Resina Epoxi (AEROPOXY)	Fibra de chambira	Fibra de kevlar
(gr/cm ³)	1,18	1,107	1,40

Fuente: Autor

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

Tabla 2.14. Densidad del material compuesto en general




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



14	FCH+FCH+FK	120	34	39	57
15	FCH+FCH+FK	120	32,4	37	55

Fuente: Autor

2.6.5 Preparación de la fibra y del tejido

Tabla 2.15. Realización de tejido


Descripción	Ilustración
Obtención de materia prima	
Haz de fibra	
Deshilachar la fibra de chambira en 4 hilos delgados	



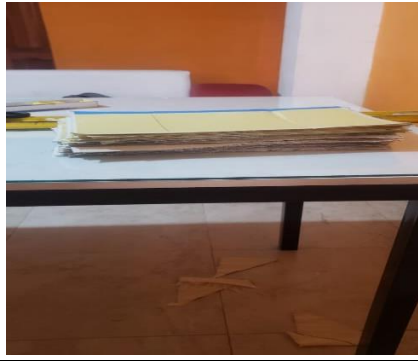

<p>Desarrollar un tejido de hasta de 4 hilos con 1 pasadas</p>	
<p>Finalización del tejido (3m)</p>	





Fuente: Autor





2.6.6 Elaboración de probetas




Tabla 2.16. Proceso de elaboración de probetas

Ítem	Actividades	Descripción	Ilustración
1	Delineado de probetas	Se realiza 17 trazos sobre la fibra natural tomando en cuenta las orientaciones necesarias, y la medida la cual es de 33x17 por cada caso	

2	Delimitado con cinta masking	Colocación de cinta masking por encima de las líneas antes trazadas, esto se realiza con el objetivo de evitar que las fibras se deshilen	
3	Corte de probetas por la línea trazada	Se realiza un corte por las líneas trazadas, esto con el objetivo de obtener la fibra con sus dimensiones necesarias.	
4	Preparación de mesa de trabajo	Realizamos una limpieza profunda a la superficie de trabajo para eliminar cualquier impureza.	
5	Trazado de la mesa de trabajo	Se mide las probetas con la separación necesaria que se van a realizar para posteriormente analizar el número total de probetas a realizar.	

6	Colocación de cera desmoldante.	Es importante colocar cera desmoldante para evitar que las probetas se peguen a la mesa de trabajo, esta ayudará que sea fácil la extracción de las mismas.	
7	Mezclade resina y endurecedor	Se prepara la resina y el endurecedor de acuerdo al porcentaje establecido según la masa para cada plancha.	
8	Empapar de la mezcla de resina y endurecedor la fibra	Con una brocha se coloca la cantidad adecuada del mismo hasta que toda la superficie de la fibra se encuentre húmeda luego se procese a retirar excesos con una espátula.	
9	Colocación de probetas de acuerdo a su orden y orientación	Para este paso se debe tomar en cuenta la orientación de las fibras de acuerdo al caso.	

10	Colocación de cinta de vacío (Butillo)	Colocar la cinta a una distancia aproximada de 10 a 15 cm por fuera de donde se encuentran colocadas las probetas	
11	Corte de los materiales a utilizar	Una vez obtenida las medidas necesarias se procede a cortar los materiales a utilizar, en este caso el peel ply, la manta de absorción y la malla.	
12	Ubicación de colocación de peel ply, la manta de absorción (Breather) y la malla	Se colocan los materiales necesarios en el siguiente orden: Primero se coloca el peel ply, el cual nos sirve para desmoldar las probetas con mayor facilidad, la manta de absorción que sirve para evitar los excesos de resina, y la malla la cual ayudará a que se compacten los materiales y fluya la resina.	
13	Colocación de cauchos de entrada y salida	Se ubica uno caucho a la entrada el cual tiene un canal para insertar el espiral que nos ayudará a dispersar la resina, se ubica otro caucho a la salida para que el exceso de resina sea enviado a la trampa de la misma.	




14	Enfundado al vacío, colocación de Bagging film	Este proceso se lo realiza con el fin de sellar completamente nuestras probetas y lograr el vacío.	
15	Colocación de mangueras de entrada y salida	Es importante realizar un agujero en la entrada que es por donde ingresará la resina y otro a la salida que es por donde saldrá su exceso. Para colocar las mangueras se deben sellar correctamente para evitar las fugas de vacío.	
16	Secado y extracción de probetas	Finalmente terminado el proceso se debe retirar los materiales para posteriormente curarlas.	

Fuente: Autor

2.6.7 Curado y corte de las probetas

Tabla 2.17. Curado y corte de probetas.

Ítem	Actividades	Descripción	Ilustración
------	-------------	-------------	-------------

1	Colocación de placas de metal encima de las probetas	En este proceso el calor puede pandear a las probetas por eso es necesario colocar un peso encima de cada probeta para evitar que esto suceda.	
2	Curado de probetas a (60, 90 y 120) °C	Se realiza en curado de las probetas a la temperatura necesaria de acuerdo al caso correspondiente	
3	Corte de las probetas	Una vez realizado el plano se realiza el corte de las probetas con la ayuda de una máquina laser con una potencia de 80 watts.	

Fuente: Autor

2.7 ENSAYO DE MATERIALES

Para este tipo de ensayos se necesita de máquinas y equipos que cumplan con normas las cuales se encuentren avaladas, las más comúnmente utilizadas para este tipo de ensayos son las ISO, ASTM e ENEN.

En el presente trabajo se realizó con la norma ASTM.

2.7.1 Tracción

La norma a utilizarse es la ASTM D3099, la cual nos ayuda a determinar el valor de esfuerzo máximo a la tracción, también nos proporciona otros valores como son el módulo de elasticidad y los porcentajes de elongación, en este tipo de ensayo una fuerza axial de forma progresiva estira la probeta hasta que se provoque una ruptura.



Figura 2.3. Máquina universal de ensayos para tracción

Fuente: Autor

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

Tabla 2.18. Propiedades de los ensayos a tracción.

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

2	Deformación	$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{L_g}$	<p>ε_i: Deformación máxima (u)</p> <p>δ_i: Desplazamiento de cabezal móvil (mm)</p> <p>L_g: Longitud calibrada (mm)</p>
3	Módulo de Elasticidad o módulo de Young	$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$	<p>E: Módulo de elasticidad o Módulo de Young.</p> <p>σ: Esfuerzo máximo a la tracción (MPa)</p> <p>ε: Elongación del material</p>
4	Porcentaje de deformación	$\% \text{ de def.} = \frac{l_f - l_0}{l_0}$	<p>l_f: Longitud final (mm)</p> <p>l_0: Longitud inicial (mm)</p>

Fuente: Autor

2.7.2 Flexión

L norma ASTM D 7264 es la encargada de avalar los equipos que realicen estos ensayos y su toma de datos, para materiales compuestos de matriz polimérica es importante la determinación de la rigidez del material a través de 2 puntos de apoyo y una carga aplicada en el centro de ellos.

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

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

Tabla 2.19. Propiedades de los ensayos a flexión.

Ítem	Propiedad	Fórmula	Descripción
1	Esfuerzo máximo	$\sigma = \frac{3 P L}{2 b h^2}$	<p>σ: Esfuerzo Máximo de Flexión (MPa).</p> <p>P: Fuerza aplicada (N)</p> <p>L: Espacio entre soportes (mm)</p> <p>b: Ancho de la probeta (mm)</p> <p>h: Espesor de la probeta (mm)</p>
2	Deformación Máxima	$\varepsilon = \frac{6 \delta h}{r^2}$	<p>ε: Deformación Máxima (mm/mm)</p> <p>L: Espacio entre soportes (mm)</p> <p>h: Espesor de la probeta (mm)</p>
3	Módulo de Elasticidad respecto a la Flexión	$E_f^{Chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}$	<p>E_f^{Chord}: Módulo de Elasticidad respecto a la Flexión (MPa).</p> <p>$\Delta\sigma$: Diferencia en esfuerzo flexionante entre dos (MPa).</p> <p>$\Delta\varepsilon$: Diferencia entre dos puntos de deformación seleccionados (0,002)</p>

Fuente: Autor

2.7.3 Impacto

La Norma ASTM D 5628 es la encargada de la verificación de máquinas, equipos y toma de datos para este ensayo, la cual esta direccionada a los ensayos de resistencia al impacto de muestras plásticas planas y rígidas, con la ayuda de un dardo se deja caer sobre la probeta para así encontrar una energía de impacto en la que la probeta presenta daños en su estructura con relación a su altura.

Tabla 2.20. Propiedades de los ensayos a flexión.

1	Energía media de fallo	$MEF = h * w * f$	h: Altura máxima de ruptura (mm) m: Masa (Kg) f: Factor de conversión a Joules
---	------------------------	-------------------	---

Fuente: Autor

CAPITULO III

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 INTERPRETACIÓN Y TABULACIÓN DE RESULTADOS

Tras la realización de los ensayos tracción, flexión e impacto; se tienen los resultados obtenidos, los cuales se disponen en fichas para su revisión y posterior tabulación.

3.1.1 Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a tracción

Tabla 3.1. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a tracción

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba	
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C1/0.-45/60-T	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60°
Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH

Peso de fibra (gr)	69.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.52
--------------------	------	----------------------	---------	------------------	------

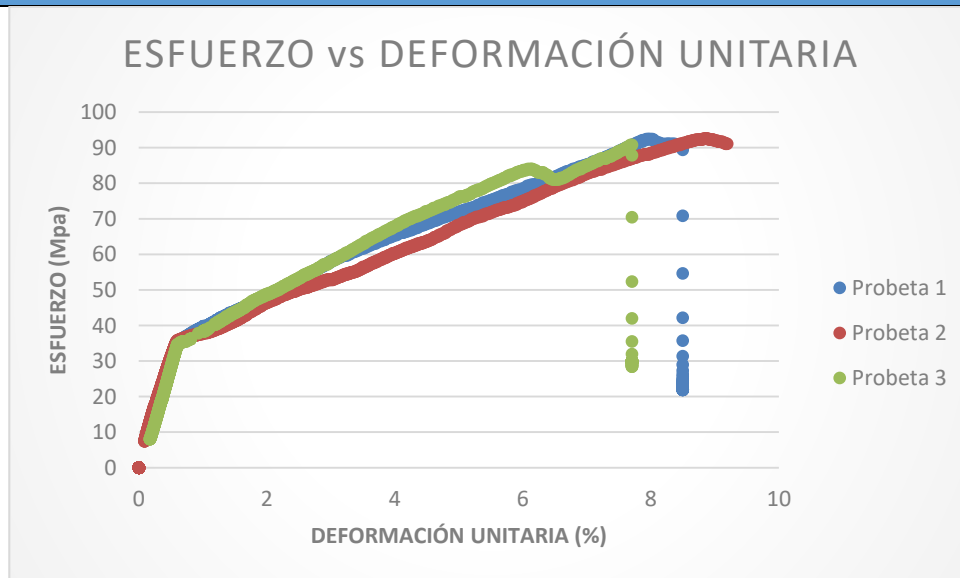
RESULTADOS

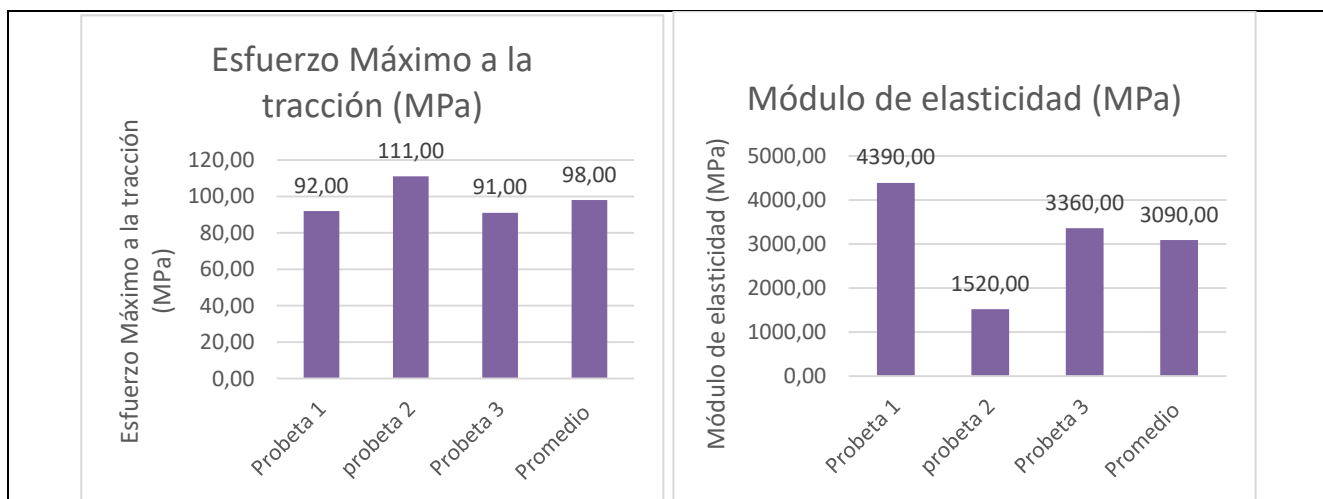
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	2760,00	47,00	92,00	4390,00	1,00	GAT
2	7440,00	56,00	111,00	1520,00	1,50	AGT
3	5620,00	46,00	91,00	3360,00	1,00	GAB
Promedio	5273,33	49,67	98,00	3090,00	1,17	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.






OBSERVACIÓN DE ENSAYO

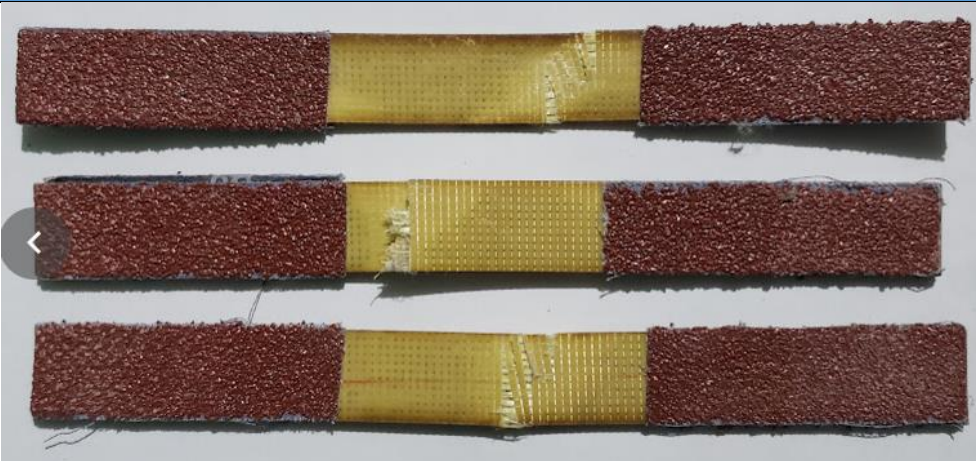
- La probeta #1 presenta una falla en la parte superior en la zona de agarre
- La probeta #2 presenta un tipo de agarre AGT el cual es de tipo angular localizado en la parte superior de la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla GAB el cual está localizado en la parte inferior del agarre.

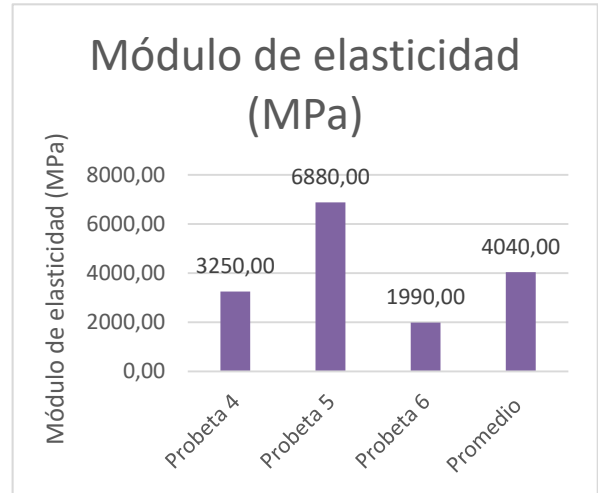
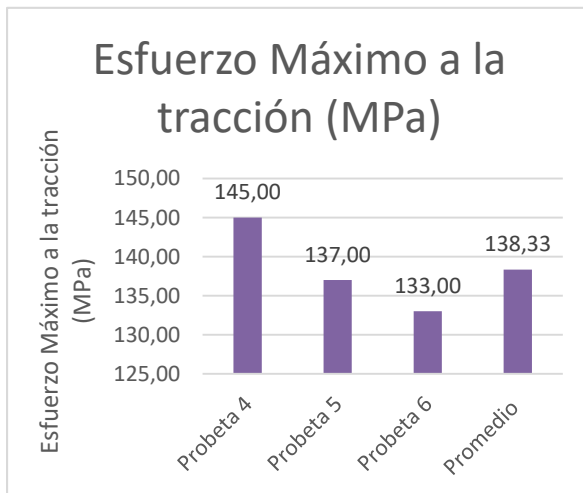
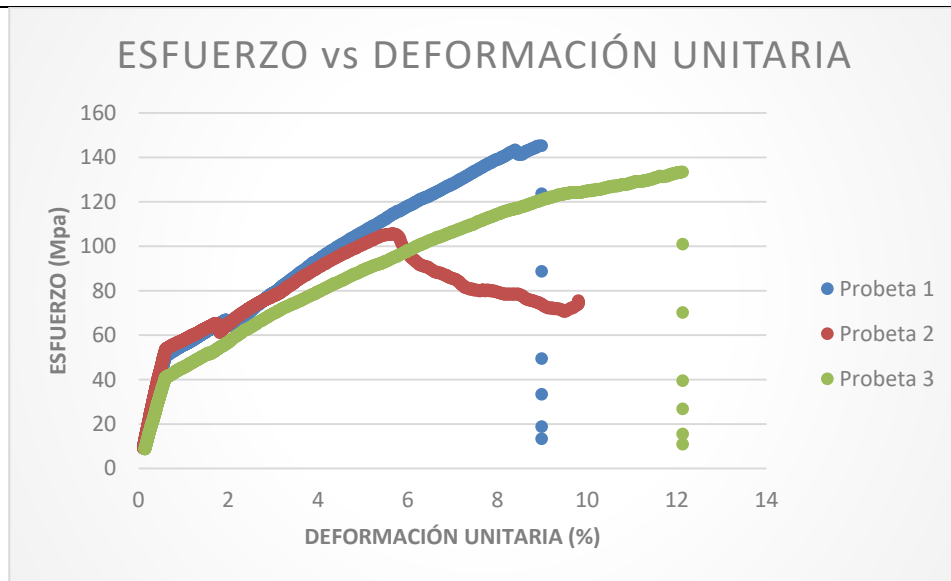
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	5273,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	98,00	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	1,17	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3090,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		

Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C2/-45,0/60-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	57	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60°	
Orientación de fibra:	-45°,0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.18	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	7400,00	73,00	145,00	3250,00	2,00	AGB
2	7420,00	69,00	137,00	6880,00	3,50	AGT
3	7560,00	67,00	133,00	1990,00	6,00	AGM1
Promedio	7460,00	69,67	138,33	4040,00	3,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.						



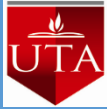

OBSERVACIÓN DE ENSAYO

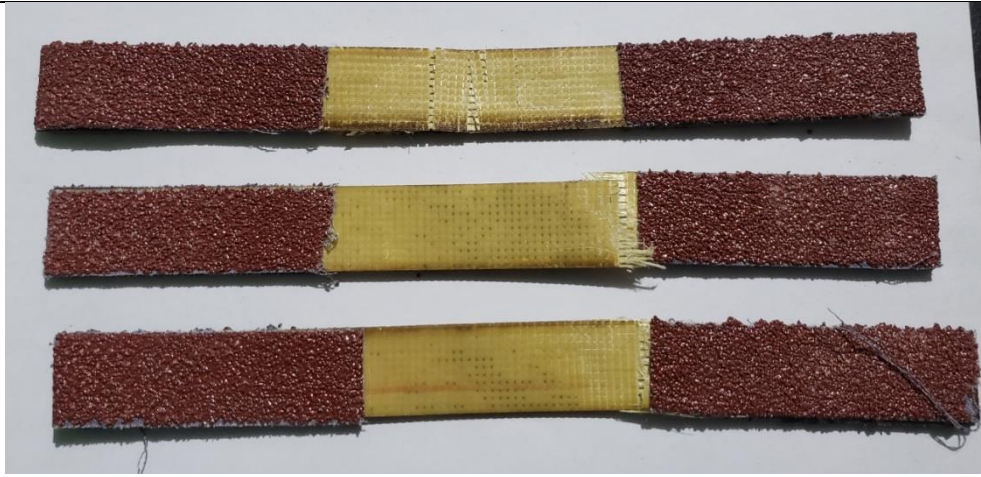
- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	7460,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	138,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,83	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4040,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

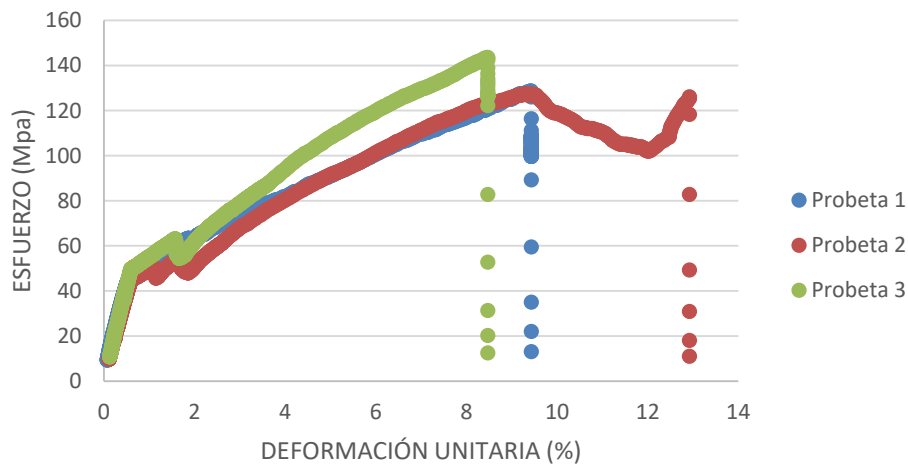
Tabla 3.3. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a tracción

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C3/45,0/60-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	53	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60°	
Orientación de fibra:	45°, 0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	67.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.04	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	3480,00	65,00	129,00	4410,00	1,00	AGM1
2	3280,00	64,00	127,00	2330,00	1,00	AGB
3	3360,00	72,00	144,00	3460,00	0,50	AGB
Promedio	3373,33	67,00	133,33	3400,00	0,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						

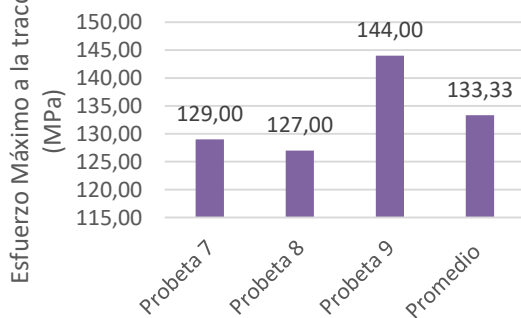


GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

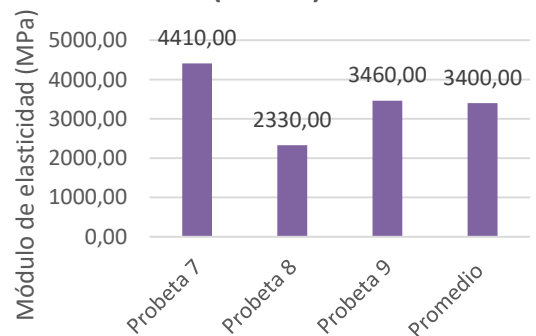
ESFUERZO vs DEFORMACIÓN UNITARIA



Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)



Módulo de elasticidad (MPa)



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta
- La probeta #2 y #3 presentan un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada

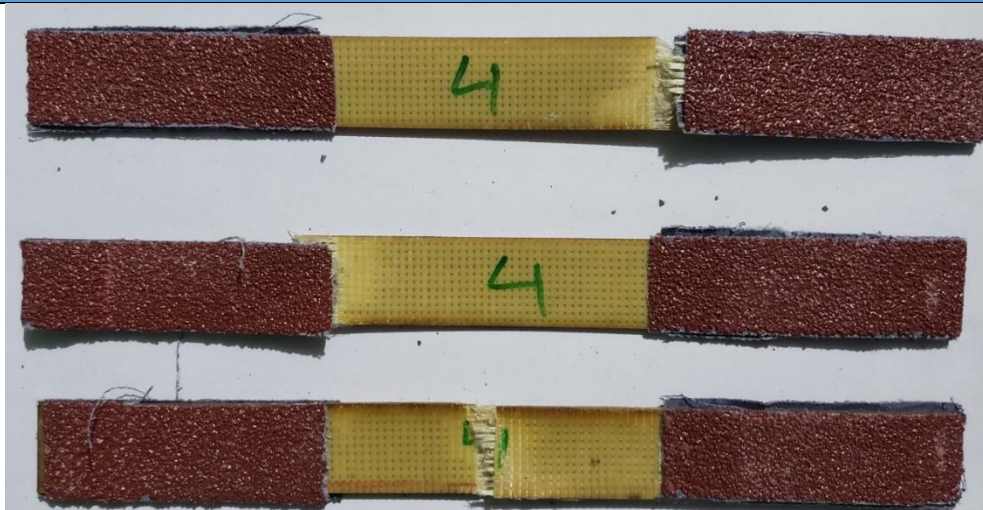
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3373,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	133,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	0,83	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3400,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

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

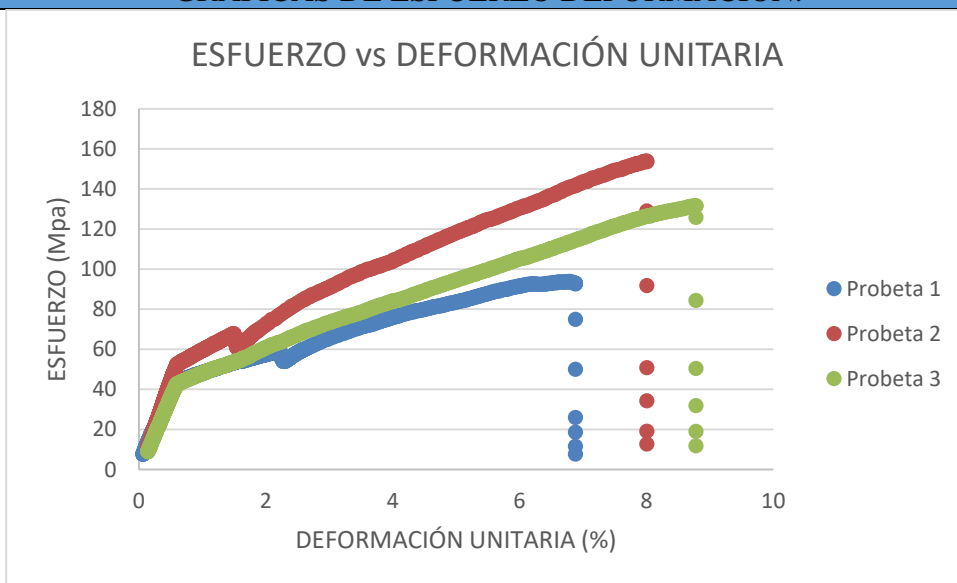
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C4/0.45/60-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	56	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60°	
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	71.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.12	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla

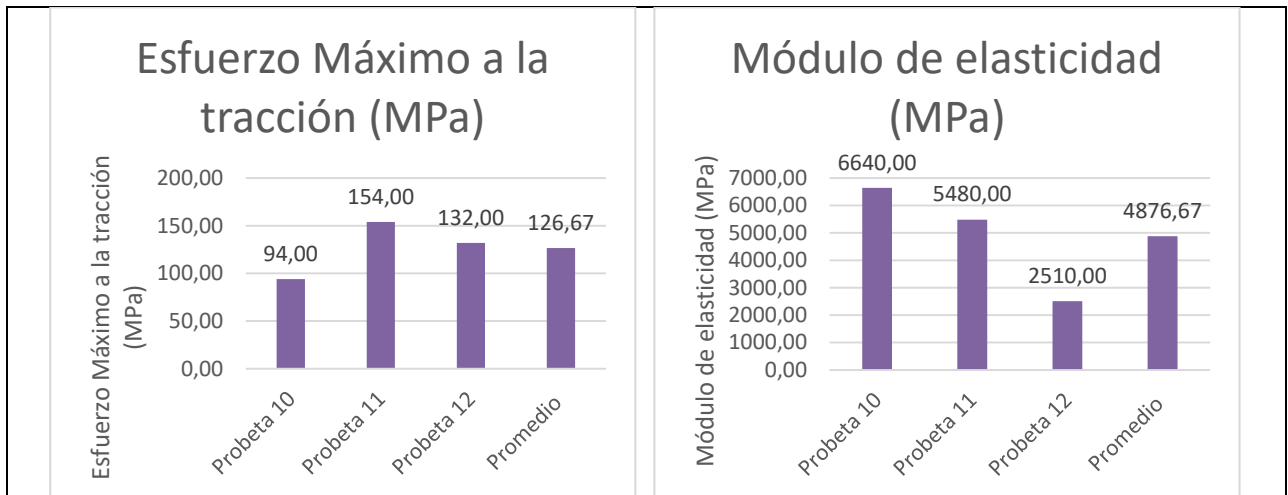
			tracción (Mpa)			
1	6160,00	47,00	94,00	6640,00	2,00	AGB
2	7280,00	77,00	154,00	5480,00	2,00	AGT
3	7360,00	66,00	132,00	2510,00	3,50	AGM1
Promedio	6933,33	63,33	126,67	4876,67	2,50	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

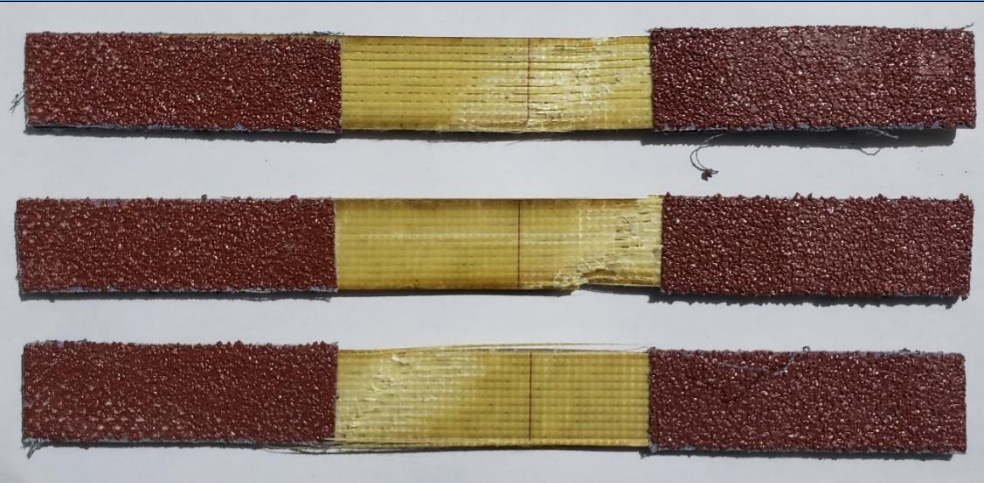
- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta

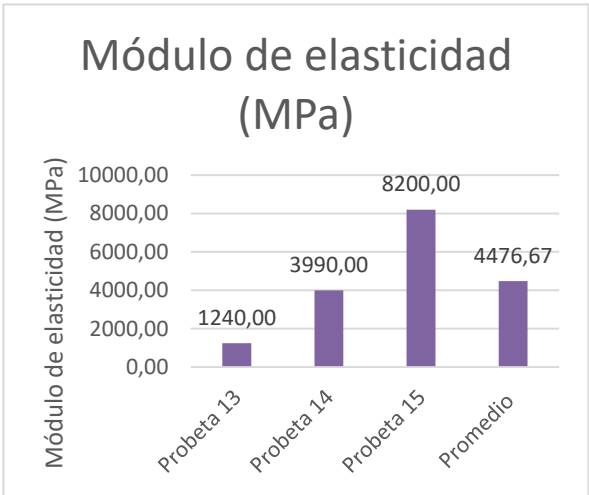
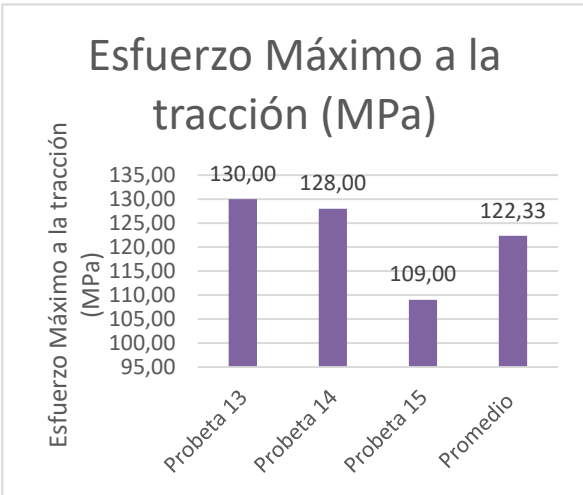
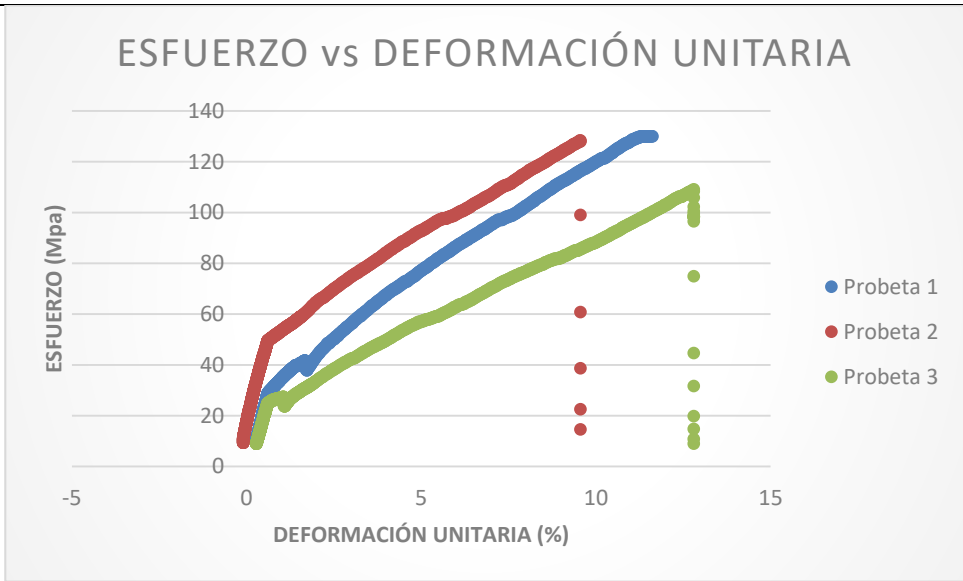
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6933,33	Elaborado por:	Sr. Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	126,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	2,50	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4876,67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		

Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C5/-45.-45/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	53	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°	
Orientación de fibra:	-45°, -45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	67.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.12	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6240,00	70,00	130,00	1240,00	2,50	LGB
2	6840,00	65,00	128,00	3990,00	2,00	LGB
3	5700,00	57,00	109,00	8200,00	2,50	AVV
Promedio	6260,00	64,00	122,33	4476,67	2,33	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.						





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- Las probetas #1 y #2 presentan un tipo de fallo LGB el cual es presentado de forma lateral en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AVV la cual nos quiere decir que está localizado en la parte del agarre y en la zona calibrada de la probeta presentando problemas en la zona de agarre y en la zona media de la probeta.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6260,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	122,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	2,33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4476,67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

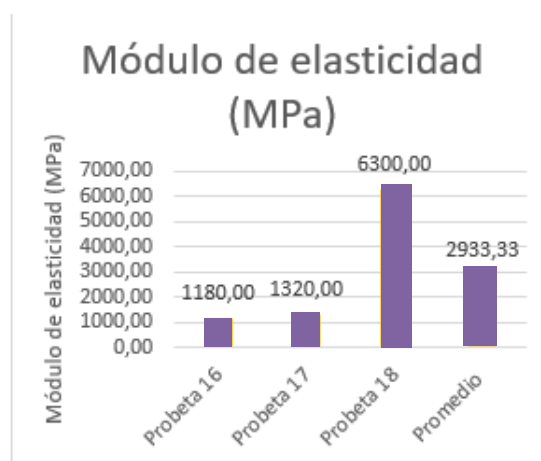
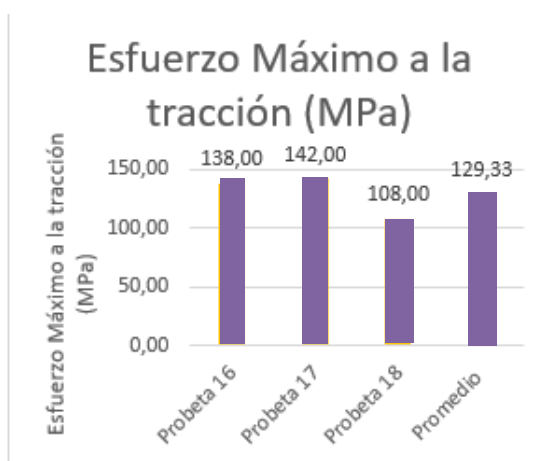
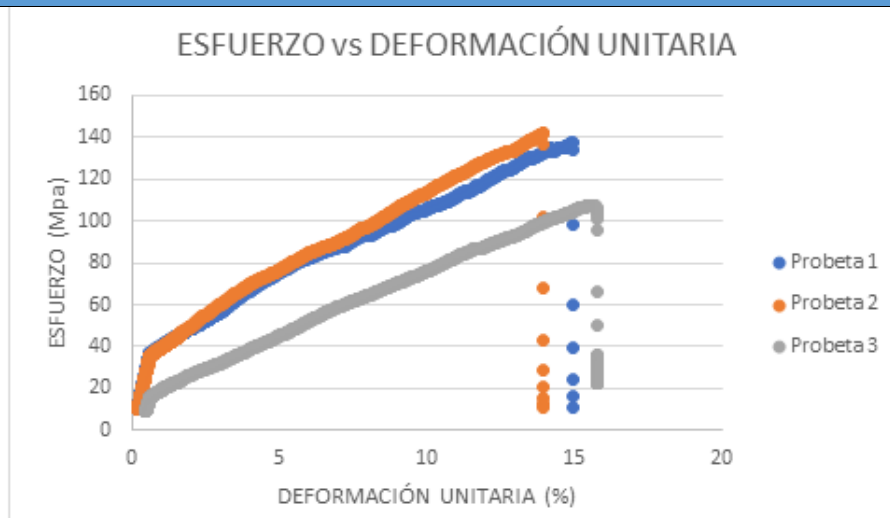
Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C6/45.-45/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	54	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°	
Orientación de fibra:	45°, -45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	68	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.00	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6680,00	69,00	138,00	1180,00	1,50	AGT
2	6900,00	71,00	142,00	1320,00	6,00	AGM1
3	5600,00	89,00	108,00	6300,00	2,50	AIT
Promedio	6393,33	76,33	129,33	2933,33	3,33	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.




OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AIT, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre superior.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6393,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	129,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	2933,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

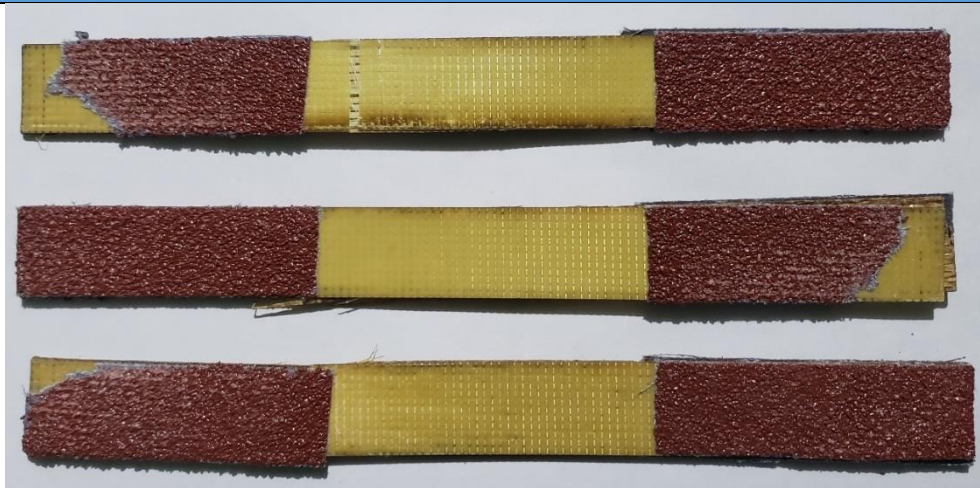
Fuente: Autor

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

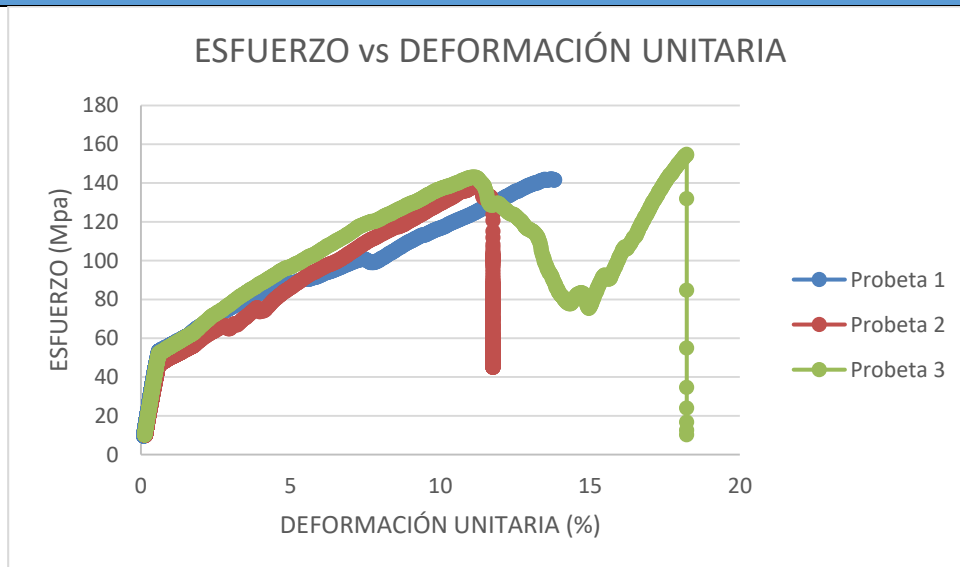
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C7/0.0/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.03
RESULTADOS					

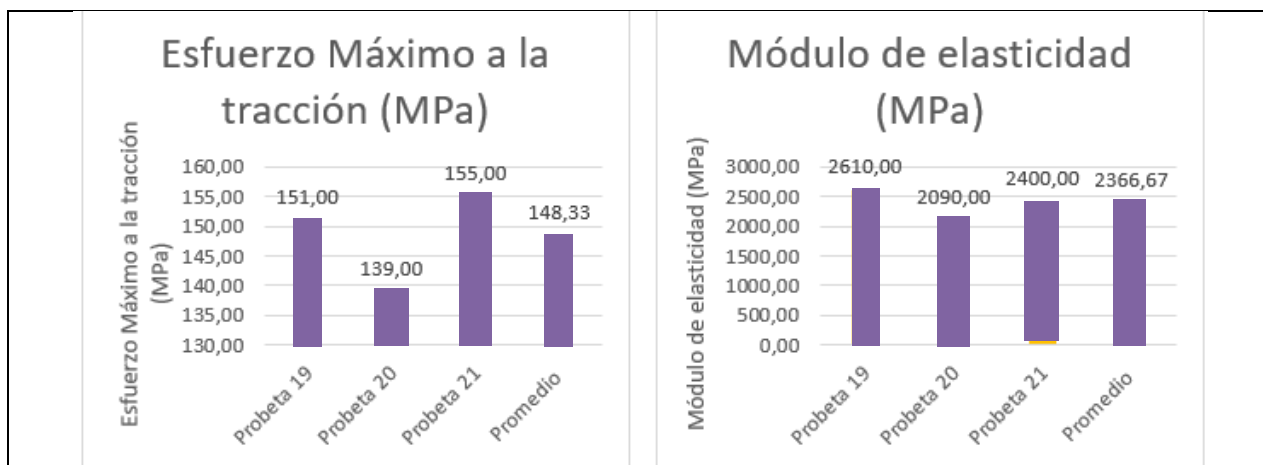
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	7860,00	76,00	151,00	2610,00	1,00	AGT
2	6980,00	70,00	139,00	2090,00	2,00	AIB
3	7600,00	78,00	155,00	2400,00	2,00	AIT
Promedio	7480,00	74,67	148,33	2366,67	1,67	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.





OBSERVACIÓN DE ENSAYO


- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AIB, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre inferior.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AIT, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre superior.

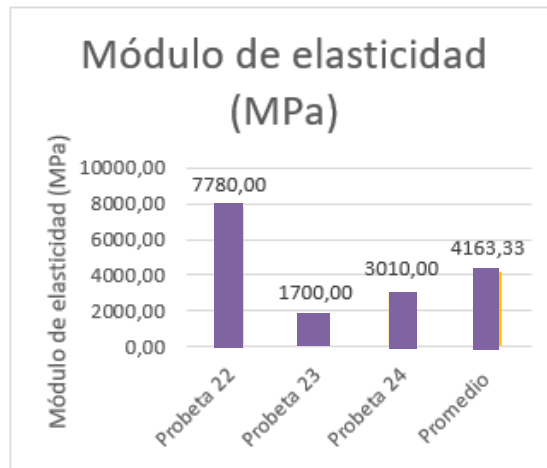
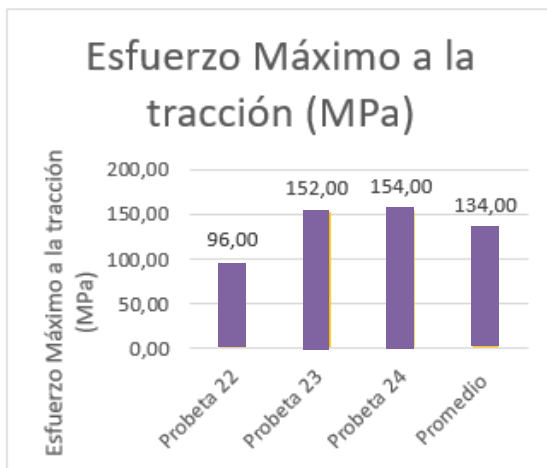
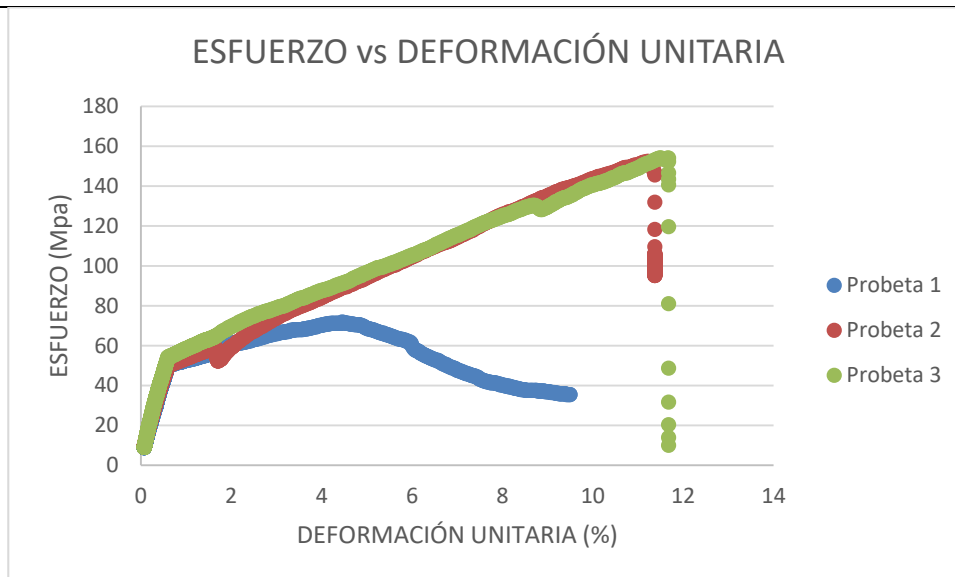
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	7480,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	148,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	1,67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	2366,67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		

Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C8/0.0/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°	
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	69.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.23	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5480,00	51,00	96,00	7780,00	1,00	AIT
2	8040,00	77,00	152,00	1700,00	2,00	AIT
3	8680,00	77,00	154,00	3010,00	6,00	AGT
Promedio	7400,00	68,33	134,00	4163,33	3,00	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.						





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 y #3 presenta un tipo de falla AIT, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre superior.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	7400,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	134,00	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,00	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4163,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

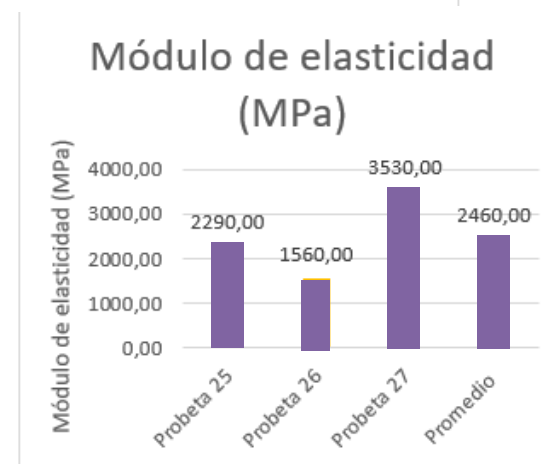
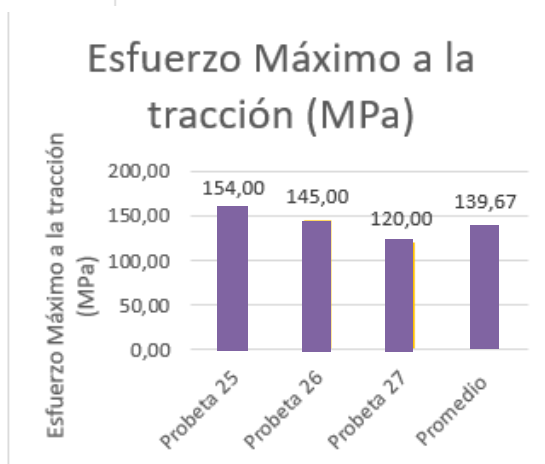
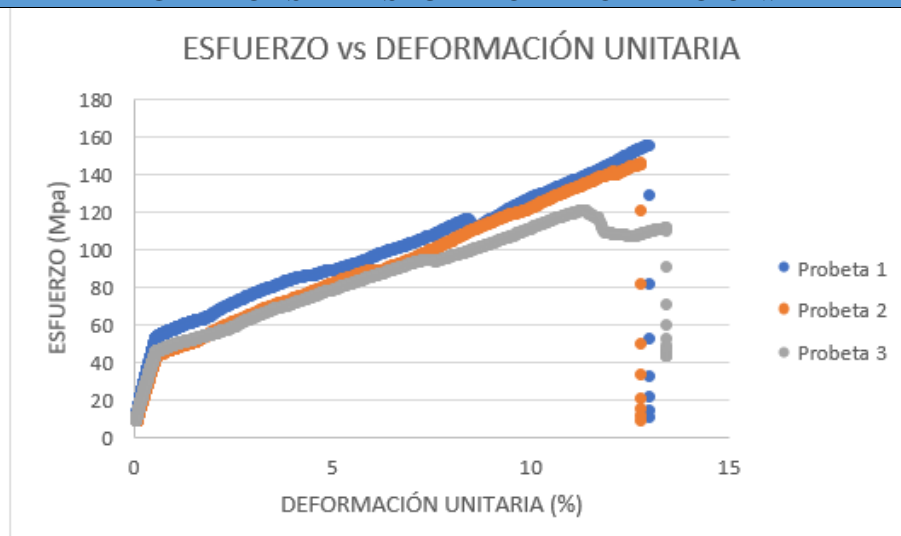
Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C9/0.0/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	57	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°	
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.36	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	8520,00	77,00	154,00	2290,00	3,50	AGM1
2	8680,00	73,00	145,00	1560,00	4,50	AGM1
3	7340,00	60,00	120,00	3530,00	2,00	AIT
Promedio	8180,00	70,00	139,67	2460,00	3,33	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 y #2 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AIT, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre superior.

VALORES PROMEDIO

APROBADO Y VALIDADO

Carga Máxima	8180,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	139,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	2460,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba			
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C10/-45.45/90-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	57	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°	
Orientación de fibra:	-45°, 45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.30	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla

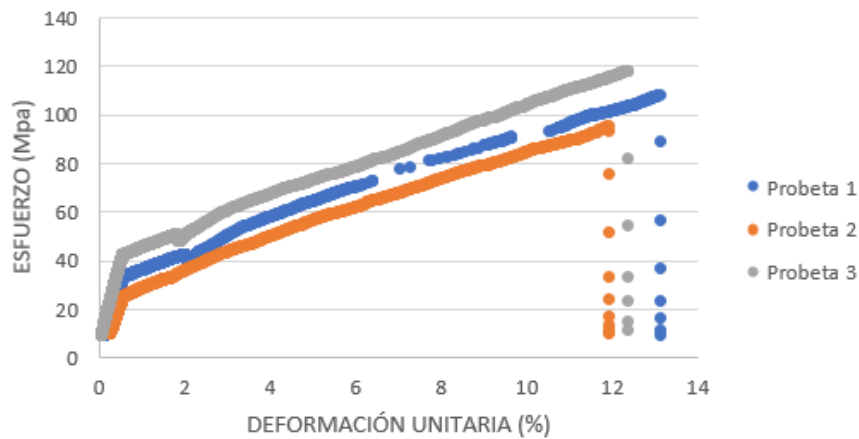
1	6300,00	56,00	107,00	1080,00	2,00	AGT
2	5220,00	47,00	95,00	1000,00	3,00	AGB
3	6760,00	59,00	118,00	2210,00	5,00	AGM1
Promedio	6093,33	54,00	106,67	1430,00	3,33	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

ESFUERZO vs DEFORMACIÓN UNITARIA



Esfuerzo Máximo a la tracción (MPa)



Módulo de elasticidad (MPa)





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGB por lo que la fractura se presenta en la parte inferior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6093,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	106,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,33	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	1430,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

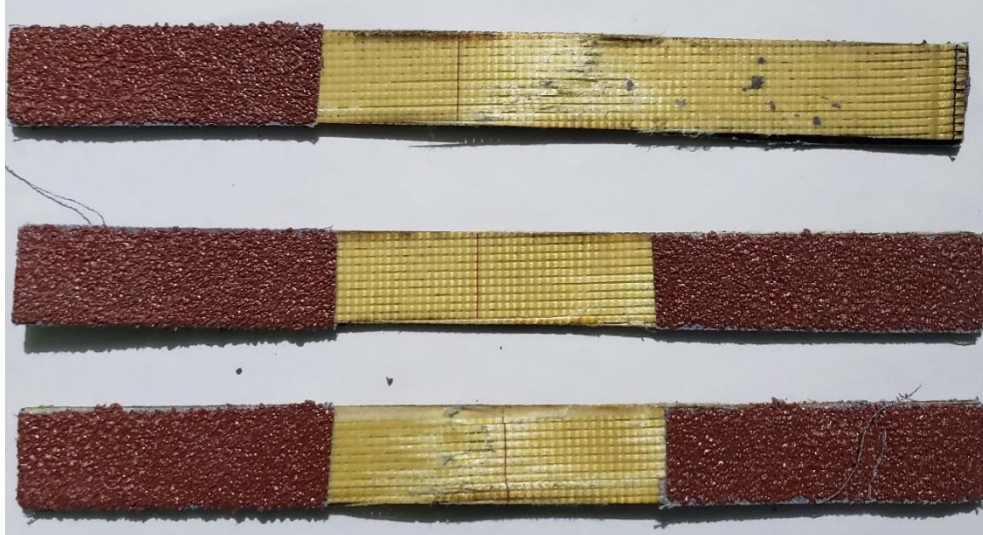
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C11/45.45/90-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90°

Orientación de fibra:	45°, 45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.21

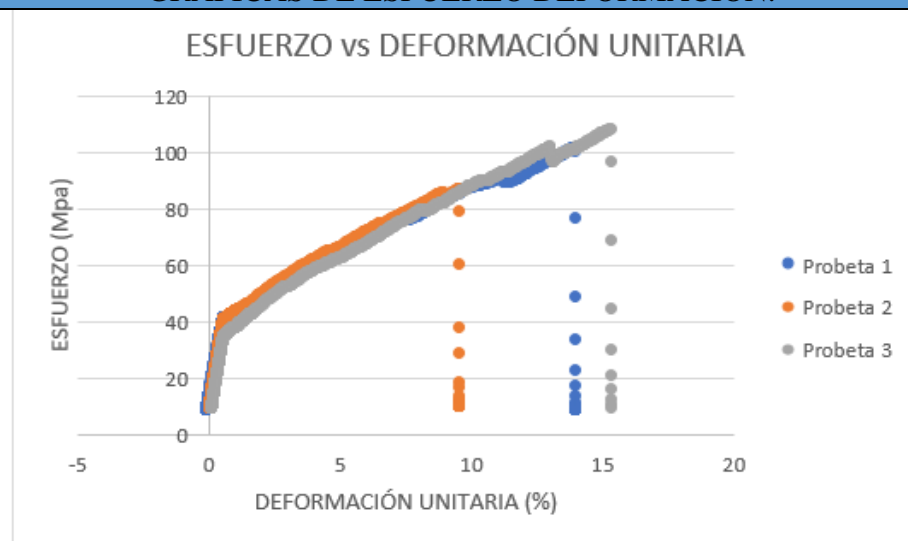
RESULTADOS

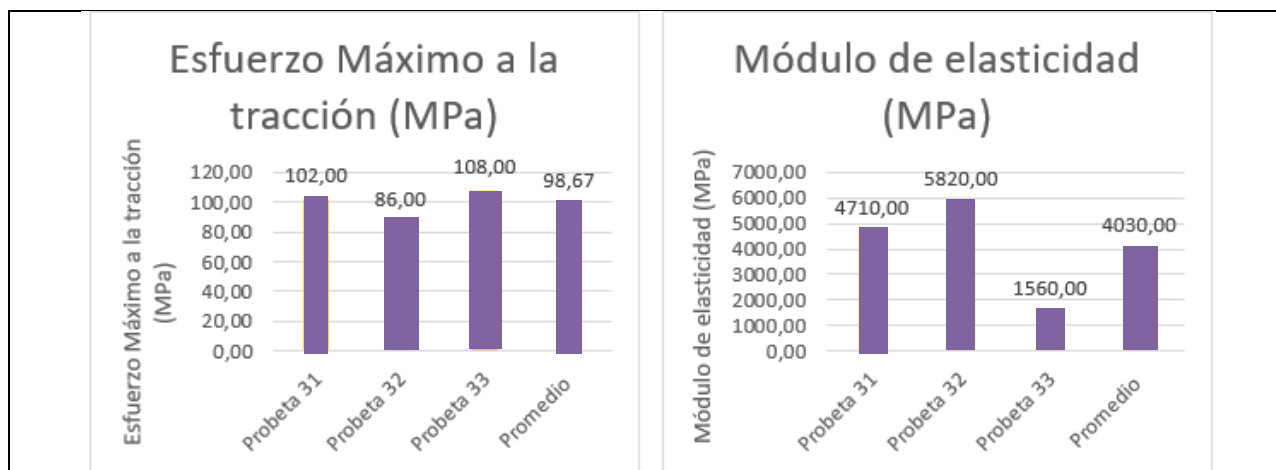
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	5780,00	51,00	102,00	4710,00	4,00	AGM1
2	4700,00	43,00	86,00	5820,00	3,50	AIT
3	5780,00	54,00	108,00	1560,00	3,50	AGM1
Promedio	5420,00	49,33	98,67	4030,00	3,67	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.





OBSERVACIÓN DE ENSAYO


- La probeta #1 y #3 presenta un tipo de falla AGM1 la cual se encuentra localizada en la zona calibrada en la parte media de la probeta
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AIT, por lo que el fallo es de tipo angular y se encuentra en la parte interior del agarre superior.

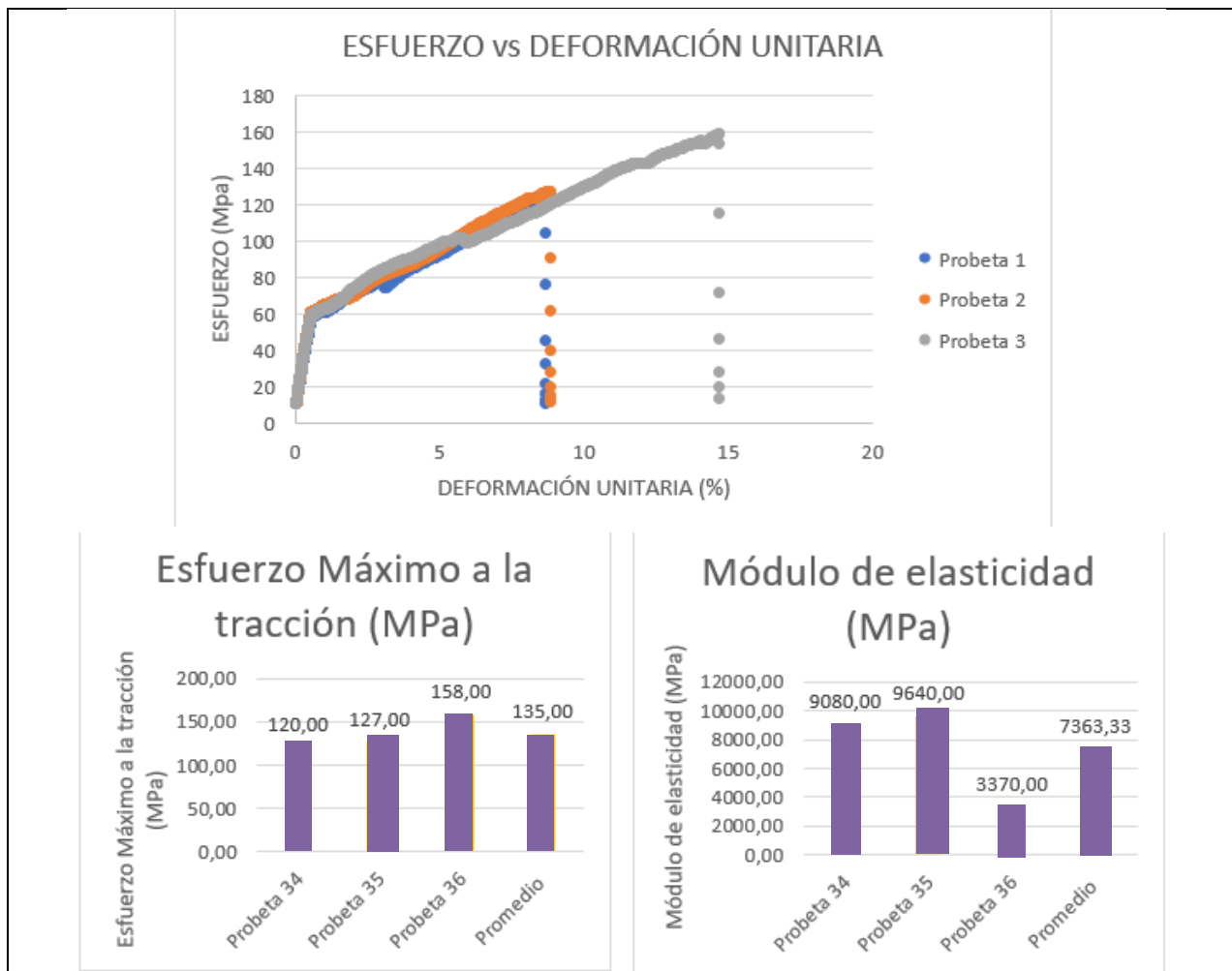
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	5420,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	98,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	3,67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4030,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		

Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C12/0.-45/120-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	57	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120°	
Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	1.98	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6180,00	60,00	120,00	9080,00	2,50	AGT
2	6180,00	63,00	127,00	9640,00	2,00	AGT
3	7540,00	79,00	158,00	3370,00	3,00	AGB
Promedio	6633,33	67,33	135,00	7363,33	2,50	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.						





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

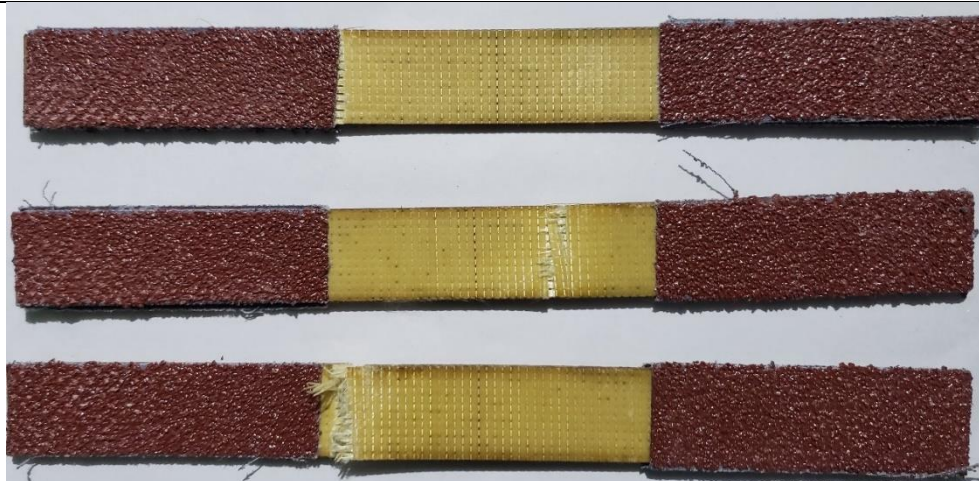
- La probeta #1 y #2 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6633,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	135,00	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	2,50	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	7363,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

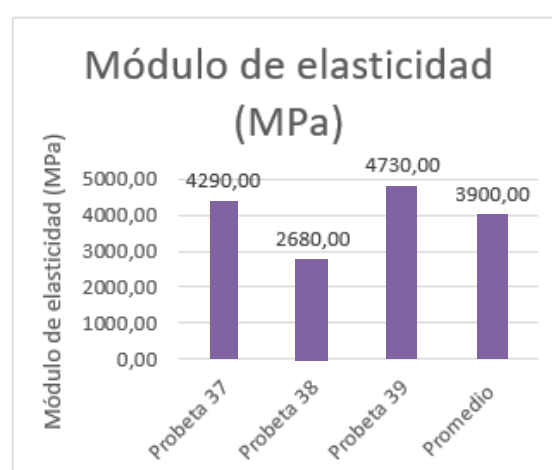
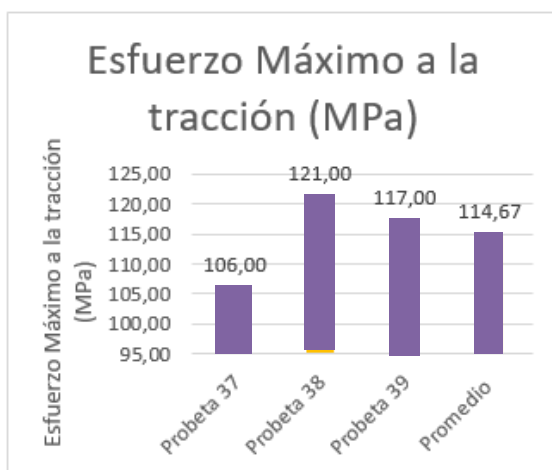
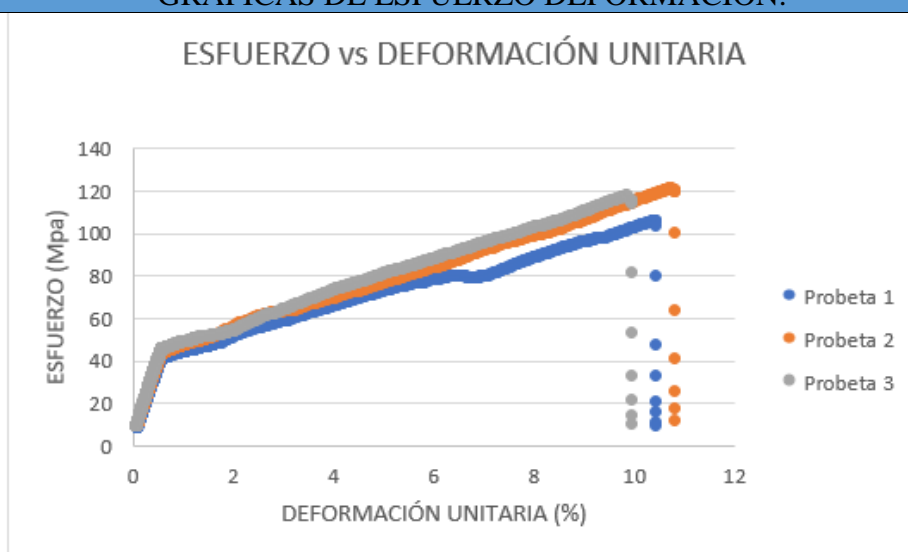
Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C13/-45.0/120-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	54	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120°	
Orientación de fibra:	-45°,0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	68.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.34	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6440,00	53,00	106,00	4290,00	1,50	AGT
2	6800,00	61,00	121,00	2680,00	4,50	AGB
3	6700,00	59,00	117,00	4730,00	2,00	AGT
Promedio	6646,67	57,67	114,67	3900,00	2,67	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- La probeta #1 y #3 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	6646,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	114,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	2,67	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3900,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

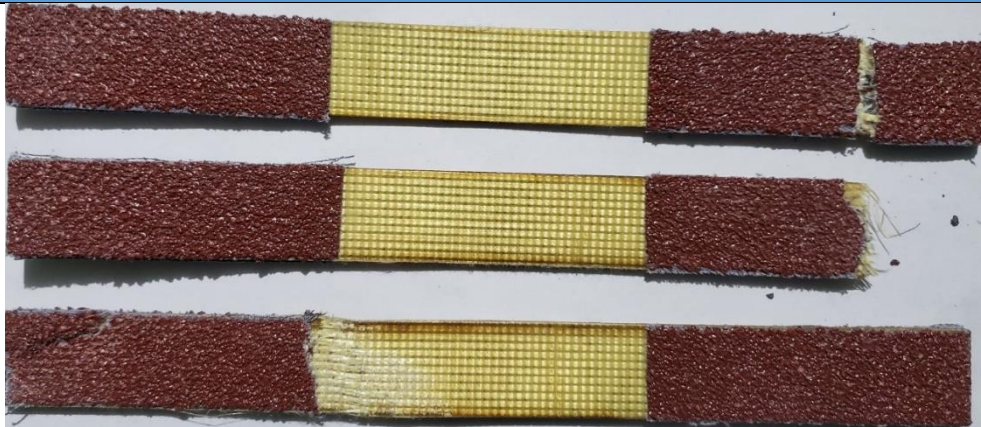
Fuente: Autor

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

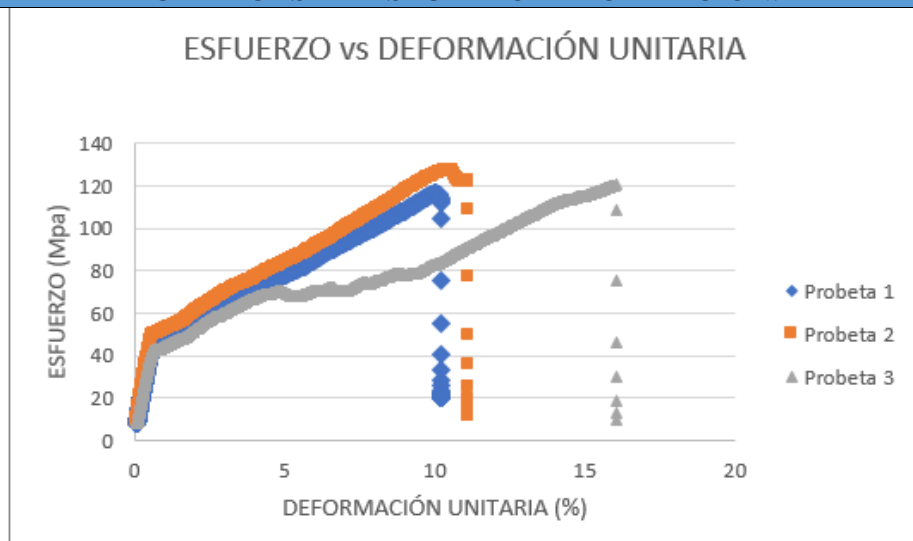
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C14/45.0/120-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120°
Orientación de fibra:	45°, 0°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.38
RESULTADOS					

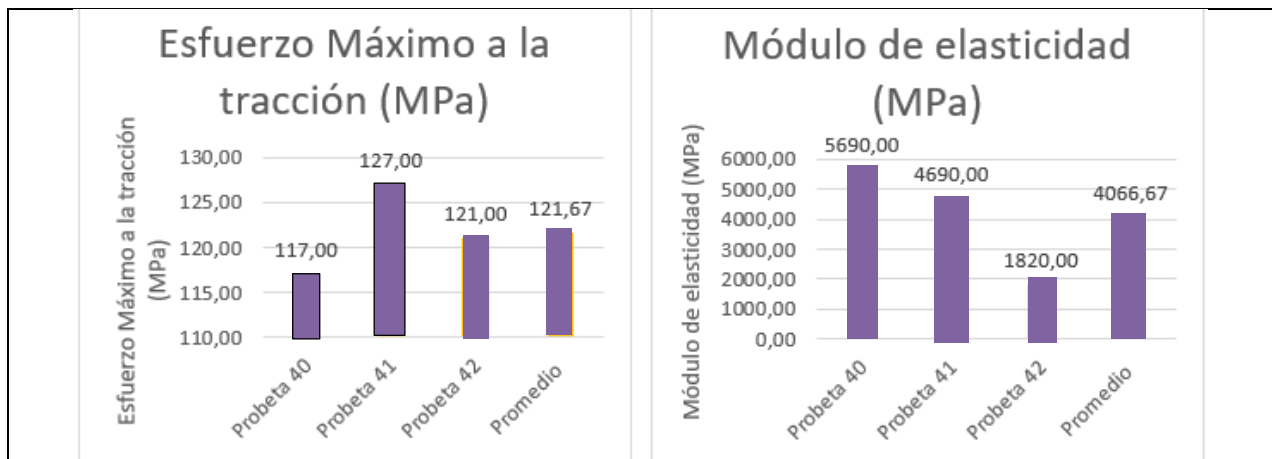
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	6920,00	59,00	117,00	5690,00	1,50	LAB
2	7340,00	64,00	127,00	4690,00	1,00	LAB
3	7360,00	61,00	121,00	1820,00	2,00	AGT
Promedio	7206,67	61,33	121,67	4066,67	1,50	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

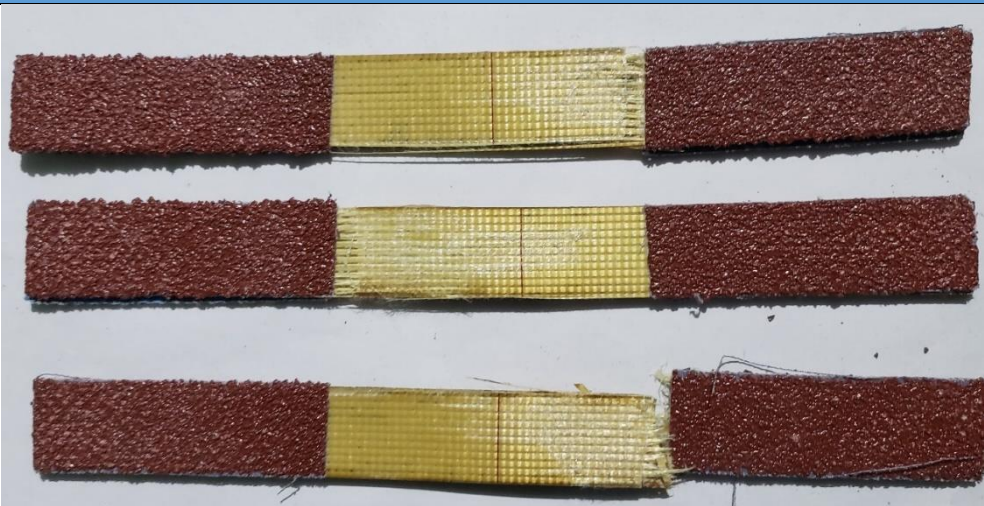
- Las probetas #1 y #2 presentan un tipo de falla LAB lo que quiere decir que su falla fue de tipo lateral en el agarre inferior.
- La probeta #3 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.

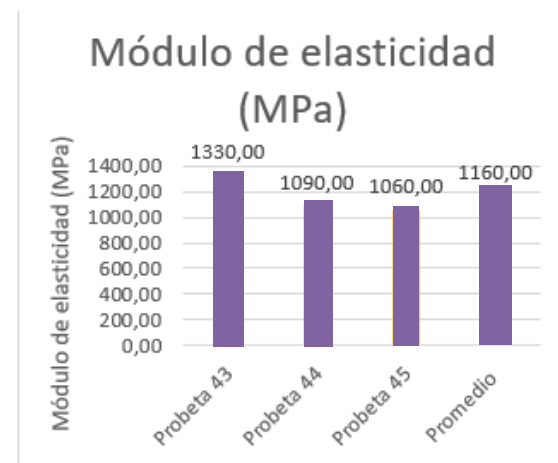
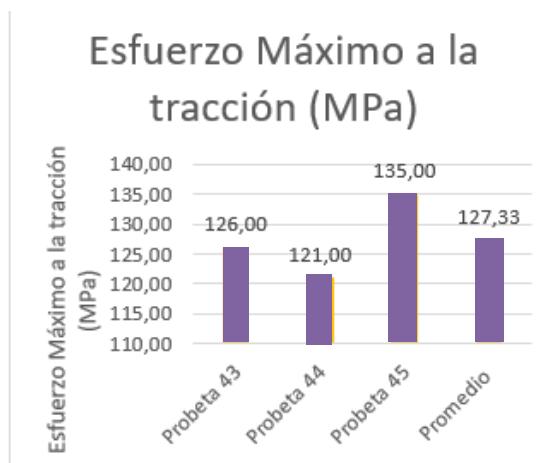
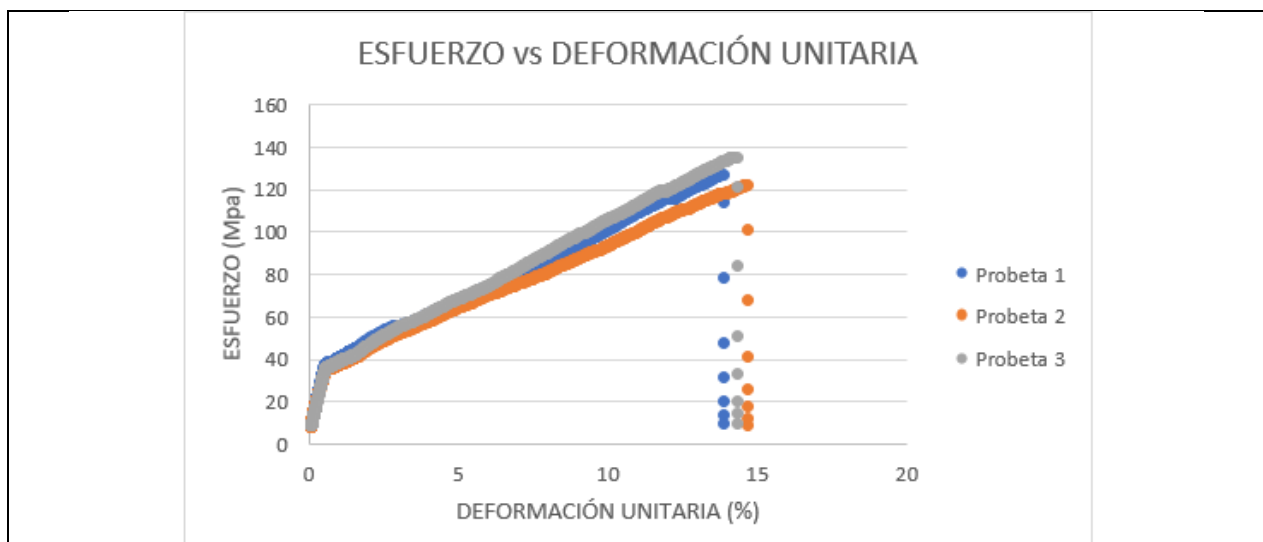
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	7206,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	121,67	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	1,50	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4066,67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

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

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C15/0.45/120-T			
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55	
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120°	
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH	
Peso de fibra (gr)	69.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.54	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	7760,00	63,00	126,00	1330,00	1,50	AGB
2	8140,00	61,00	121,00	1090,00	3,50	AGT
3	8080,00	68,00	135,00	1060,00	1,50	AGB
Promedio	7993,33	64,00	127,33	1160,00	2,17	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						
						
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.						





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

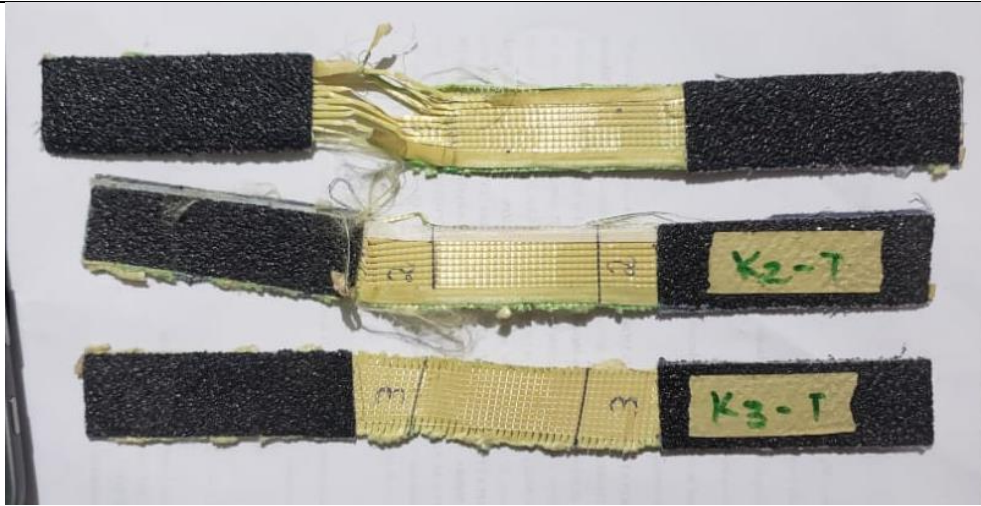
- Las probeta #1 y #3 presenta un tipo de falla AGB la cual se encuentra ubicada en la parte inferior de la probeta justo en la zona calibrada
- La probeta #2 presenta un tipo de falla AGT por lo que la fractura se presenta en la parte superior de la probeta en la zona calibrada.

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	7993,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	127,33	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	2,17	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	1160,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

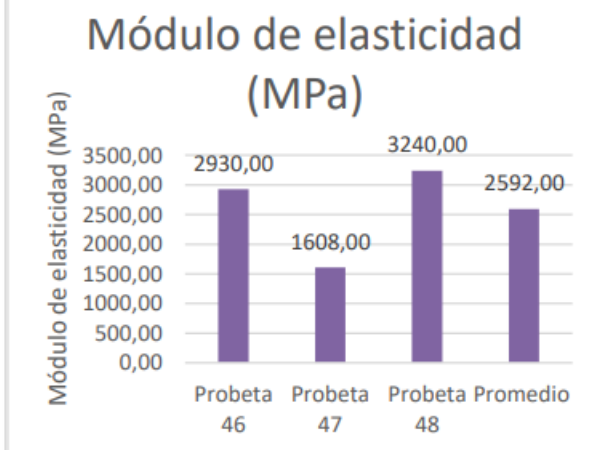
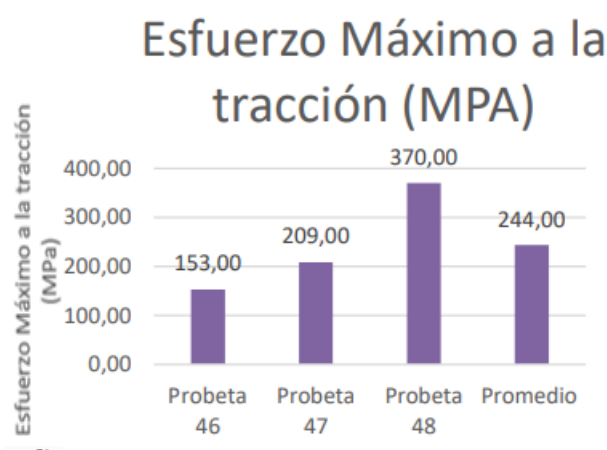
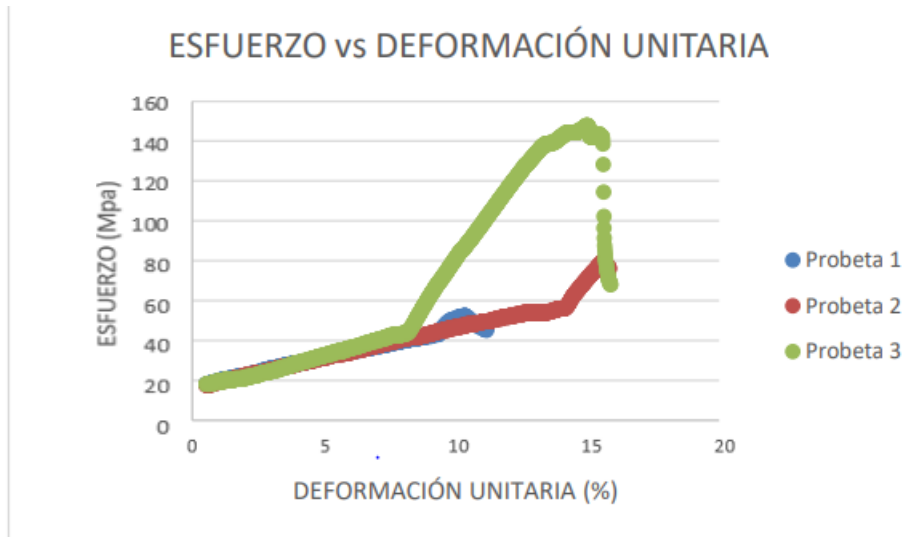
Fuente: Autor

Tabla 3.16. Ficha técnica del caso # 16 del material compuesto sometido a tracción

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 						
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS						
TRACCIÓN ASTM D3039/D3039M-17						
DATOS INFORMATIVOS						
Fecha de ejecución.	7/5/2022		Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador					
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B					
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C16/0/0-T		
PARÁMETROS DE ENSAYO						
Matriz	Kevlar	Norma:	ASTM D3039-17	Probetas ensayadas	3	
Marca	N/A	Dimensiones (mm)	250*25*e	Peso de la matriz (gr):	55	
Refuerzo	N/A	Tiempo de curado:	N/A	Temperatura de curado:	0°	
Orientación de fibra:	0°	Estratificación:	N/A	Orden de capas:	FK	
Peso de fibra (gr)	55	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2.54	
RESULTADOS						
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Esfuerzo Máximo a la tracción (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Elongación (%)	Tipo de falla
1	900,00	82,00	153,00	2930,00	2,5	DGM
2	1360,00	121,00	209,00	1608,00	1,0	DGM
3	2100,00	190,00	370,00	3240,00	2,0	DGM
Promedio	1453,33	131,00	244,00	2592,00	1,83	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO						



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.



OBSERVACIÓN DE ENSAYO



- Todas las probetas presentan el mismo tipo de falla DGM en el cual se presentan delaminaciones en los bordes de la zona calibrada de las probetas.

<ul style="list-style-type: none"> La fibra de Kevlar presenta buenas características, pero al combinarla con la fibra de chambira sus características mejoran considerablemente. 			
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	1453,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de tracción (MPa)	244,00	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
% Elongación.	1,83	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	2592,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

3.1.2 Fichas de recolección de datos de probetas ensayadas a flexión

Tabla 3.17. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a flexión

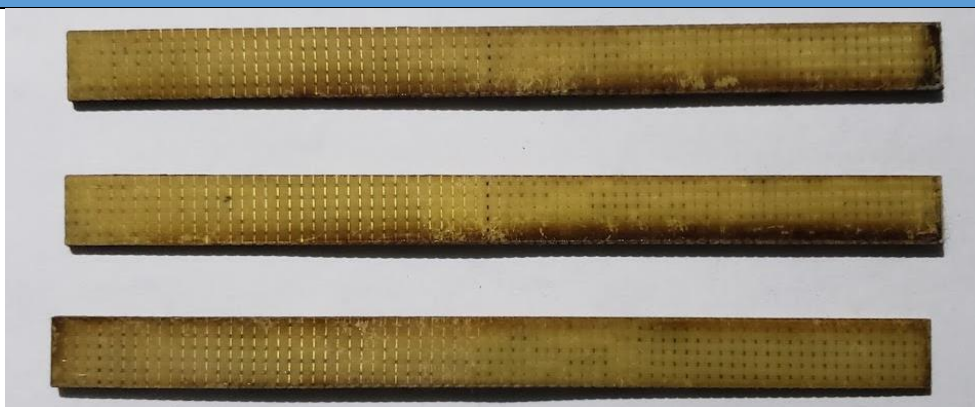
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C1/0.-45/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60

Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,54

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3201,00	55,03	3780,00	13,74	BSM
2	3433,00	45,16	2630,00	13,64	BSM
3	3256,00	49,14	2710,00	11,35	BSM
Promedio	3296,67	49,78	3040,00	12,91	

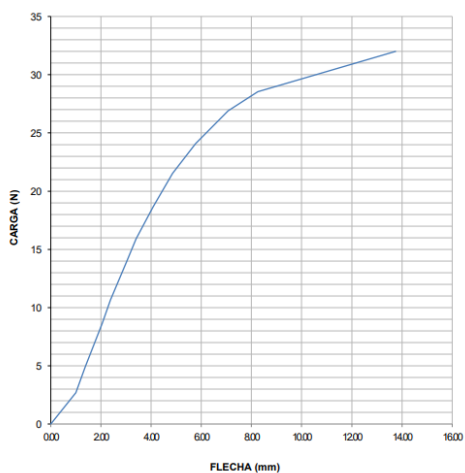
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

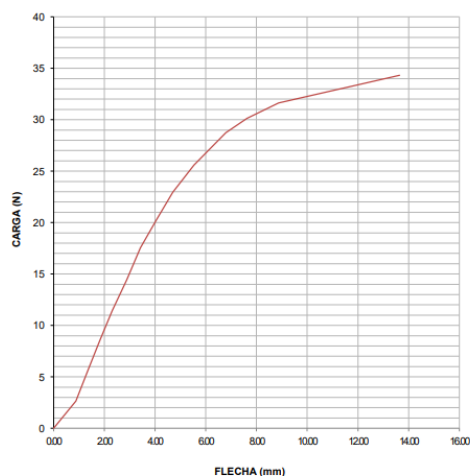
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

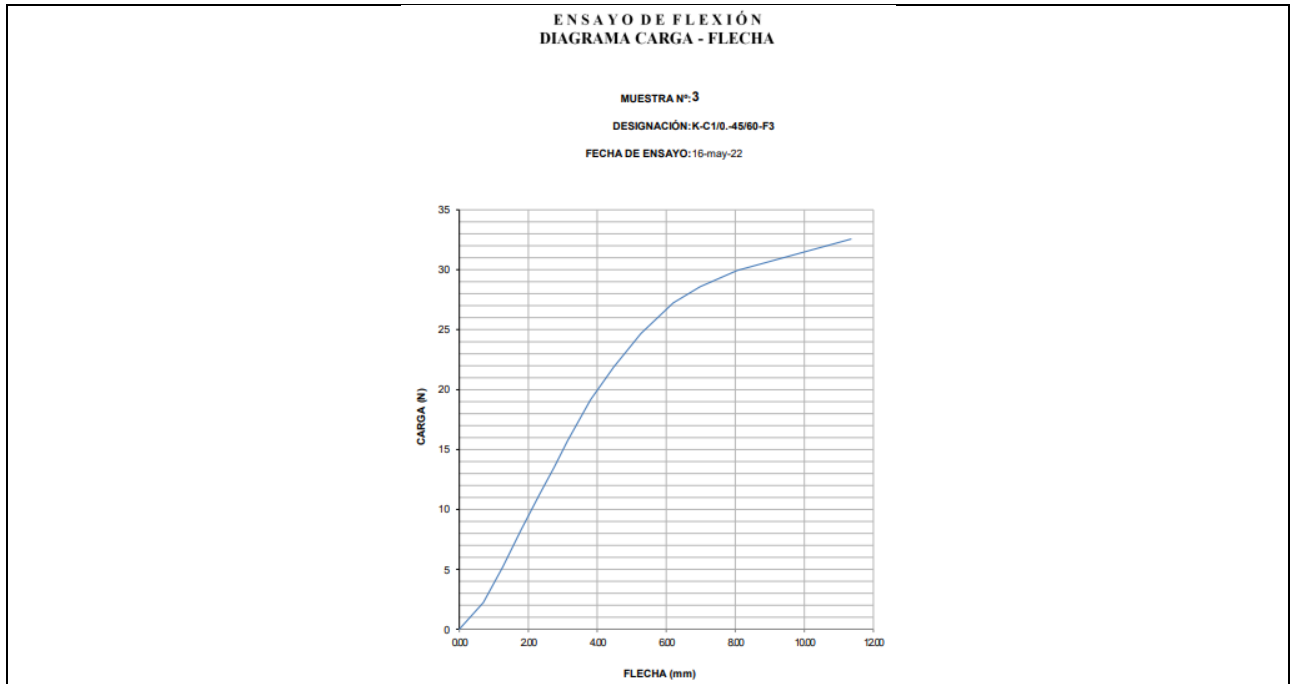
MUESTRA N°:1
DESIGNACIÓN:K-C1/0.-45/60-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:2
DESIGNACIÓN:K-C1/0.-45/60-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22







OBSERVACIÓN DE ENSAYO


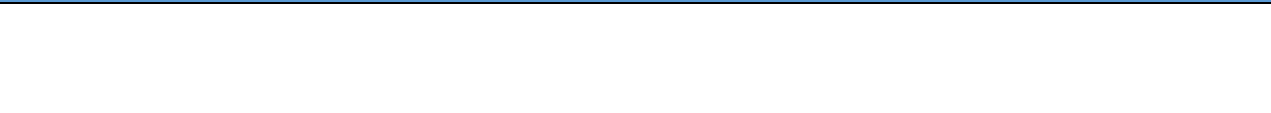
- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3296,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	49,78	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	12,91	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3040,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

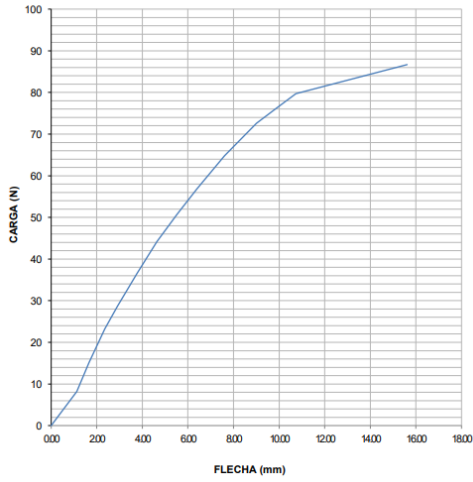
Tabla 3.18. Ficha técnica del caso # 2 del material compuesto sometido a flexión

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
FLEXIÓN ASTM D7264			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		

Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C2/-45.0/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	-45°,0	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,18
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	8667,00	131,20	6620,00	15,62	BSM
2	8947,00	145,94	6960,00	13,50	BSM
3	8498,00	130,92	6650,00	15,97	BSM
Promedio	8704,00	136,02	6743,33	15,03	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.					
					

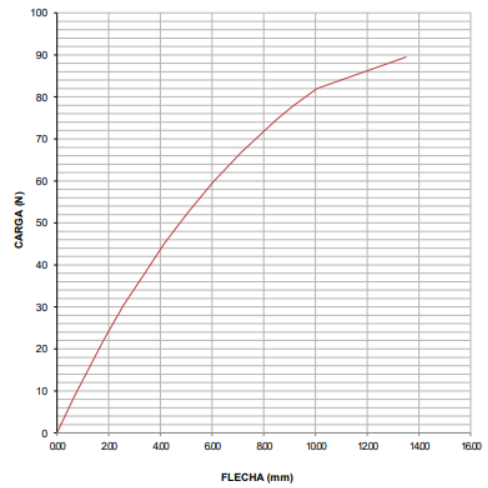
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:4
DESIGNACIÓN:K-C2/45.0/60-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



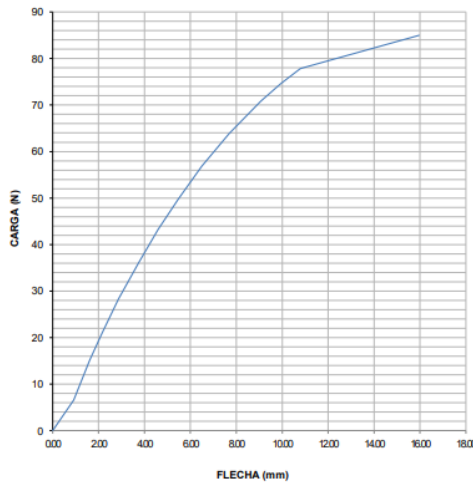
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:5
DESIGNACIÓN:K-C2/45.0/60-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:6
DESIGNACIÓN:K-C2/45.0/60-F3
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	8704,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	136,02	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	15,03	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Módulo de Elasticidad (Mpa)	6743,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
------------------------------------	---------	----------------------	-------------------------------

Fuente: Autor

Tabla 3.19. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a flexión

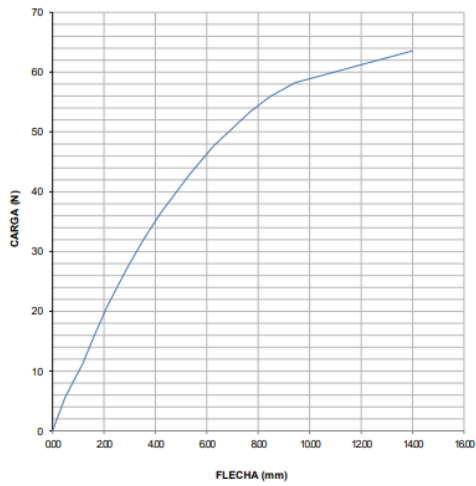
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C3/45.0/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	53
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	45°,0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	67.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,06
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	6359,00	108,58	5180,00	14,00	BSM
2	4907,00	114,02	8050,00	11,89	BSM
3	3924,00	59,59	4690,00	7,05	BSM
Promedio	5063,33	94,06	5973,33	10,98	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

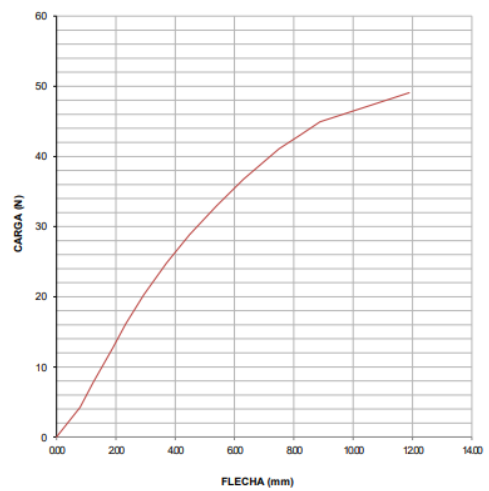
ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:7
 DESIGNACIÓN:K-C3/45.0/60-F1
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



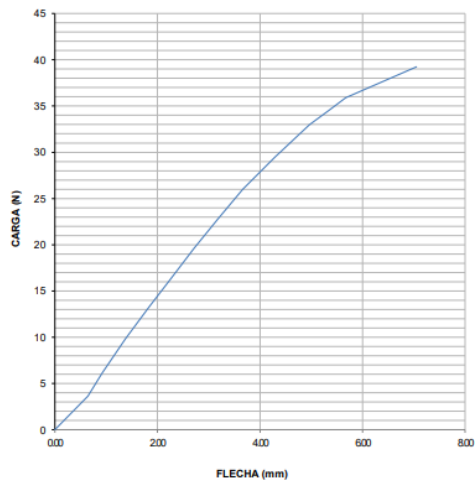
ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:8
 DESIGNACIÓN:K-C3/45.0/60-F2
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:9
 DESIGNACIÓN:K-C3/45.0/60-F3
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes 					
VALORES PROMEDIO			APROBADO Y VALIDADO		
Carga Máxima	5063,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno		
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	94,06	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Flecha máxima (mm)	10,98	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Módulo de Elasticidad (Mpa)	5973,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		

Fuente: Autor

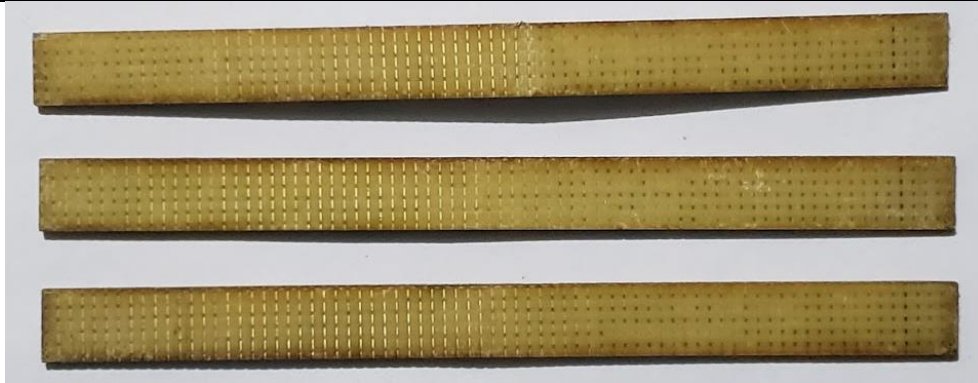
Tabla 3.20. Ficha técnica del caso # 4 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C4/0.45/60-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	56
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	71.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,28

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3161,00	63,97	3350,00	13,36	BSM
2	3191,00	64,19	3430,00	12,43	BSM
3	4336,00	88,64	4170,00	13,91	BSM
Promedio	3562,67	72,27	3650,00	13,23	

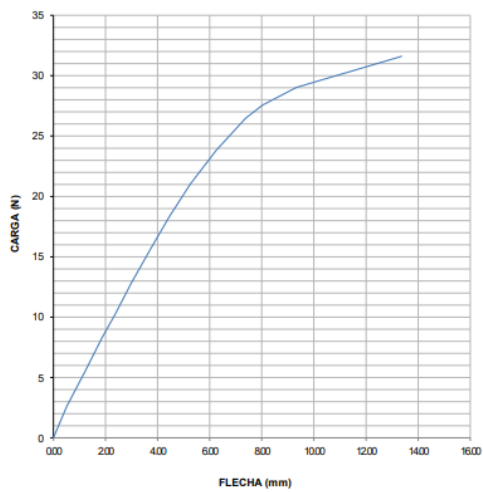
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

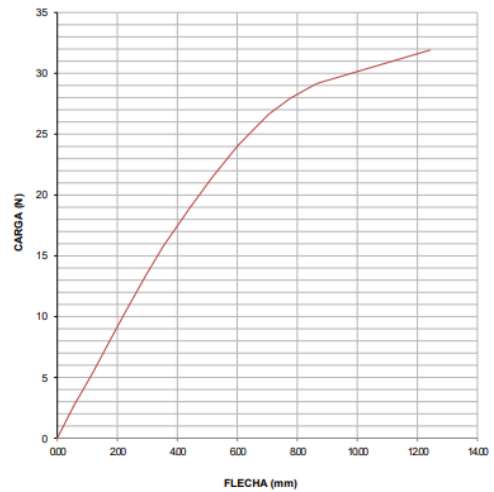
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

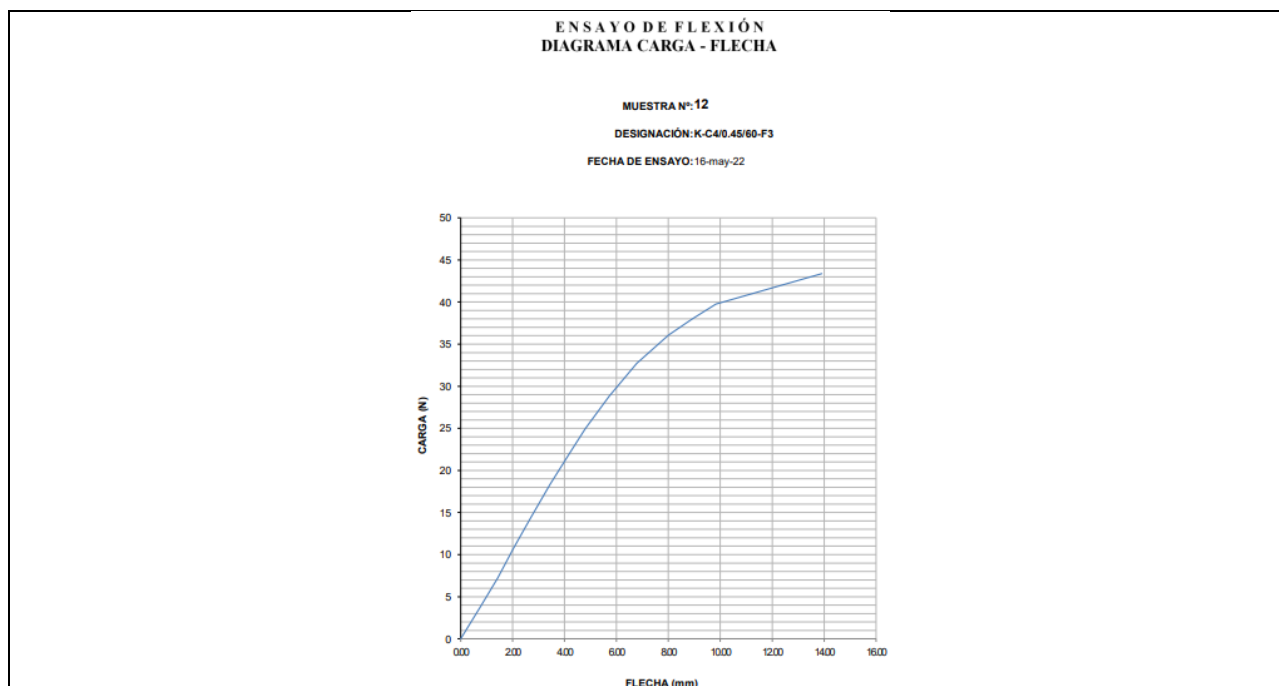
MUESTRA N°: 10
DESIGNACIÓN: K-C4/0.45/60-F1
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 11
DESIGNACIÓN: K-C4/0.45/60-F2
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

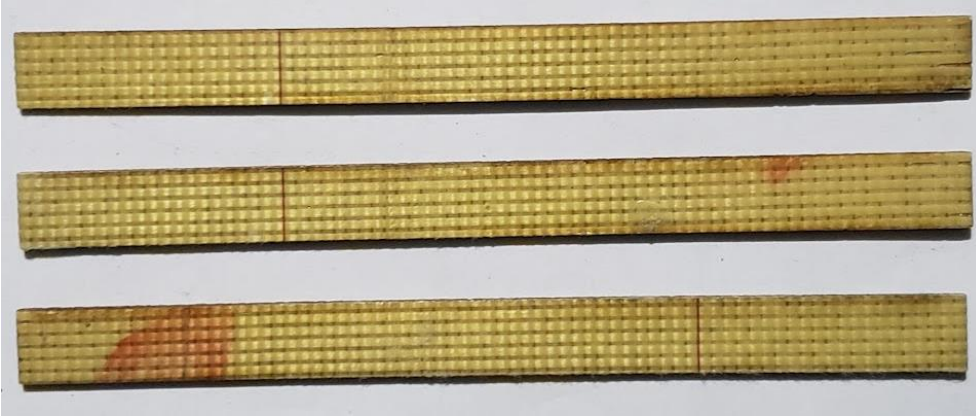
- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3562,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	72,27	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	13,23	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3650,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.21. Ficha técnica del caso # 5 del material compuesto sometido a flexión

UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
FLEXIÓN ASTM D7264			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		

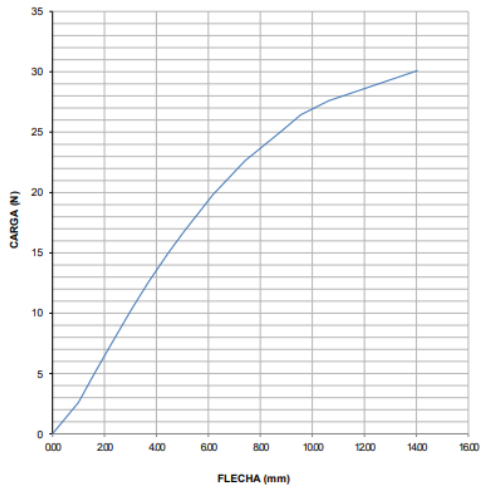
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C5/-45.-45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	53
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	-45°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	67.2	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,12
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3010,00	50,95	2410,00	14,04	BSM
2	2831,00	50,84	2830,00	13,70	BSM
3	3030,00	51,65	2450,00	12,57	BSM
Promedio	2957,00	51,15	2563,33	13,44	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.					

ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 13

DESIGNACIÓN: K-C5I-45.-45/90-F1

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

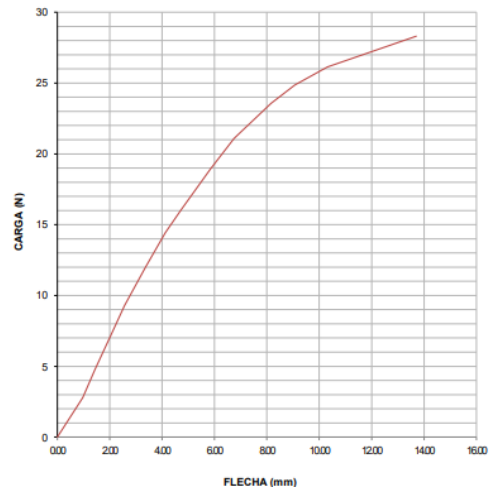


ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 14

DESIGNACIÓN: K-C5I-45.-45/90-F2

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22

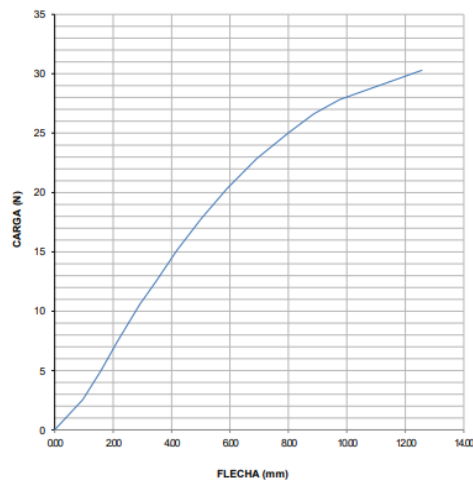


ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 15

DESIGNACIÓN: K-C5I-45.-45/90-F3

FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO



- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	2957,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	51,15	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	13,44	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Módulo de Elasticidad (Mpa)	2563,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
------------------------------------	---------	----------------------	-------------------------------

Fuente: Autor

Tabla 3.22. Ficha técnica del caso # 6 del material compuesto sometido a flexión

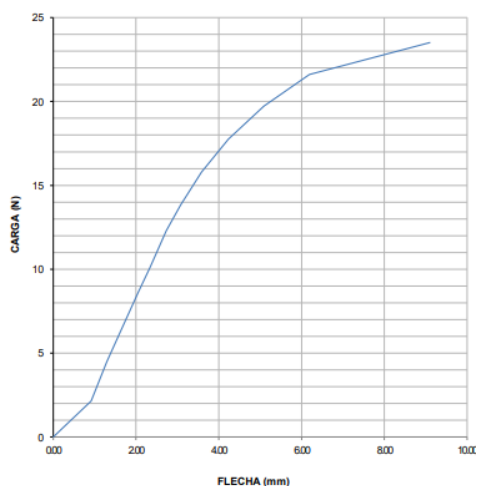
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C6/45.-45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	45°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,00
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	2350,00	39,06	3750,00	9,10	BSM
2	2912,00	57,59	3700,00	12,07	BSM
3	1976,00	38,17	2360,00	10,31	BSM
Promedio	2412,67	44,94	3270,00	10,49	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

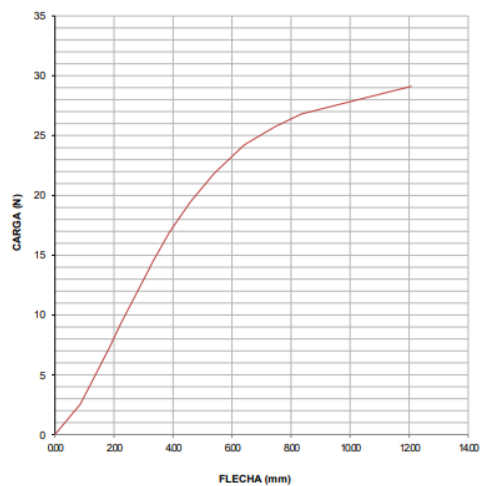
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 16
 DESIGNACIÓN: K-C6/45.-45/90-F1
 FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



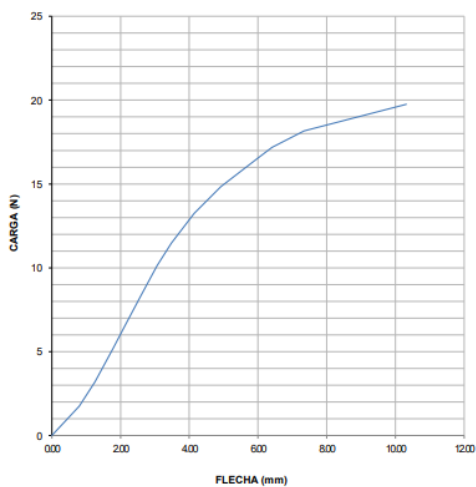
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 17
 DESIGNACIÓN: K-C6/45.-45/90-F2
 FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 18
 DESIGNACIÓN: K-C6/45.-45/90-F3
 FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO			
<ul style="list-style-type: none"> En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes 			
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	2412,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	44,94	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	10,49	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3270,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.23. Ficha técnica del caso # 7 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C7/0.0/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,25

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3259,00	51,61	1070,00	5,55	BSM
2	3305,00	53,31	7240,00	5,95	BSM
3	3710,00	53,12	1060,00	6,31	BSM
Promedio	3424,67	52,68	3123,33	5,94	

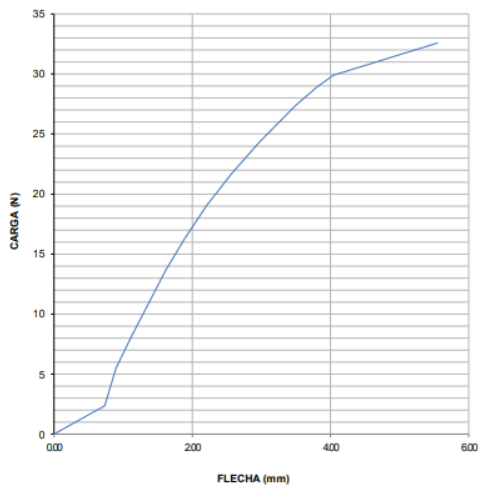
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

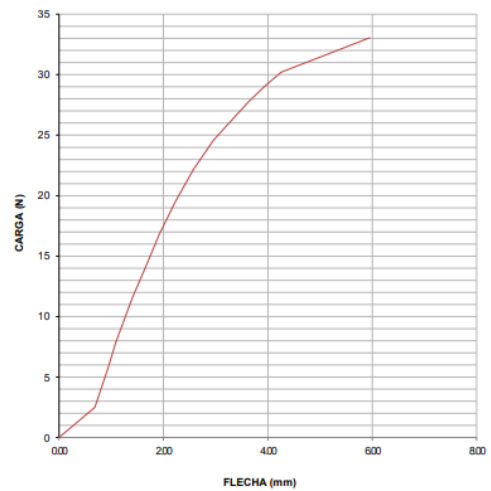
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

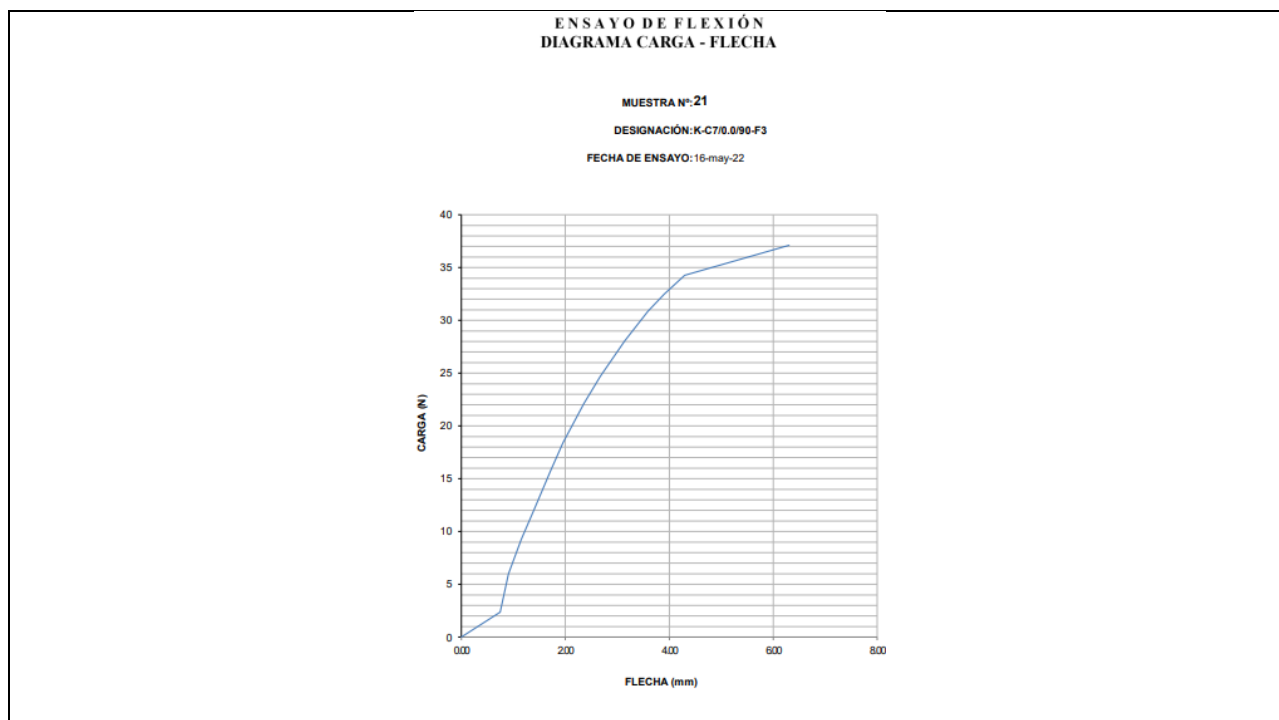
MUESTRA N°: 19
DESIGNACIÓN: K-C7/0.0/90-F1
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 20
DESIGNACIÓN: K-C7/0.0/90-F2
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22







OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3424,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	52,68	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	5,94	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	3123,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.24. Ficha técnica del caso # 8 del material compuesto sometido a flexión

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
FLEXIÓN ASTM D7264			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba

Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C8/0.0/90-F

PARÁMETROS DE ENSAYO

Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,36

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3386,00	60,43	5340,00	5,84	BSM
2	2810,00	53,02	1620,00	5,34	BSM
3	3024,00	57,23	7720,00	5,55	BSM
Promedio	3073,33	56,89	4893,33	5,58	

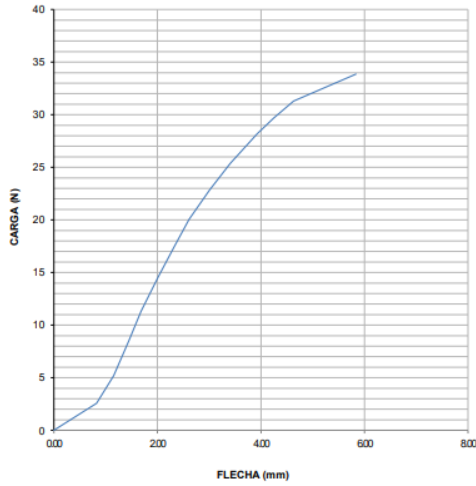
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

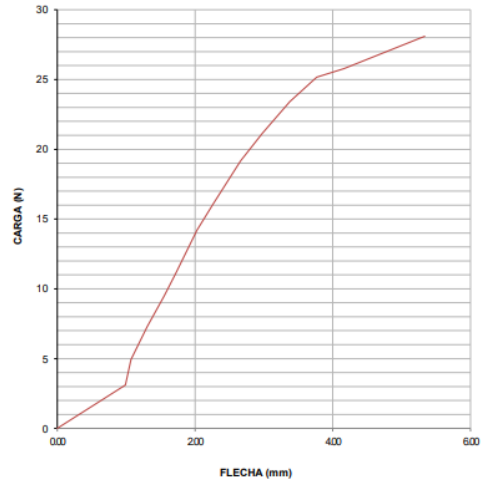
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:22
DESIGNACIÓN:K-C8/0.0/90-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



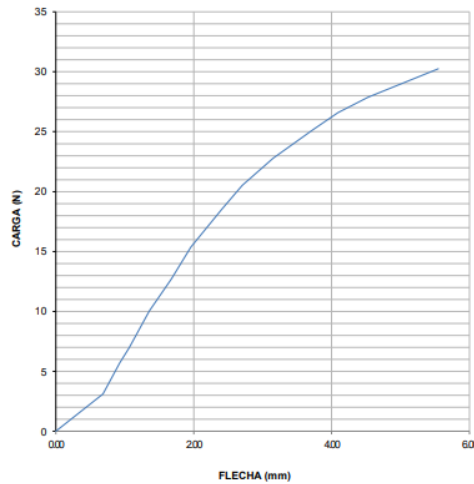
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:23
DESIGNACIÓN:K-C8/0.0/90-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:24
DESIGNACIÓN:K-C8/0.0/90-F3
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3073,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	56,89	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	5,58	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Módulo de Elasticidad (Mpa)	4893,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
------------------------------------	---------	----------------------	-------------------------------

Fuente: Autor

Tabla 3.25. Ficha técnica del caso # 9 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C9/0.0/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,30
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3081,00	49,54	4750,00	6,12	BSM
2	3260,00	48,88	8720,00	5,71	BSM
3	6651,00	120,01	8030,00	11,99	BSM
Promedio	4330,67	72,81	7166,67	7,94	

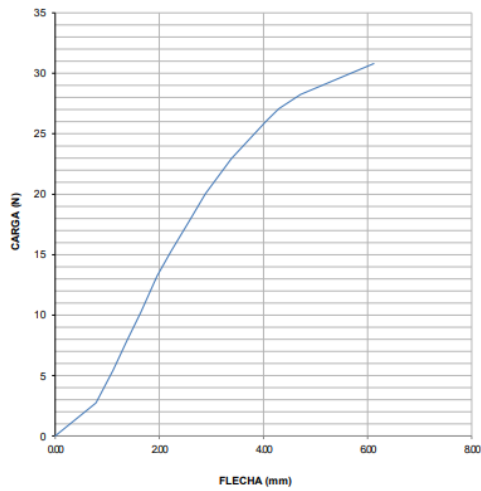
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

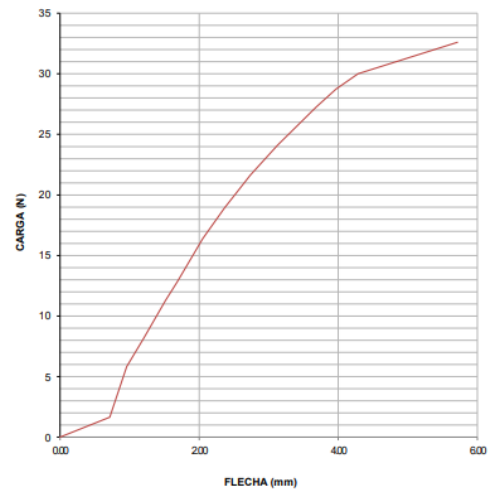
ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 25
DESIGNACIÓN: K-C9/0.0/90-F1
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



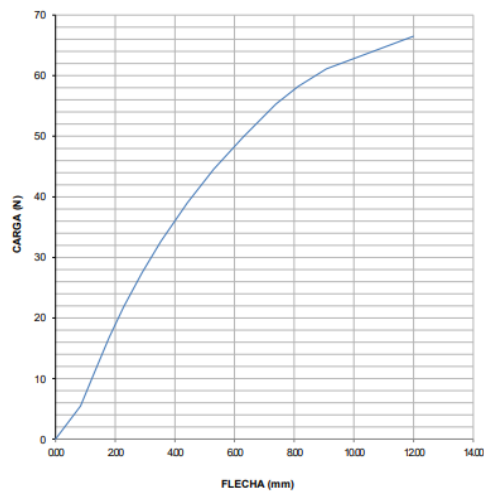
ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 26
DESIGNACIÓN: K-C9/0.0/90-F2
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN DIAGRAMA CARGA - FLECHA



MUESTRA N°: 27
DESIGNACIÓN: K-C9/0.0/90-F3
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO			
<ul style="list-style-type: none"> En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes 			
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	4330,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	72,81	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	7,94	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	7166,67	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.26. Ficha técnica del caso # 10 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C10/-45.45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	-45°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH

Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,22
---------------------------	----	-----------------------------	---------	-------------------------	------

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	4704,00	68,05	3900,00	10,23	BSM
2	2608,00	41,22	3560,00	10,26	BSM
3	2316,00	35,42	4760,00	9,43	BSM
Promedio	3209,33	48,23	4073,33	9,97	

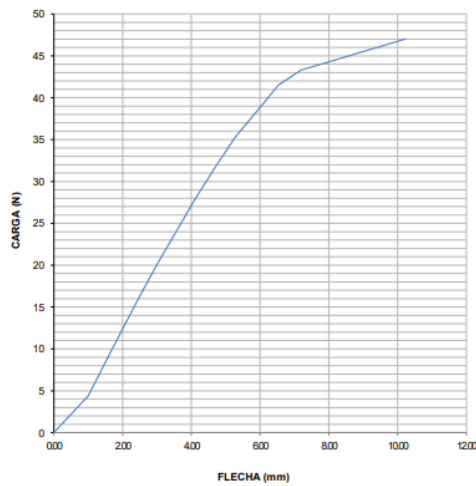
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

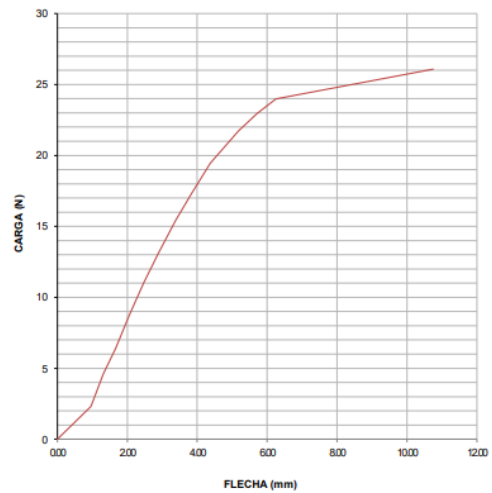
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

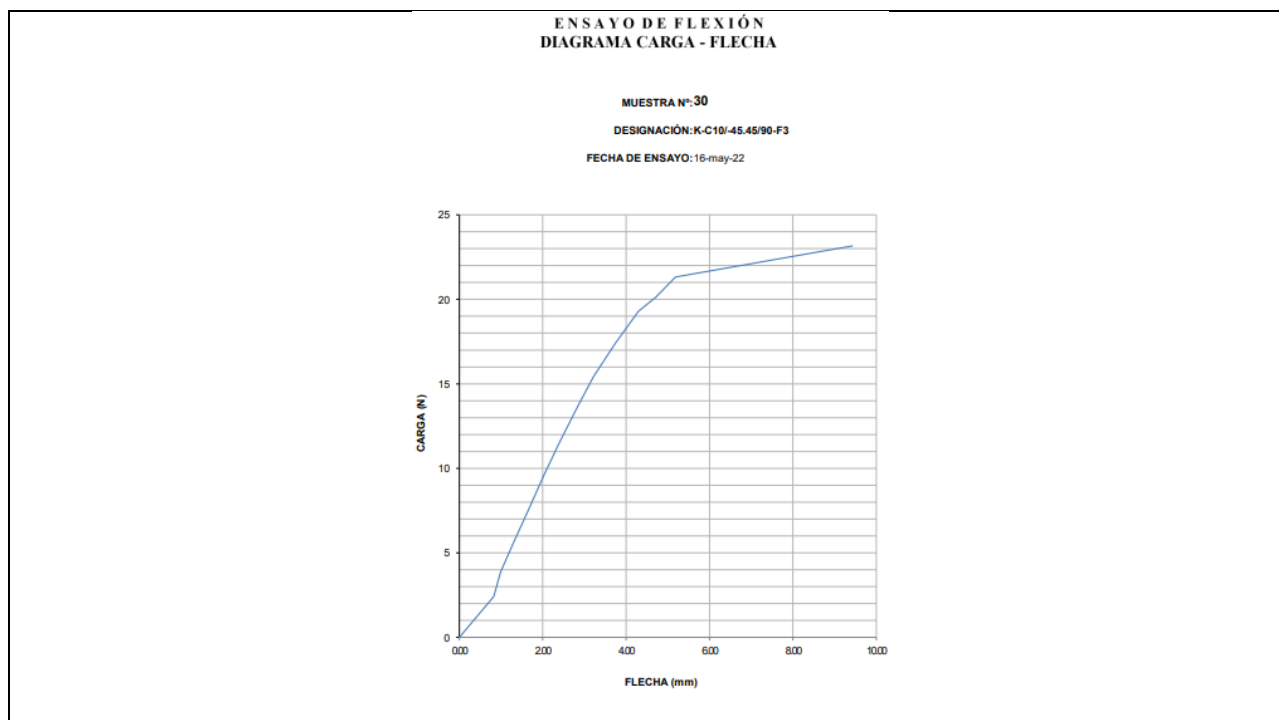
MUESTRA N°: 28
DESIGNACIÓN: K-C10/-45.45/90-F1
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°: 29
DESIGNACIÓN: K-C10/-45.45/90-F2
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22





OBSERVACIÓN DE ENSAYO

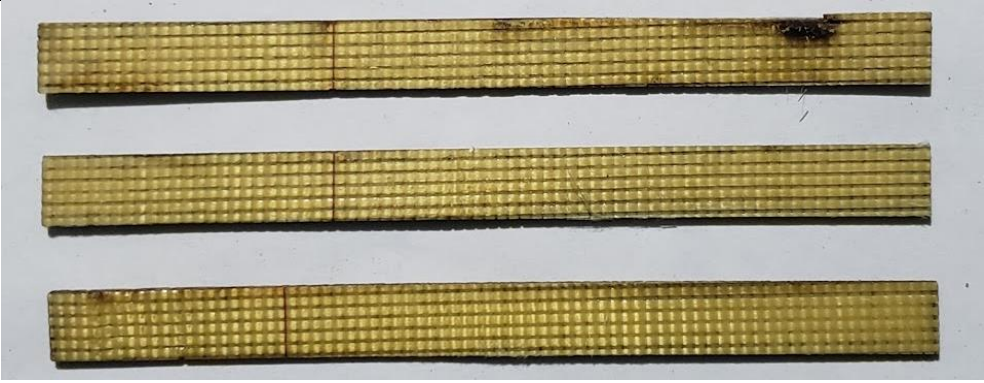

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3209,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	48,23	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	9,97	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4073,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

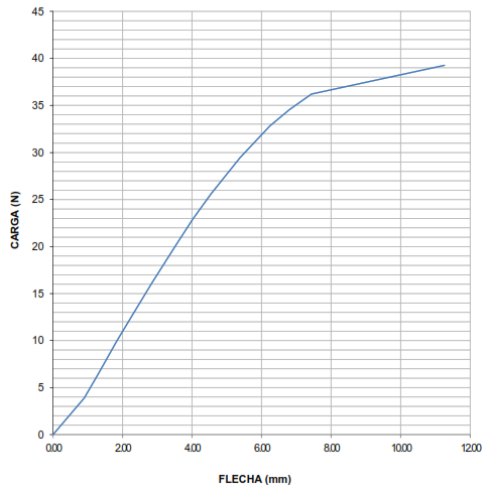
Tabla 3.27. Ficha técnica del caso # 11 del material compuesto sometido a flexión

UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
FLEXIÓN ASTM D7264			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		

Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C11/45.45/90-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	45°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.6	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	1,98
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	3927,00	62,23	3540,00	11,26	BSM
2	1890,00	28,52	2750,00	11,00	BSM
3	3712,00	54,15	1070,00	11,15	BSM
Promedio	3176,33	48,30	2453,33	11,14	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.					
					

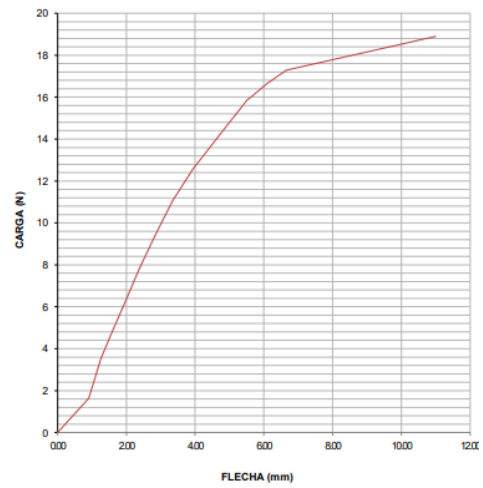
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 31
DESIGNACIÓN: K-C11/45.45/90-F1
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



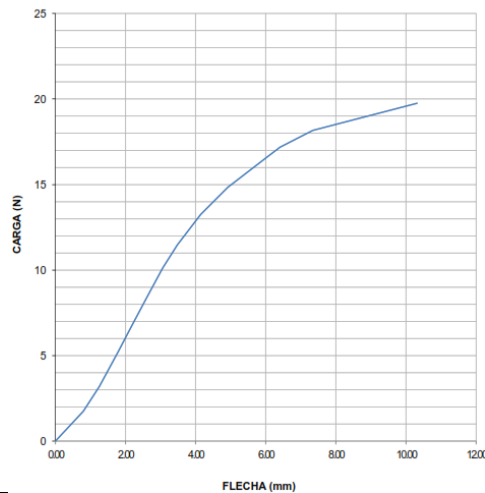
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 32
DESIGNACIÓN: K-C11/45.45/90-F2
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°: 33
DESIGNACIÓN: K-C11/45.45/90-F3
FECHA DE ENSAYO: 16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

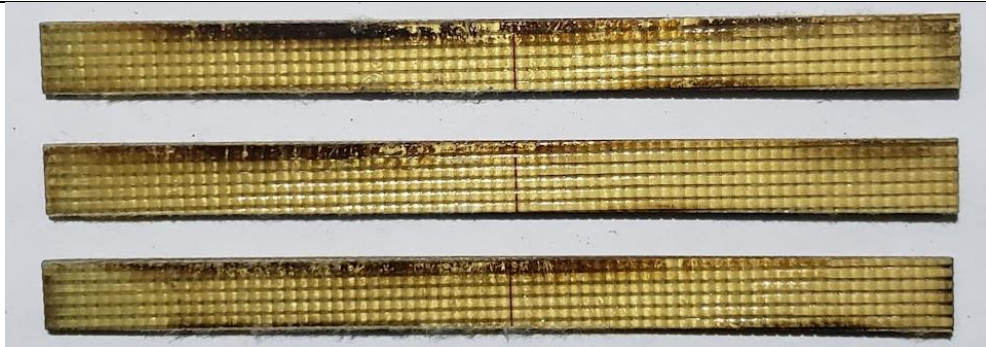
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3176,33	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	48,30	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	11,14	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Módulo de Elasticidad (Mpa)	2453,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
------------------------------------	---------	----------------------	-------------------------------

Fuente: Autor

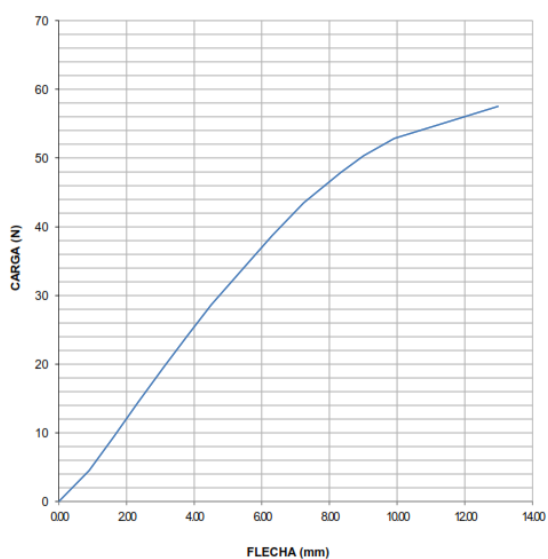
Tabla 3.28. Ficha técnica del caso # 12 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C12/0.-45/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,35
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	5754,00	122,02	5860,00	12,99	BSM
2	3844,00	81,40	4310,00	13,97	BSM
3	6607,00	145,94	6880,00	15,79	BSM
Promedio	5401,67	116,45	5683,33	14,25	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					



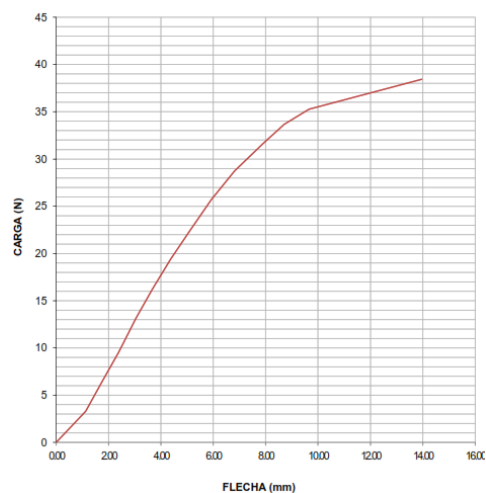
GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

MUESTRA N°:34
DESIGNACION:K-C12/0.-45/120-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



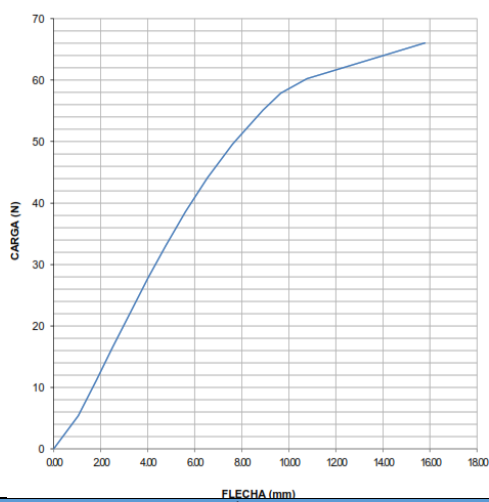
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:35
DESIGNACION:K-C12/0.-45/120-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:36
DESIGNACION:K-C12/0.-45/120-F3
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	5401,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	116,45	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	14,25	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	5683,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

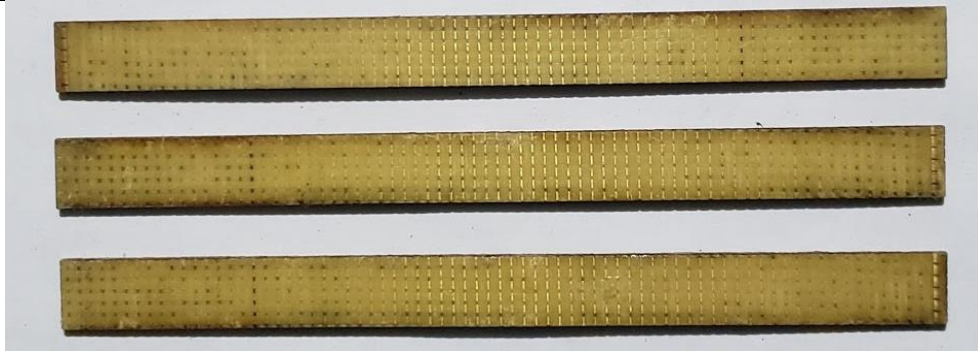
Fuente: Autor

Tabla 3.29. Ficha técnica del caso # 13 del material compuesto sometido a flexión

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C13/-45.0/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	-45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,38
RESULTADOS					

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	4271,00	60,99	7210,00	5,09	BSM
2	3139,00	36,05	5350,00	5,96	BSM
3	3419,00	46,02	4090,00	5,71	BSM
Promedio	3609,67	47,69	5550,00	5,59	

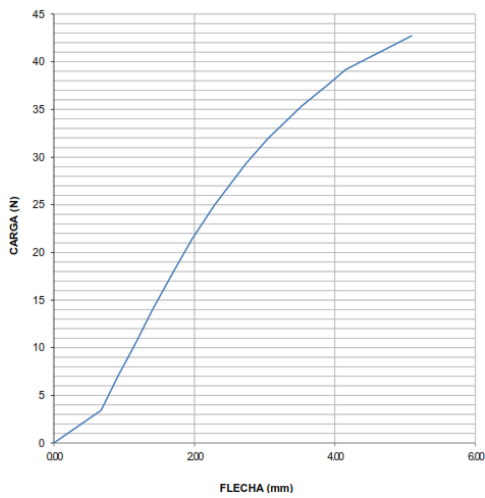
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

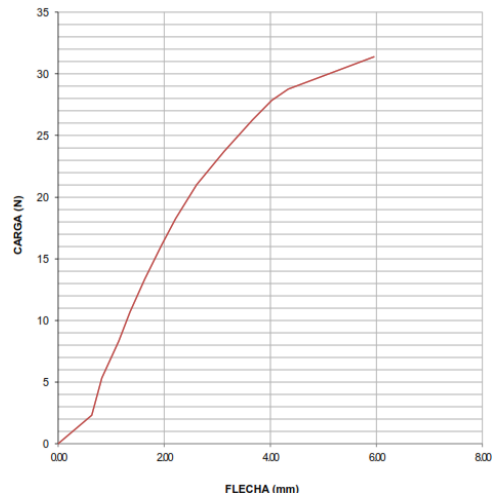
ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

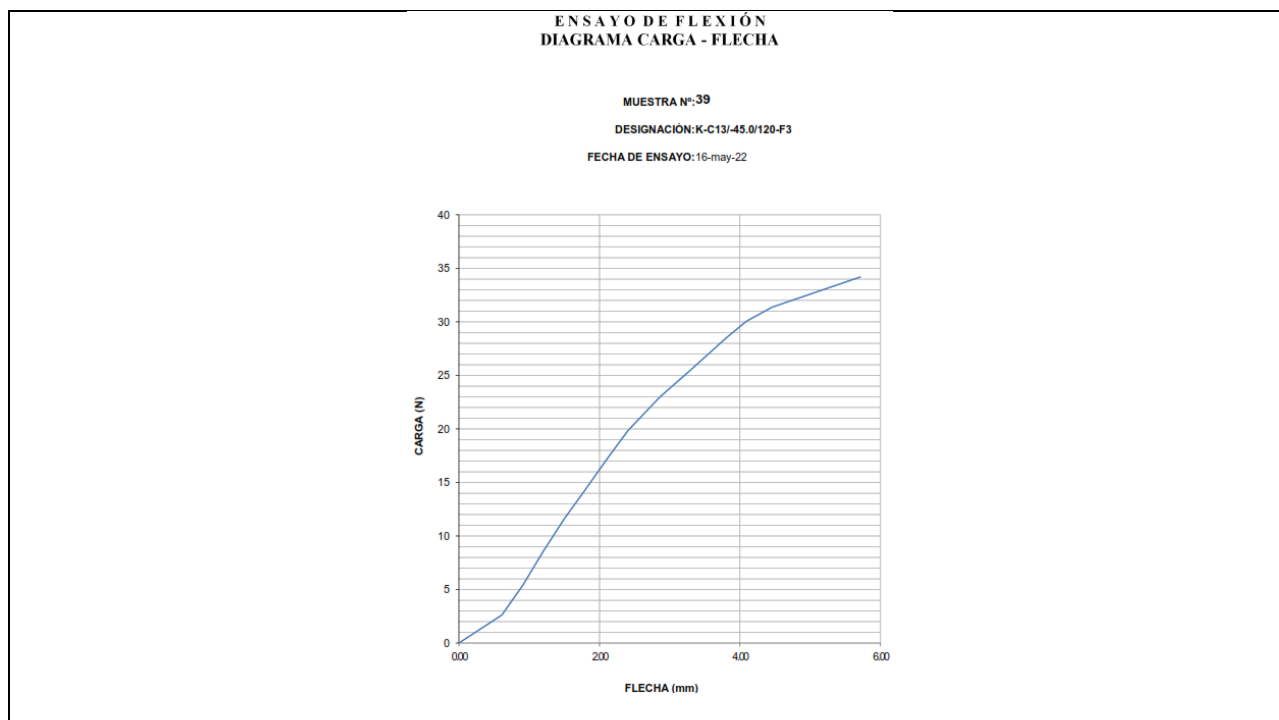
MUESTRA N°:37
DESIGNACIÓN:K-C13/45.0/120-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA

MUESTRA N°:38
DESIGNACIÓN:K-C13/45.0/120-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22







OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	3609,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	47,69	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	5,59	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	5550,00	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.30. Ficha técnica del caso # 14 del material compuesto sometido a flexión

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
FLEXIÓN ASTM D7264			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba

Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador		
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B		
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C14/45.0/120-F

PARÁMETROS DE ENSAYO

Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,55

RESULTADOS

N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	6284,00	95,65	8680,00	8,33	BSM
2	3265,00	52,70	6610,00	4,92	BSM
3	7265,00	109,98	8120,00	9,23	BSM
Promedio	5604,67	86,11	7803,33	7,49	

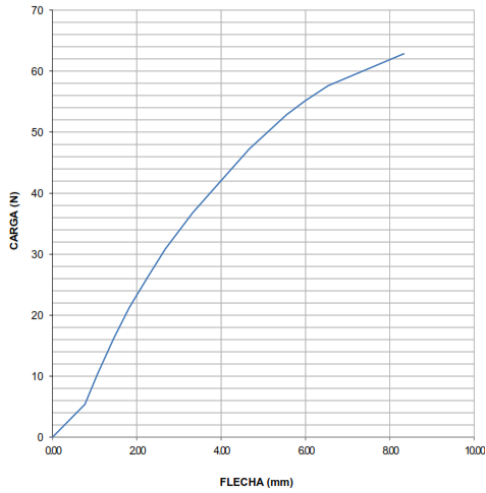
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

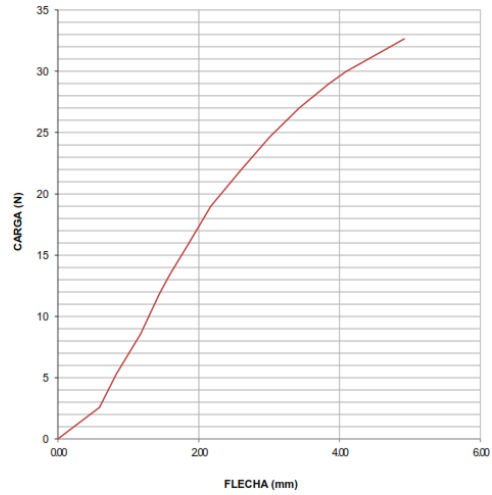
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:40
 DESIGNACIÓN:K-C14/45.0/120-F1
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



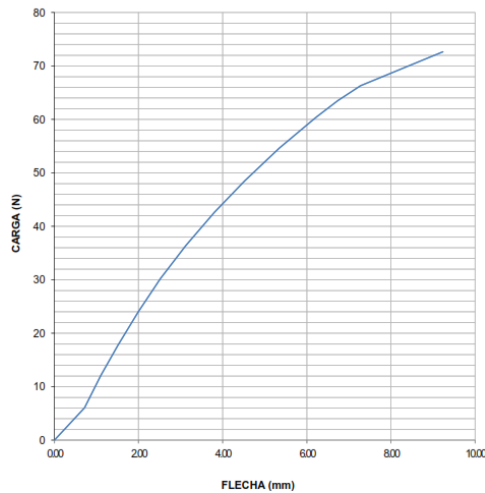
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:41
 DESIGNACIÓN:K-C14/45.0/120-F2
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:42
 DESIGNACIÓN:K-C14/45.0/120-F3
 FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	5604,67	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	86,11	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Flecha máxima (mm)	7,49	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	7803,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

Tabla 3.31. Ficha técnica del caso # 15 del material compuesto sometido a flexión

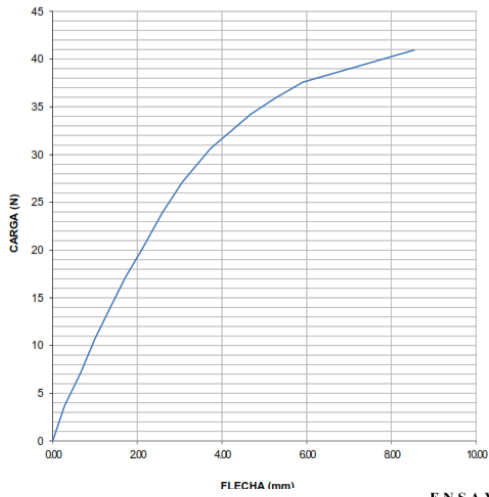
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
FLEXIÓN ASTM D7264					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/5/2022	Ciudad	Riobamba		
Lugar:	LenMav-Laboratorio Ensayo de Materiales. Riobamba-Ecuador				
Equipo:	Máquina Universal de Ensayos WAW600B				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C15/0.45/120-F		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D7264-21	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	160*13*e	Peso de la Matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.4	Velocidad de Ensayo:	2mm/min	Espesor promedio	2,33
RESULTADOS					
N° de probeta	Carga Máxima (N)	Esfuerzo de fluencia (Mpa)	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Flecha máxima (mm)	Tipo de falla
1	4094,00	48,61	3290,00	8,54	BSM
2	4878,00	67,62	4730,00	9,07	BSM
3	3973,00	60,95	4080,00	8,75	BSM
Promedio	4315,00	59,06	4033,33	8,79	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					



GRÁFICAS DE ESFUERZO DEFORMACIÓN.

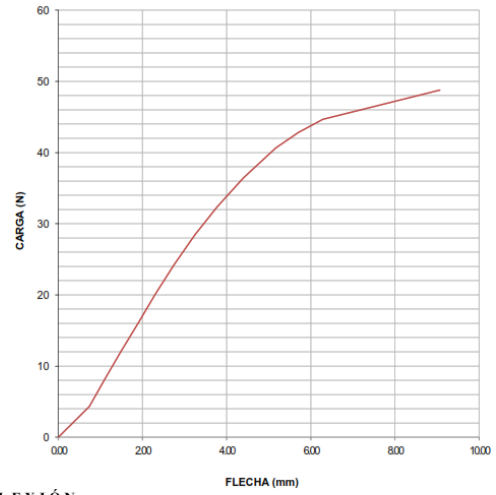
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:43
DESIGNACION:K-C15/0.45/120-F1
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



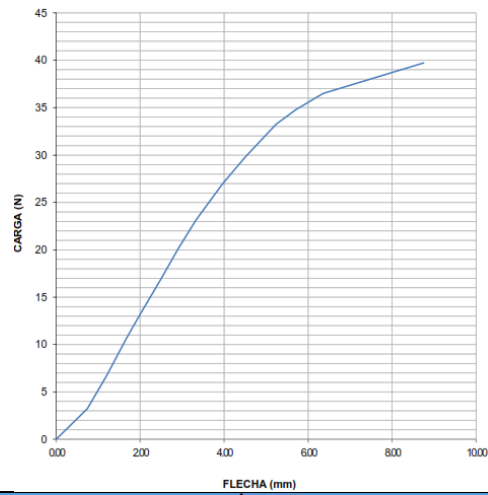
**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:44
DESIGNACION:K-C15/0.45/120-F2
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



**ENSAYO DE FLEXIÓN
DIAGRAMA CARGA - FLECHA**

MUESTRA N°:45
DESIGNACION:K-C15/0.45/120-F3
FECHA DE ENSAYO:16-may-22



OBSERVACIÓN DE ENSAYO

- En las 3 probetas se puede observar un mismo tipo de falla BSM el cual es ocasionado por el pandeo que se da en el punto medio de la probeta entre los soportes

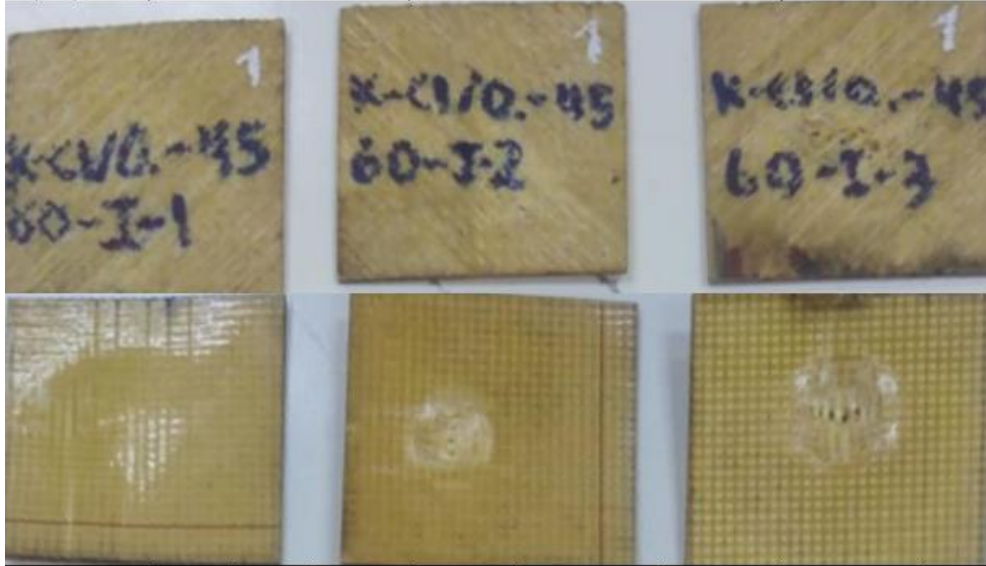
VALORES PROMEDIO		APROBADO Y VALIDADO	
Carga Máxima	4315,00	Elaborado por:	Sr: Jonathan Moreno
Esfuerzo máximo de flexión (MPa)	59,06	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Flecha máxima (mm)	8,79	Aprobado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg
Módulo de Elasticidad (Mpa)	4033,33	Validado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg

Fuente: Autor

3.1.3 Fichas de recolección de datos de probetas de impacto ensayadas



Tabla 3.32. Ficha técnica del caso # 1 del material compuesto sometido a impacto.

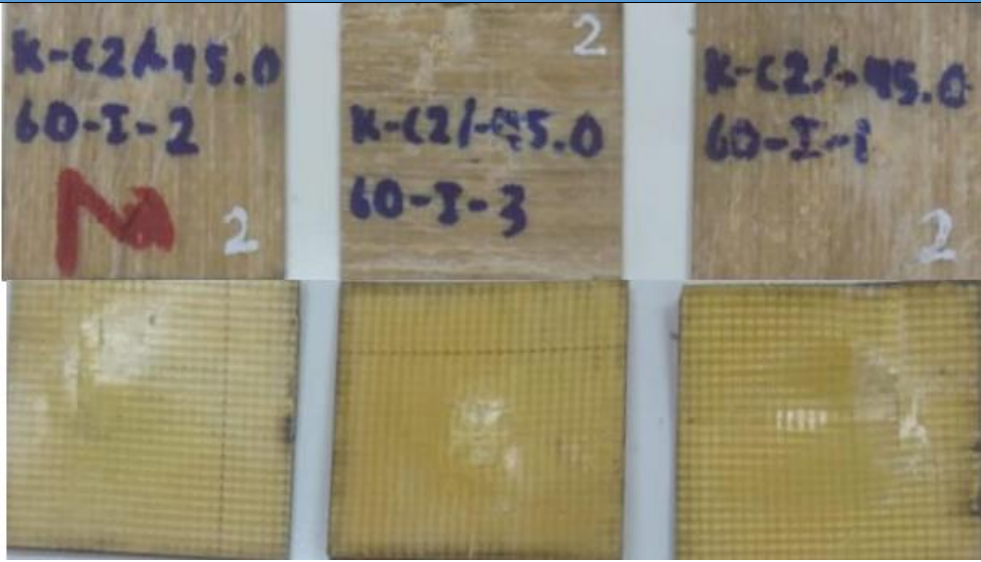
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C1/0.-45/60-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.6	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.55

RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	800,00	0,29	0,26	4,32	No falla
2	800,00	0,29	0,35	5,02	No falla
3	800,00	0,29	0,44	5,70	Falla
Promedio	800,00	0,29	0,35	5,01	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C1/0.-45/60-I tienen una energía de fallo de 5,704711 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor



Tabla 3.33. Ficha técnica del caso # 2 del material compuesto sometido a impacto.

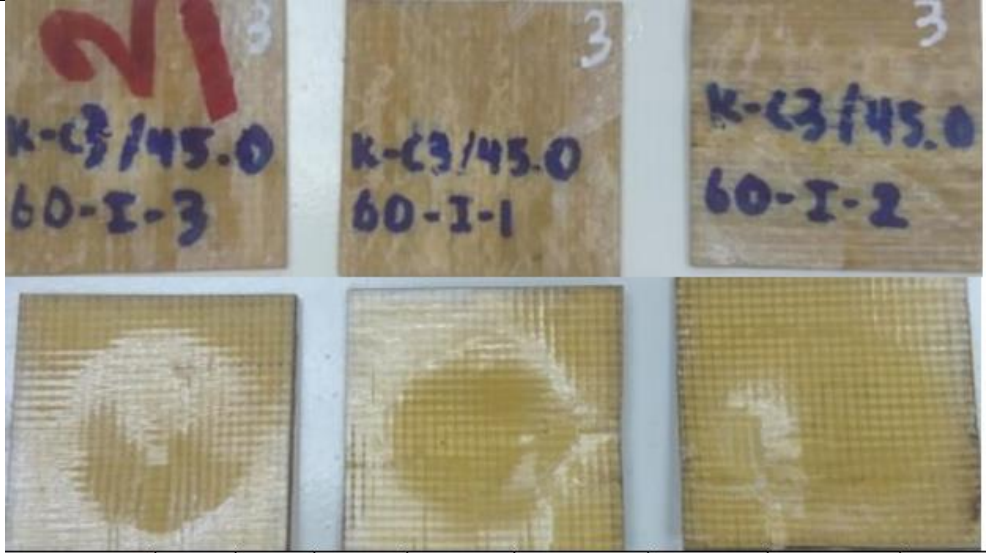
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				

Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C2/-45.0/60-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	-45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.18
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	450,00	0,29	0,44	2,21	No falla
2	650,00	0,29	0,44	4,64	No falla
3	780,00	0,29	0,44	5,56	Falla
Promedio	626,67	0,29	0,44	4,14	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C2/-45.0/60-I tienen una energía de fallo de 5,562093 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor



Tabla 3.34. Ficha técnica del caso # 3 del material compuesto sometido a impacto.

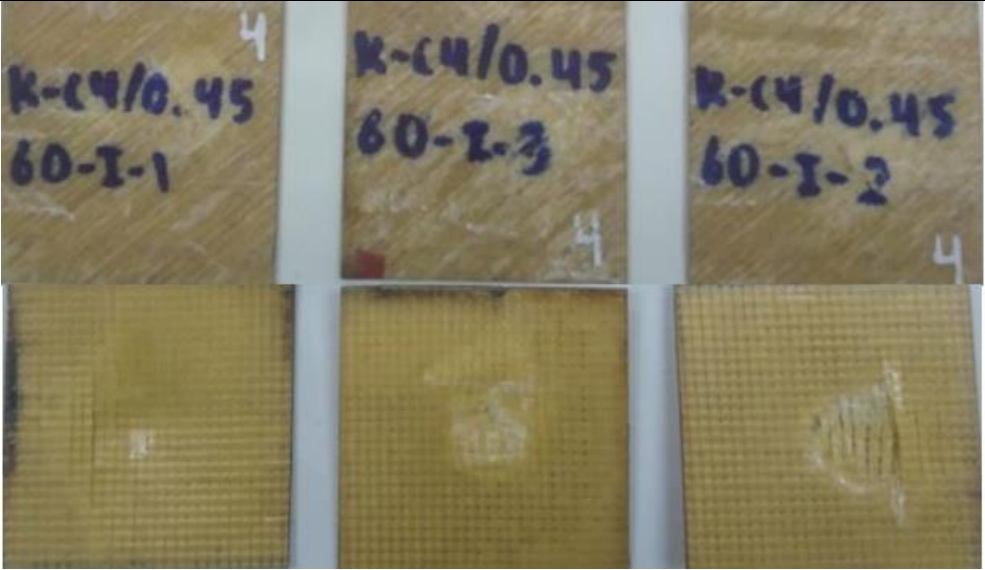
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C3/45.0/60-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	53
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60
Orientación de fibra:	45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	67.4	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.05
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	650,00	0,29	0,44	4,64	No falla
2	750,00	0,29	0,44	5,34	Falla
3	850,00	0,29	0,44	6,06	Falla
Promedio	750,00	0,29	0,44	5,35	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					

	
OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> As probetas K-C3/45.0/60-I tienen una energía de fallo de 5,348167 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor



Tabla 3.35. Ficha técnica del caso # 4 del material compuesto sometido a impacto.

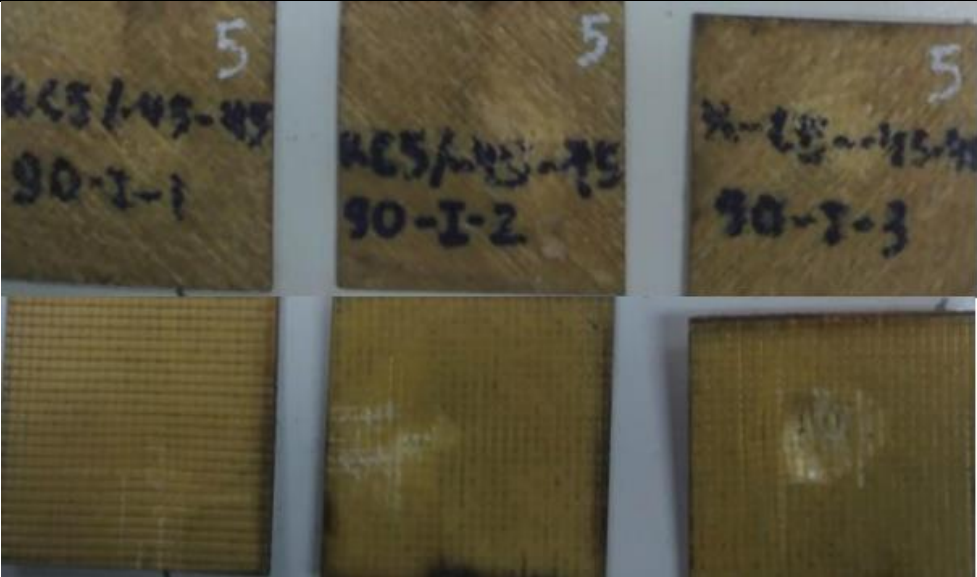
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C4/0.45/60-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	56
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	60

Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	71.6	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.27
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	450,00	0,29	0,53	3,60	No falla
2	650,00	0,29	0,53	5,20	Falla
3	830,00	0,29	0,53	6,64	Falla
Promedio	643,33	0,29	0,53	5,15	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C4/0.45/60-I tienen una energía de fallo de 5,198123 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor

Tabla 3.36. Ficha técnica del caso # 5 del material compuesto sometido a impacto.



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA	
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS		
IMPACTO ASTM D52628-10		
DATOS INFORMATIVOS		

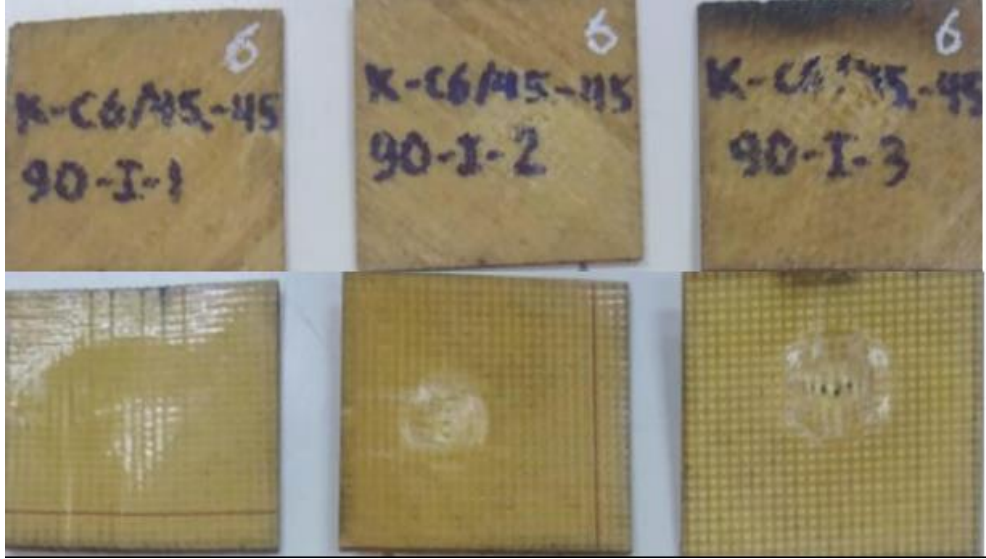
Fecha de ejecución.	7/7/2022		Ciudad	Ambato	
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C5/-45.-45/90-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	53
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	-45°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	67.2	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.12
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	450,00	0,29	0,62	3,99	No falla
2	650,00	0,29	0,62	5,76	No falla
3	780,00	0,29	0,62	6,91	Falla
Promedio	626,67	0,29	0,62	5,55	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					

<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C5/-45.-45/90-I tienen una energía de fallo de 6,912636 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor

Tabla 3.37. Ficha técnica del caso # 6 del material compuesto sometido a impacto.

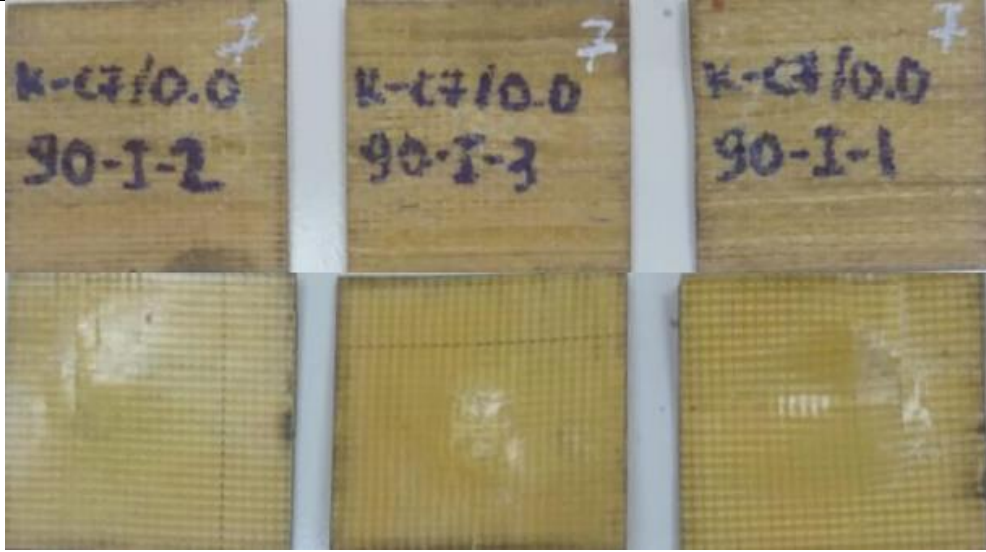
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C6/45.-45/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	45°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68.6	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.00
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	500,00	0,29	0,62	4,43	No falla
2	600,00	0,29	0,62	5,31	No falla
3	750,00	0,29	0,62	6,65	Falla
Promedio	616,67	0,29	0,62	5,46	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					

	
OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C6/45.-45/90-I tienen una energía de fallo de 6,646766 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor


Tabla 3.38. Ficha técnica del caso # 7 del material compuesto sometido a impacto.

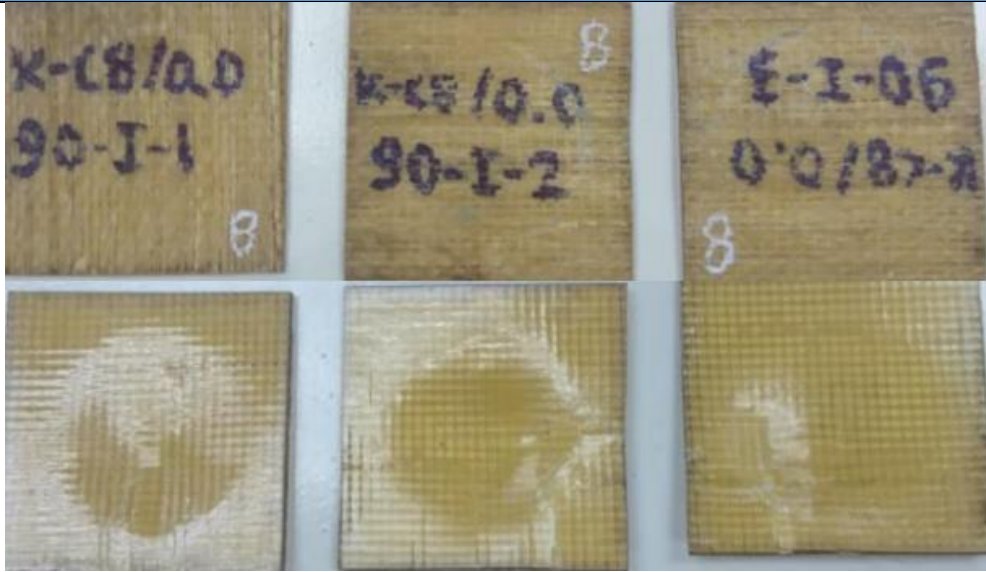
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C7/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH

Peso de fibra (gr)	68	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.03
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	400,00	0,29	0,62	3,54	No falla
2	600,00	0,29	0,62	5,31	No falla
3	800,00	0,29	0,62	7,09	Falla
Promedio	600,00	0,29	0,62	5,31	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C7/0.0/90-I tienen una energía de fallo de 7,089883 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor



Tabla 3.39. Ficha técnica del caso # 8 del material compuesto sometido a impacto


	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA		
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS			
IMPACTO ASTM D52628-10			
DATOS INFORMATIVOS			
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador		

Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C8/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.4	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.23
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	700,00	0,29	0,70	6,81	No falla
2	800,00	0,29	0,70	7,78	Falla
3	950,00	0,29	0,70	9,24	Falla
Promedio	816,67	0,29	0,70	7,94	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C8/0.0/90-I tienen una energía de fallo de 7,778153 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor



Tabla 3.40. Ficha técnica del caso # 9 del material compuesto sometido a impacto.

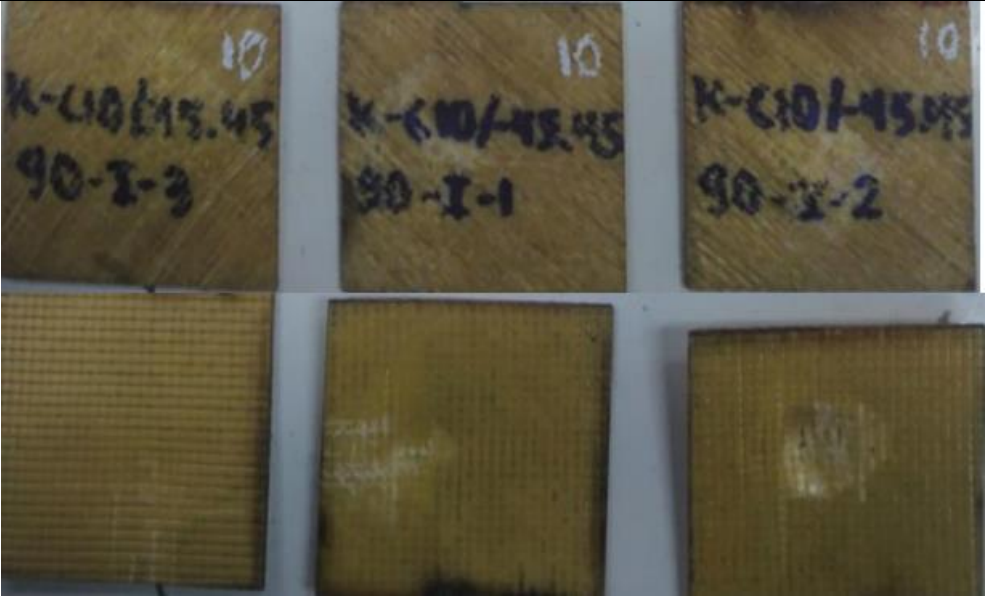
 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C9/0.0/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	0°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.35
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	800,00	0,29	0,70	7,77	No falla
2	900,00	0,29	0,70	8,75	Falla
3	1000,00	0,29	0,70	9,72	Falla
Promedio	900,00	0,29	0,70	8,75	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					

	
OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C9/0.0/90-I tienen una energía de fallo de 8,750422 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor



Tabla 3.41. Ficha técnica del caso # 10 del material compuesto sometido a impacto.

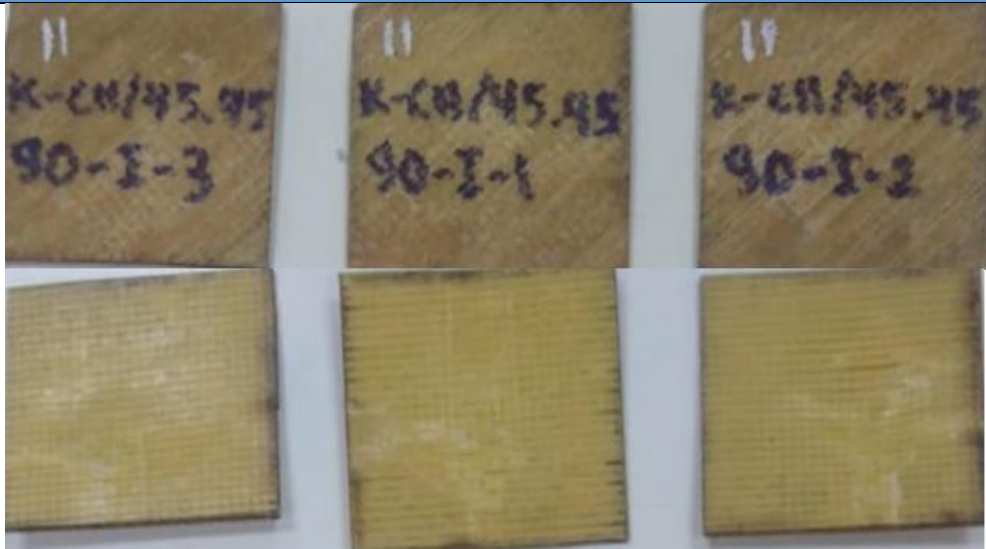
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA			
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C10/-45.45/90-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90

Orientación de fibra:	-45°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.30
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	650,00	0,29	0,70	6,32	No falla
2	750,00	0,29	0,70	7,29	No falla
3	850,00	0,29	0,70	8,26	Falla
Promedio	750,00	0,29	0,70	7,29	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C10/-45.45/90-I tienen una energía de fallo de 8,264287 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor

Tabla 3.42. Ficha técnica del caso # 11 del material compuesto sometido a impacto.



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA	
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS		
IMPACTO ASTM D52628-10		
DATOS INFORMATIVOS		

Fecha de ejecución.	7/7/2022		Ciudad	Ambato	
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C11/45.45/90-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	90
Orientación de fibra:	45°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.6	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.21
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	600,00	0,29	0,70	5,83	No falla
2	720,00	0,29	0,70	7,00	No falla
3	820,00	0,29	0,70	7,97	Falla
Promedio	713,33	0,29	0,70	6,93	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C11/45.45/90-I tienen una energía de fallo de 7,972607 J. 					

ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor

Tabla 3.43. Ficha técnica del caso # 12 del material compuesto sometido a impacto

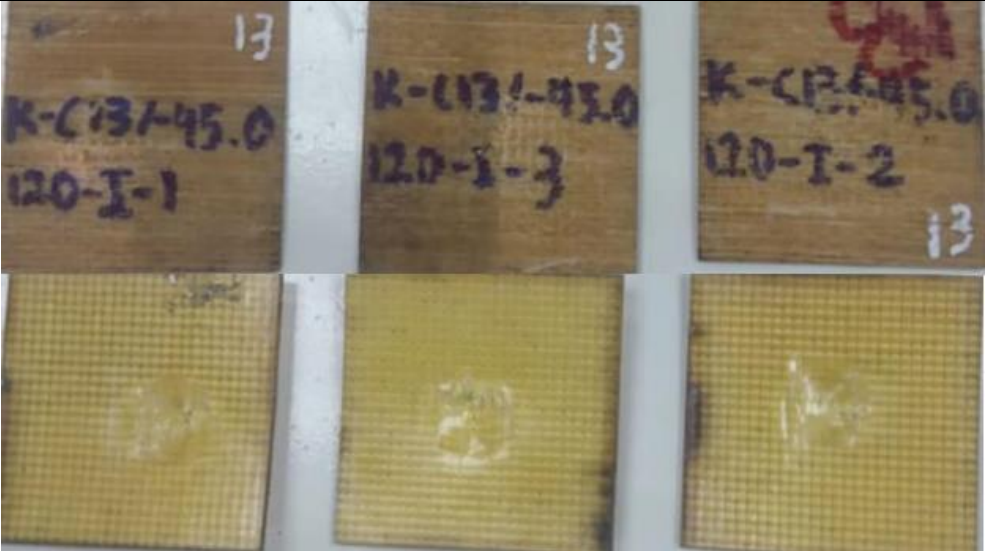
		UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS							
IMPACTO ASTM D52628-10							
DATOS INFORMATIVOS							
Fecha de ejecución.	7/7/2022		Ciudad	Ambato			
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador						
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto						
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg			
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C12/0.-45/120-I			
PARÁMETROS DE ENSAYO							
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3		
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	57		
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120		
Orientación de fibra:	0°, -45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH		
Peso de fibra (gr)	73	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	1.98		
RESULTADOS							
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla		
1	700,00	0,29	0,70	6,81	No falla		
2	800,00	0,29	0,70	7,78	No falla		
3	950,00	0,29	0,70	9,24	Falla		
Promedio	816,67	0,29	0,70	7,94			
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO							

OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C12/0.-45/120-I tienen una energía de fallo de 9,236556 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor



Tabla 3.44. Ficha técnica del caso # 13 del material compuesto sometido a impacto.

<div style="text-align: center;"> UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA </div>					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C13/-45.0/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	54
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120

Orientación de fibra:	-45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	68.4	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.35
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	600,00	0,29	0,70	5,83	No falla
2	700,00	0,29	0,70	6,81	No falla
3	810,00	0,29	0,70	7,88	Falla
Promedio	703,33	0,29	0,70	6,84	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					
					
OBSERVACIÓN DE ENSAYO					
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C13/-45.0/120-I tienen una energía de fallo de 7,875380 J. 					
ELABORADO POR:			APROBADO Y VALIDADO POR:		
Sr. Jonathan Moreno			Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.		

Fuente: Autor

Tabla 3.45. Ficha técnica del caso # 14 del material compuesto sometido a impacto.



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA	
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS		
IMPACTO ASTM D52628-10		
DATOS INFORMATIVOS		

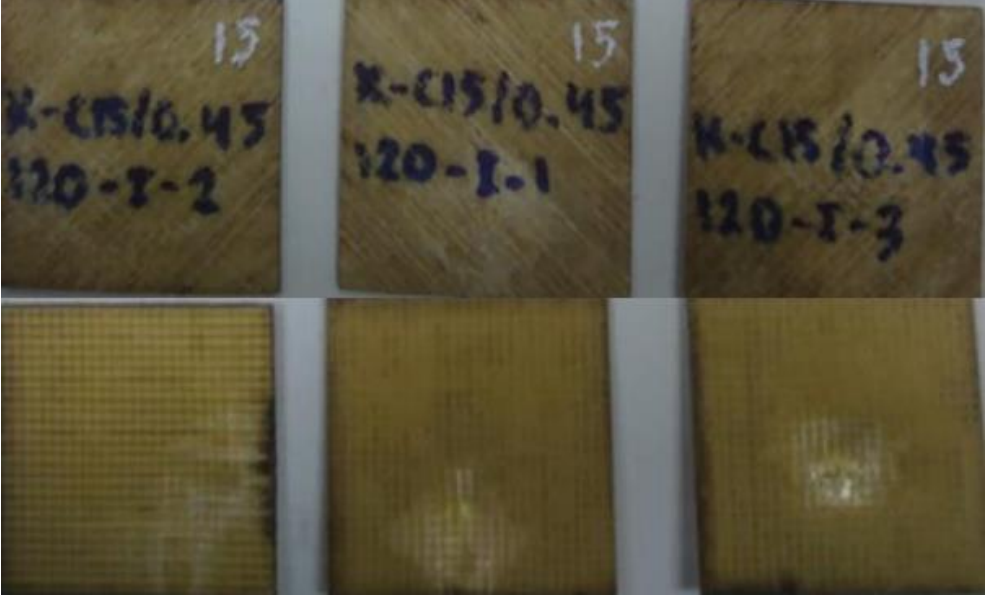
Fecha de ejecución.	7/7/2022		Ciudad	Ambato	
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R		Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg	
Tipo de Estudio	Experimental		Codificación:	K-C14/45.0/120-I	
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	57
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	45°, 0°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	73	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.38
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	650,00	0,29	0,70	6,32	No falla
2	780,00	0,29	0,70	7,58	Falla
3	830,00	0,29	0,70	8,06	Falla
Promedio	753,33	0,29	0,70	7,32	
FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO					

OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C14/45.0/120-I tienen una energía de fallo de 7,583699 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor

Tabla 3.46. Ficha técnica del caso # 15 del material compuesto sometido a impacto

 UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA INGENIERÍA MECÁNICA 					
FICHA DE RECOLECCIÓN Y TABULACIÓN DE DATOS					
IMPACTO ASTM D52628-10					
DATOS INFORMATIVOS					
Fecha de ejecución.	7/7/2022	Ciudad	Ambato		
Lugar:	Centro de Transferencia y Tecnología (UTA). Ambato-Ecuador				
Equipo:	Máquina tipo caída de masas de Impacto				
Elaborado por:	Jonathan P Moreno R	Revisado por:	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg		
Tipo de Estudio	Experimental	Codificación:	K-C15/0.45/120-I		
PARÁMETROS DE ENSAYO					
Matriz	Resina Epoxi	Norma:	ASTM D5628-10	Probetas ensayadas	3
Marca	Aeropoxi PR2032	Dimensiones (mm)	58*58*e	Peso de la matriz:	55
Refuerzo	Fibra de chambira	Tiempo de curado:	2h al horno	Temperatura de curado:	120
Orientación de fibra:	0°, 45°	Estratificación:	Por Infusión	Orden de capas:	FK+FCH+FCH
Peso de fibra (gr)	69.4	Tipo de medición:	Energía media de Impacto (J)	Espesor promedio	2.54
RESULTADOS					
N° de probeta	Altura media de fallo (mm)	Masa aplicada (Kg)	Incremento de masa (Kg)	Energía media de fallo (J)	Tipo de falla
1	800,00	0,29	0,70	7,78	Falla
2	850,00	0,29	0,70	8,26	Falla
3	900,00	0,29	0,70	8,75	Falla
Promedio	850,00	0,29	0,70	8,26	

FOTOGRAFÍAS DE ENSAYO	
	
OBSERVACIÓN DE ENSAYO	
<ul style="list-style-type: none"> Las probetas K-C15/0.45/120-I tienen una energía de fallo de 7,778153 J. 	
ELABORADO POR:	APROBADO Y VALIDADO POR:
Sr. Jonathan Moreno	Ing. Juan Paredes Salinas, Mg.

Fuente: Autor

3.2 ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS

Como primer paso del proceso de análisis de datos, se dispone en la Tabla 3.47 la tabulación de los resultados en la matriz de diseño.

Tabla 3.47. Resultados de los ensayos a tracción, flexión e impacto

Casos	Propiedades a tracción			Propiedades a flexión			Impacto
	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Elong. [%]	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Deflex. [mm]	Energía a fallo [J]
Caso 1	92,00	4390,00	1,00	55,03	3780,00	13,74	5,7047
	111,00	1520,00	1,50	45,16	2630,00	13,64	
	91,00	3360,00	1,00	49,14	2710,00	11,35	
Caso 2	145,00	3250,00	2,00	131,20	6620,00	15,62	5,562
	137,00	6880,00	3,50	145,94	6960,00	13,50	

Casos	Propiedades a tracción			Propiedades a flexión			Impacto
	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Elong. [%]	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Deflex. [mm]	Energía a fallo [J]
	133,00	1990,00	6,00	130,92	6650,00	15,97	
Caso 3	129,00	4410,00	1,00	108,58	5180,00	14,00	5,3481
	127,00	2330,00	1,00	114,02	8050,00	11,89	
	144,00	3460,00	0,50	59,59	4690,00	7,05	
Caso 4	94,00	6640,00	2,00	63,97	3350,00	13,36	5,1981
	154,00	5480,00	2,00	64,19	3430,00	12,43	
	132,00	2510,00	3,50	88,64	4170,00	13,91	
Caso 5	130,00	1240,00	2,50	50,95	2410,00	14,04	6,9126
	128,00	3990,00	2,00	50,84	2830,00	13,70	
	109,00	8200,00	2,50	51,65	2450,00	12,57	
Caso 6	138,00	1180,00	1,50	39,06	3750,00	9,10	6,6467
	142,00	1320,00	6,00	57,59	3700,00	12,07	
	108,00	6300,00	2,50	38,17	2360,00	10,31	
Caso 7	151,00	2610,00	1,00	51,61	1070,00	5,55	7,0898
	139,00	2090,00	2,00	53,31	7240,00	5,95	
	155,00	2400,00	2,00	53,12	1060,00	6,31	
Caso 8	96,00	7780,00	1,00	60,43	5340,00	5,84	7,7781
	152,00	1700,00	2,00	53,02	1620,00	5,34	
	154,00	3010,00	6,00	57,23	7720,00	5,55	
Caso 9	154,00	2290,00	3,50	49,54	4750,00	6,12	8,7504
	145,00	1560,00	4,50	48,88	8720,00	5,71	
	120,00	3530,00	2,00	120,01	8030,00	11,99	
Caso 10	107,00	1080,00	2,00	68,05	3900,00	10,23	8,2642
	95,00	1000,00	3,00	41,22	3560,00	10,26	
	118,00	2210,00	5,00	35,42	4760,00	9,43	
Caso 11	102,00	4710,00	4,00	62,23	3540,00	11,26	7,9726
	86,00	5820,00	3,50	28,52	2750,00	11,00	

Casos	Propiedades a tracción			Propiedades a flexión			Impacto
	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Elong. [%]	Esf. Máx. [MPa]	Mód. Elast. [MPa]	Deflex. [mm]	Energía a fallo [J]
	108,00	1560,00	3,50	54,15	1070,00	11,15	
Caso 12	120,00	9080,00	2,50	122,02	5860,00	12,99	9,2365
	127,00	9640,00	2,00	81,40	4310,00	13,97	
	158,00	3370,00	3,00	145,94	6880,00	15,79	
Caso 13	106,00	4290,00	1,50	60,99	7210,00	5,09	7,8753
	121,00	2680,00	4,50	36,05	5350,00	5,96	
	117,00	4730,00	2,00	46,02	4090,00	5,71	
Caso 14	117,00	5690,00	1,50	95,65	8680,00	8,33	7,5836
	127,00	4690,00	1,00	52,70	6610,00	4,92	
	121,00	1820,00	2,00	109,98	8120,00	9,23	
Caso 15	126,00	1330,00	1,50	48,61	3290,00	8,54	7,7781
	121,00	1090,00	3,50	67,62	4730,00	9,07	
	135,00	1060,00	1,50	60,95	4080,00	8,75	

Fuente: Autor

3.2.1 Análisis del Esfuerzo Máximo a Tracción

Tomando los datos del Esfuerzo máximo a tracción, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.1.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.1, en la que, con la ayuda del software estadístico se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,508, el cual al ser

mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos del Esfuerzo máximo a tracción.

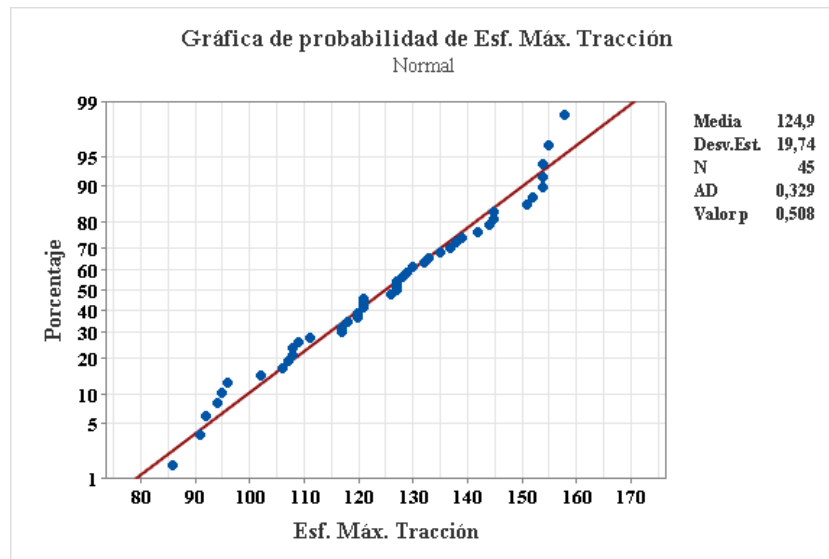


Figura 3.1. Gráfica de probabilidad normal del Esfuerzo máximo a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con esta se obtiene un Valor p de 0,935, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos del Esfuerzo máximo a tracción.

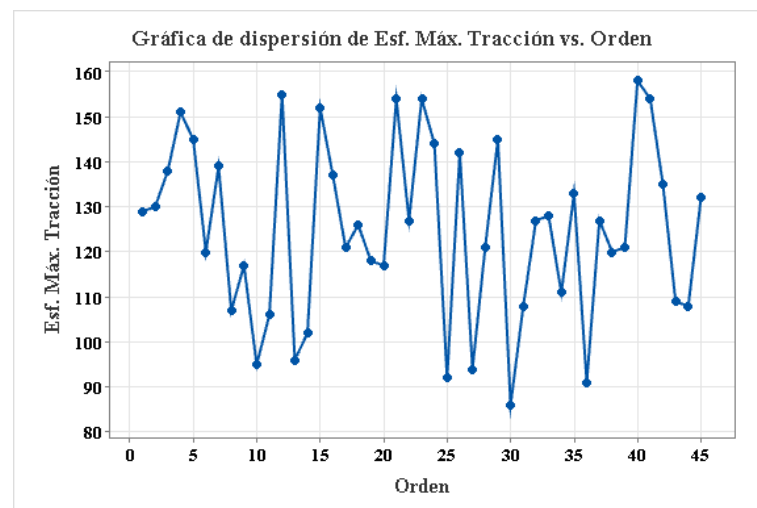


Figura 3.2. Gráfica del Esfuerzo máximo a tracción versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica del Esfuerzo máximo a tracción respecto al orden en el que se

realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.2. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.1.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), del Esfuerzo máximo a tracción, con el que se obtiene la Tabla 3.48, que se presenta a continuación.

Tabla 3.48. Análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a tracción

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	8982,1	748,51	2,94	0,007
Orient.C1	1	3,0	3,00	0,01	0,914
Orient.C2	1	330,8	330,75	1,30	0,263
Temp.	1	1064,1	1064,08	4,17	0,049
Orient.C1*Orient.C1	1	1240,7	1240,69	4,87	0,035
Orient.C2*Orient.C2	1	2776,9	2776,92	10,89	0,002
Temp.*Temp.	1	105,3	105,31	0,41	0,525
Orient.C1*Orient.C2	1	168,7	168,75	0,66	0,422
Orient.C1*Temp.	1	108,0	108,00	0,42	0,520
Orient.C2*Temp.	1	990,1	990,08	3,88	0,057
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	1700,2	1700,17	6,67	0,015
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	1998,4	1998,38	7,84	0,009
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	3,4	3,37	0,01	0,909
Error	32	8156,7	254,90		
Total	44	17138,8			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a tracción, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,007. Además, se estimó que el modelo explica el 52,41% de la variabilidad del Esfuerzo máximo a tracción, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.3.

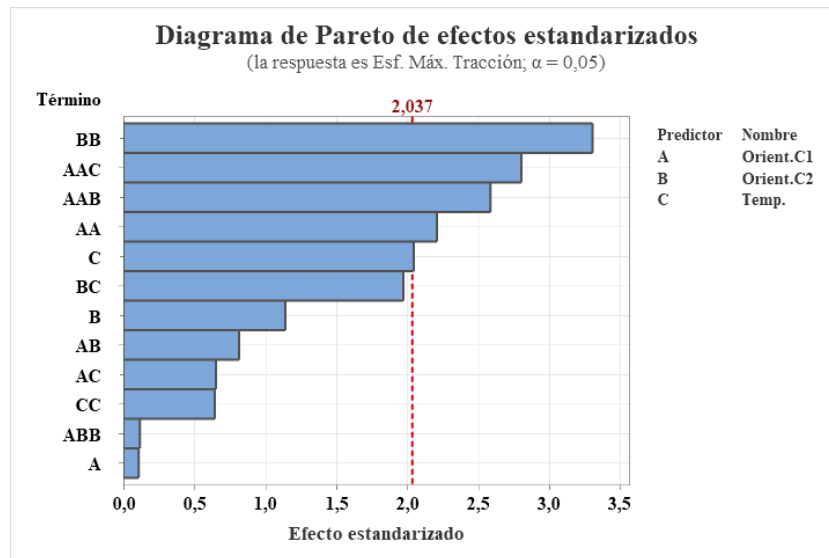


Figura 3.3. Diagrama de Pareto de efectos para el Esfuerzo máximo a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por el cuadrado de la Orientación 2, seguido del cuadrado de la Orientación 1 con la Temperatura.

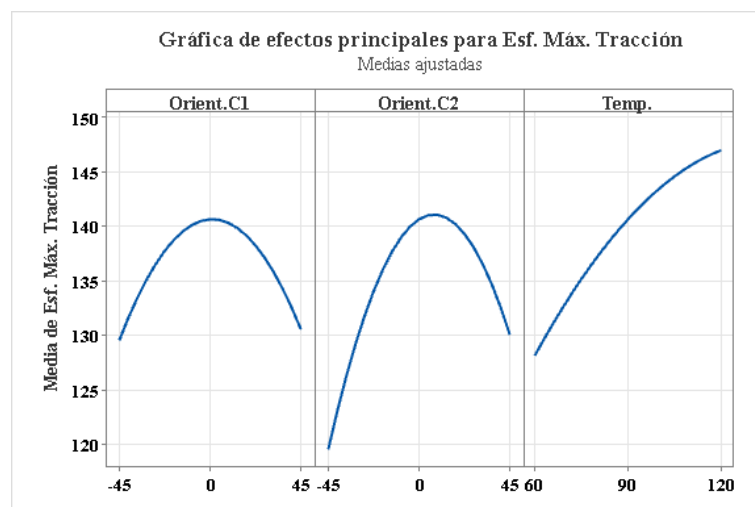


Figura 3.4. Gráfica de efectos principales para el Esfuerzo máximo a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento del Esfuerzo máximo a tracción respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.4, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en los factores Orientación 1 y Orientación 2, también se evidencia lo relevante del efecto de la temperatura sobre el Esfuerzo máximo a tracción, al mostrarse una pendiente pronunciada en la línea asociada a este factor.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 3.5, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura.

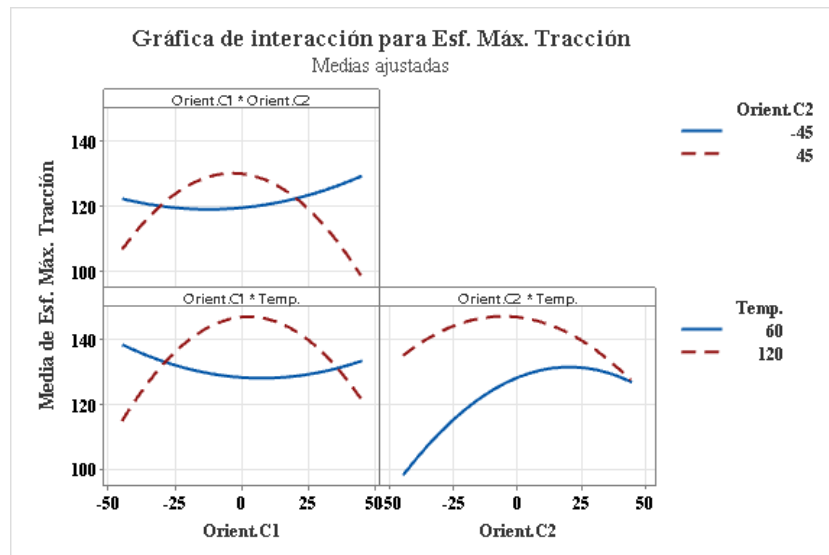


Figura 3.5. Gráfica de interacción para el Esfuerzo máximo a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento del Esfuerzo máximo a tracción en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

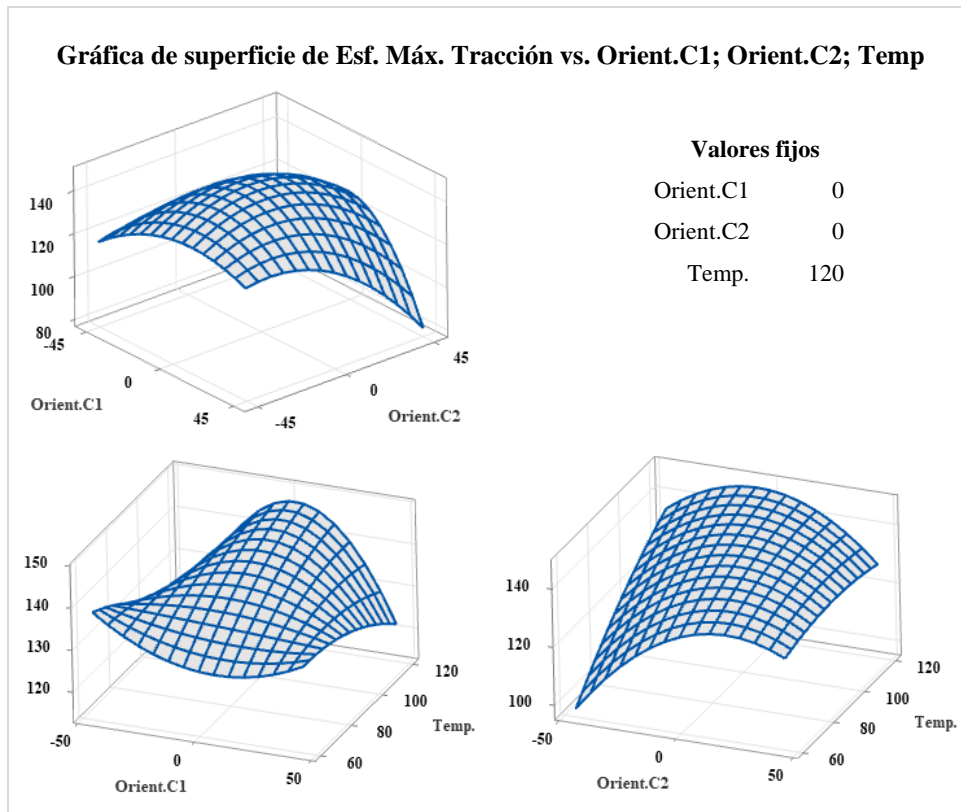


Figura 3.6. Gráfica de superficie del Esfuerzo máximo a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.6, se puede visualizar las superficies de respuesta para el Esfuerzo máximo a tracción, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual el Esfuerzo máximo a tracción tiene valores más altos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capas de alrededor de 0° y a una temperatura relativamente alta, se obtienen valores altos del Esfuerzo máximo a tracción.

3.2.1.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis del Esfuerzo máximo a tracción, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar el Esfuerzo máximo a tracción.

Tabla 3.49. Optimización del Esfuerzo máximo a tracción

Factores	Respuestas Experimentales
----------	---------------------------

Orient.C1	3,18°	Esf. Máx. Tracción	147,379 MPa
Orient.C2	-5,90°		
Temp.	120°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.49, se tiene la combinación adecuada para optimizar el Esfuerzo máximo a tracción, en el que se tienen un valor de 147,379 MPa.

3.2.2 Análisis del Módulo de Elasticidad a Tracción

Tomando los datos del Módulo de elasticidad a tracción, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.2.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.7, en la que, con la ayuda del software estadístico y con una transformación de datos a través de la Transformación de Box-Cox con un parámetros de -0,23, se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,243, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos del Módulo de elasticidad a tracción transformado.

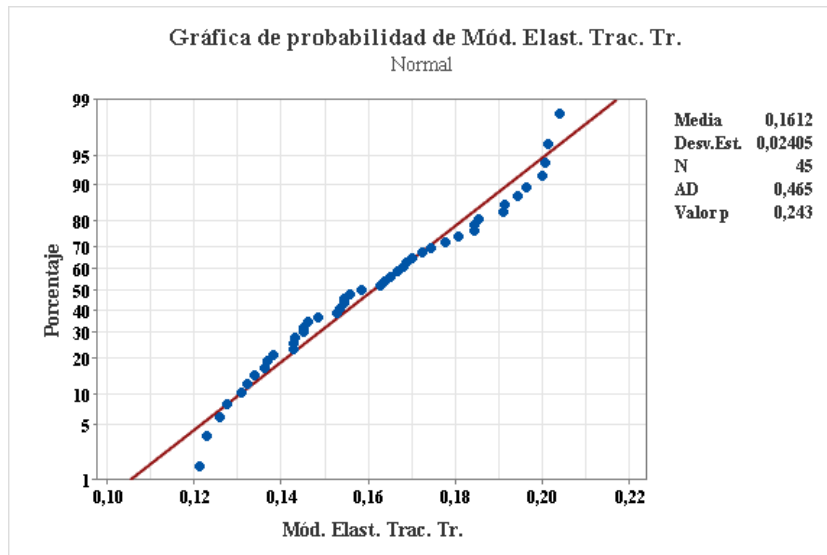


Figura 3.7. Gráfica de probabilidad normal del Módulo de elasticidad a tracción transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con esta se obtiene un Valor p de 0,981, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos del Módulo de elasticidad a tracción transformado.

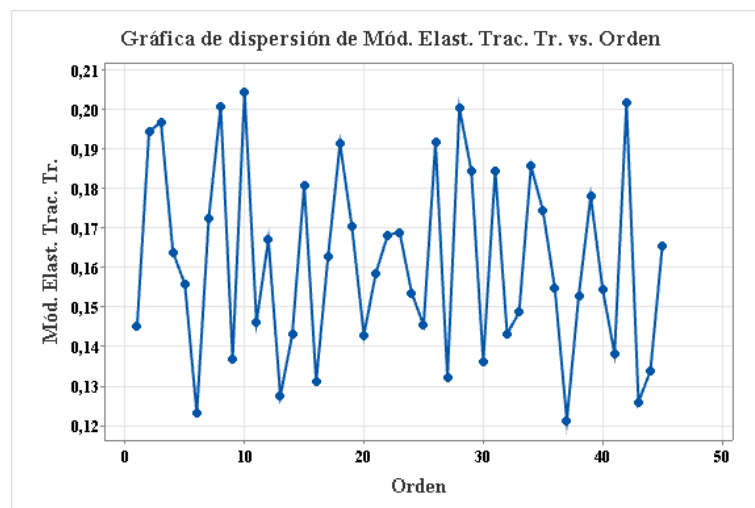


Figura 3.8. Gráfica del Módulo de elasticidad a tracción transformado versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica del Módulo de elasticidad a tracción transformado respecto al

orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.8. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.2.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), del Módulo de elasticidad a tracción transformado, con el que se obtiene la Tabla 3.50, que se presenta a continuación.

Tabla 3.50. Análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a tracción transformado

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	0,011532	0,000961	2,21	0,036
Orient.C1	1	0,000012	0,000012	0,03	0,870
Orient.C2	1	0,001738	0,001738	4,00	0,054
Temp.	1	0,000418	0,000418	0,96	0,334
Orient.C1*Orient.C1	1	0,000003	0,000003	0,01	0,931
Orient.C2*Orient.C2	1	0,000358	0,000358	0,82	0,371
Temp.*Temp.	1	0,001171	0,001171	2,70	0,110
Orient.C1*Orient.C2	1	0,002257	0,002257	5,19	0,029
Orient.C1*Temp.	1	0,000000	0,000000	0,00	0,994
Orient.C2*Temp.	1	0,004965	0,004965	11,42	0,002
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	0,000388	0,000388	0,89	0,352
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	0,000330	0,000330	0,76	0,390
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	0,000206	0,000206	0,47	0,497
Error	32	0,013909	0,000435		
Total	44	0,025441			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a tracción transformado, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,036. Además, se estimó que el modelo explica el

45,33% de la variabilidad del Módulo de elasticidad a tracción, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.9.

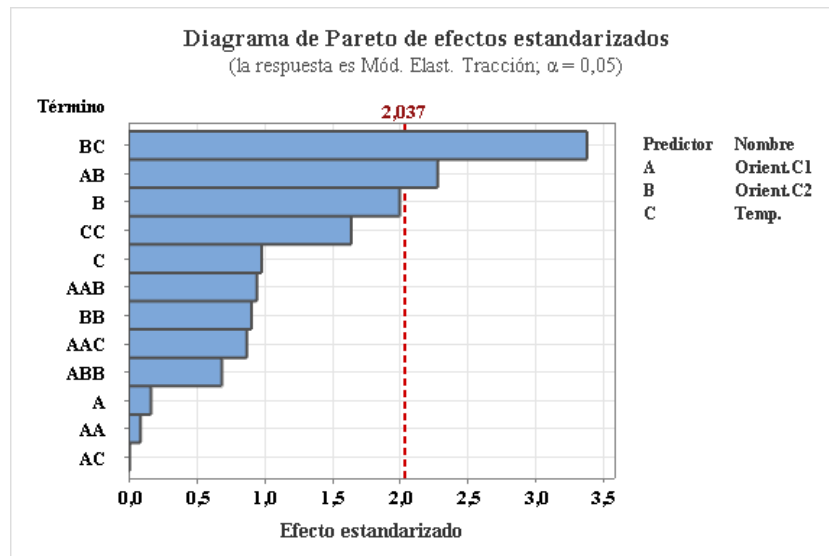


Figura 3.9. Diagrama de Pareto de efectos para el Módulo de elasticidad a tracción transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura y la interacción entre la Orientación 1 y la Orientación 2.

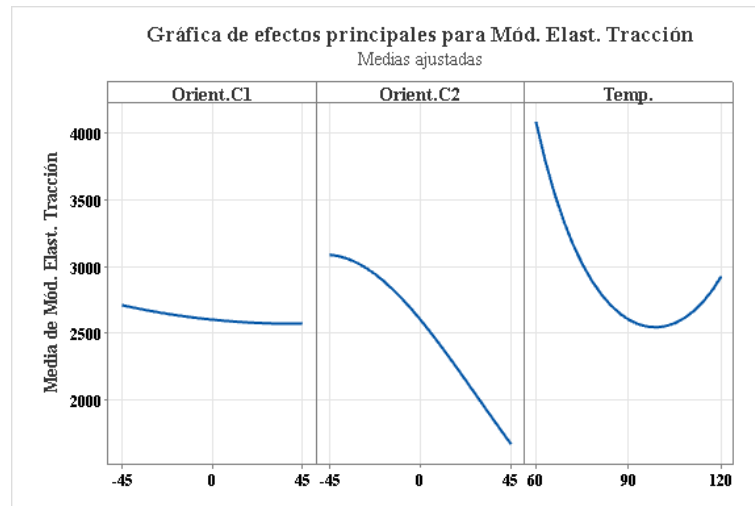


Figura 3.10. Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento del Módulo de elasticidad a tracción respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.10, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en el factor Temperatura, también se evidencia lo relevante del efecto de la Orientación 2 sobre el Módulo de elasticidad a tracción, al mostrarse una pendiente pronunciada en la línea asociada a este factor.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 3.11, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura y de la interacción entre la Orientación 1 y Orientación 2.

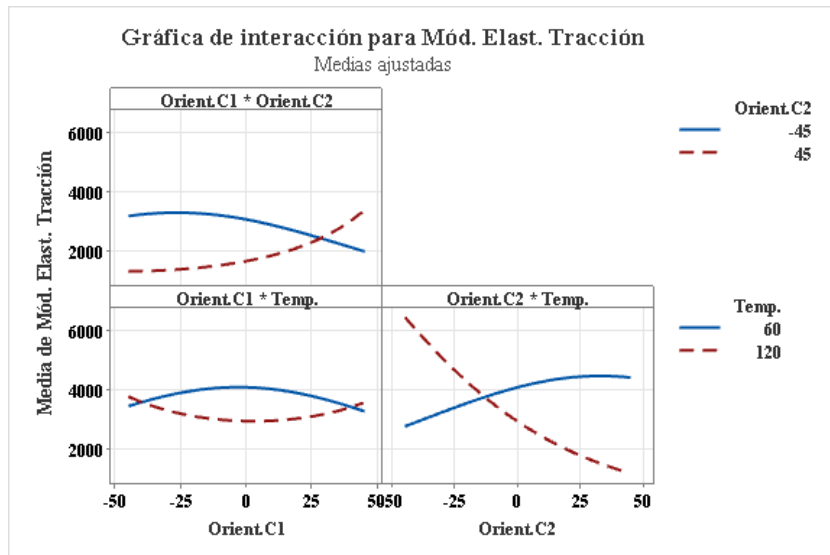


Figura 3.11. Gráfica de interacción para el Módulo de elasticidad a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento del Módulo de elasticidad a tracción en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

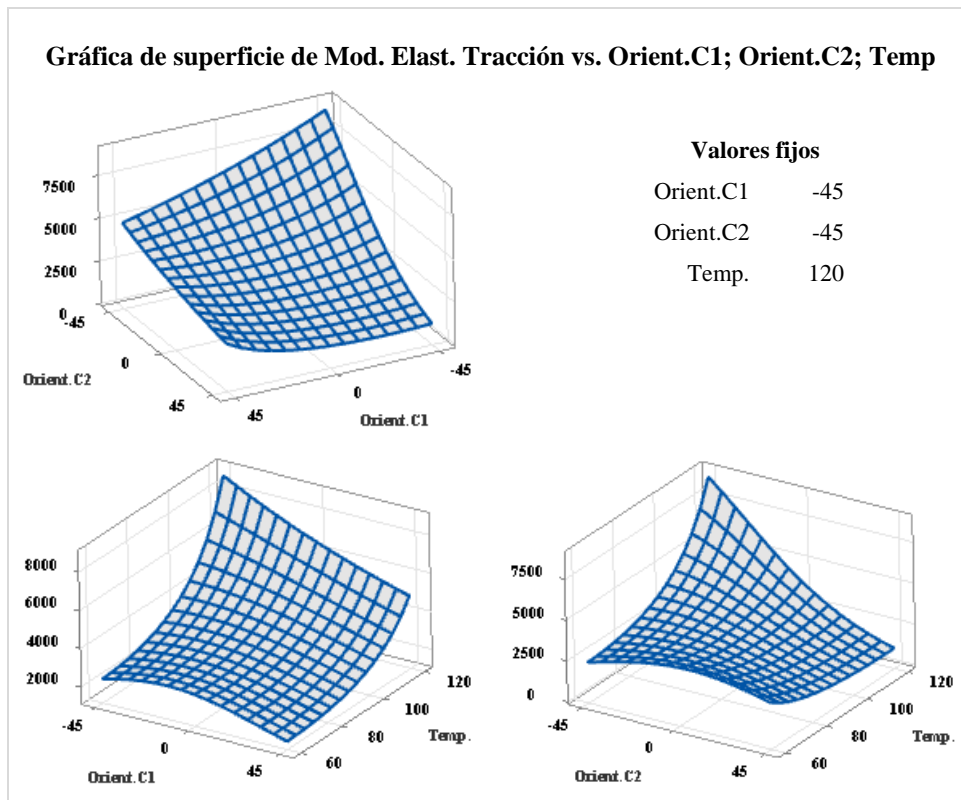


Figura 3.12. Gráfica de superficie del Módulo de elasticidad a tracción

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la figura 3.12, se puede visualizar las superficies de respuesta para el Módulo de elasticidad a tracción, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual el Módulo de elasticidad a tracción tiene valores más altos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capas de alrededor de -45° y a una temperatura relativamente alta, se obtienen valores altos del Módulo de elasticidad a tracción.

3.2.2.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis del Módulo de elasticidad a tracción, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar el Módulo de elasticidad a tracción.

Tabla 3.51. Optimización del Módulo de elasticidad a tracción

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	-45°	Mód. Elast. Tracción	8731,077 MPa
Orient.C2	-45°		
Temp.	120°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.51, se tiene la combinación adecuada para optimizar el Módulo de elasticidad a tracción, en el que se tienen un valor de 8731,077 MPa.

3.2.3 Análisis de la Elongación

Tomando los datos de la Elongación, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.3.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.13, en la que, con la ayuda del software estadístico y con una transformación de datos a través de la Transformación de Box-Cox con un parámetros de 0,0, se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,068, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos de la Elongación transformada.

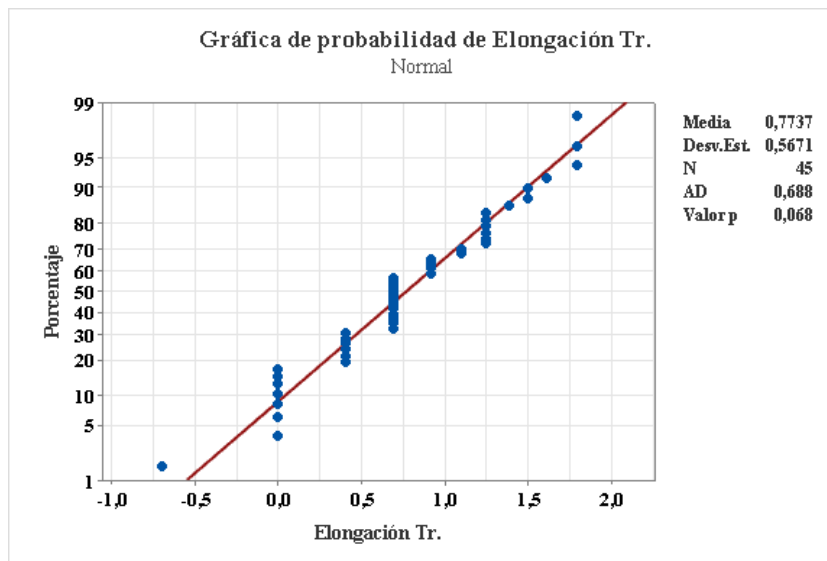


Figura 3.13. Gráfica de probabilidad normal de la Elongación transformada

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con esta se obtiene un Valor p de 0,859, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos de la Elongación transformada.

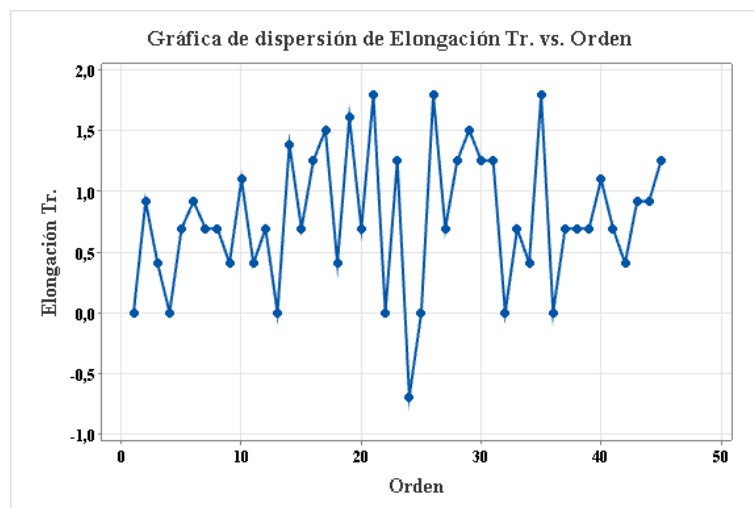


Figura 3.14. Gráfica de la Elongación transformada versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica de la Elongación transformada respecto al orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.14. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.3.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), de la Elongación transformada, con el que se obtiene la Tabla 3.52, que se presenta a continuación.

Tabla 3.52. Análisis de la varianza de la Elongación transformada

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	7,000	0,583	2,61	0,015
Orient.C1	1	2,935	2,935	13,13	0,001
Orient.C2	1	0,210	0,210	0,94	0,339
Temp.	1	0,249	0,249	1,11	0,300
Orient.C1*Orient.C1	1	0,085	0,085	0,38	0,542
Orient.C2*Orient.C2	1	0,346	0,346	1,55	0,223
Temp.*Temp.	1	1,272	1,272	5,69	0,023
Orient.C1*Orient.C2	1	0,001	0,001	0,00	0,953

Orient.C1*Temp.	1	0,714	0,714	3,19	0,083
Orient.C2*Temp.	1	0,690	0,690	3,09	0,088
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	0,000	0,000	0,00	0,978
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	0,048	0,048	0,21	0,647
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	2,049	2,049	9,17	0,005
Error	32	7,153	0,224		
Total	44	14,153			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza de la Elongación transformada, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,015. Además, se estimó que el modelo explica el 49,46% de la variabilidad de la Elongación transformada, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.15.

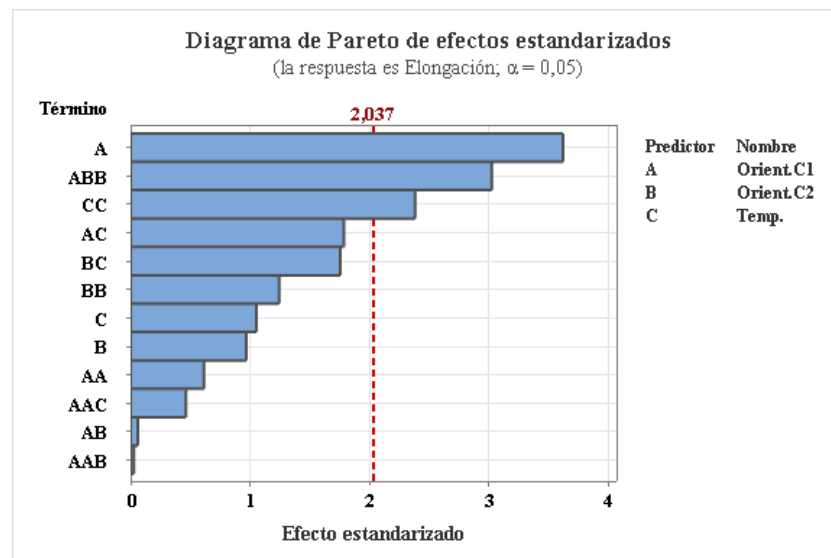


Figura 3.15. Diagrama de Pareto de efectos para la Elongación transformada

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por la

Orientación 1, por la interacción entre la Orientación 1 con el cuadrado de la Orientación 2 y el efecto cuadrado de la Temperatura.

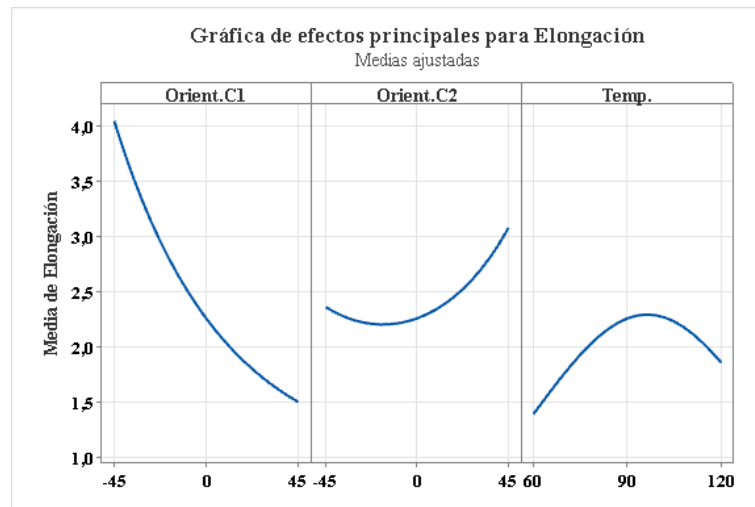


Figura 3.16. Gráfica de efectos principales para la Elongación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento de la Elongación respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.16, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en el factor Temperatura, también se evidencia lo relevante del efecto de la Orientación 1 sobre la Elongación, al mostrarse una pendiente pronunciada en la línea asociada a este factor.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 3.17, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto ligeramente significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura y de la interacción entre la Orientación 1 y Orientación 2.

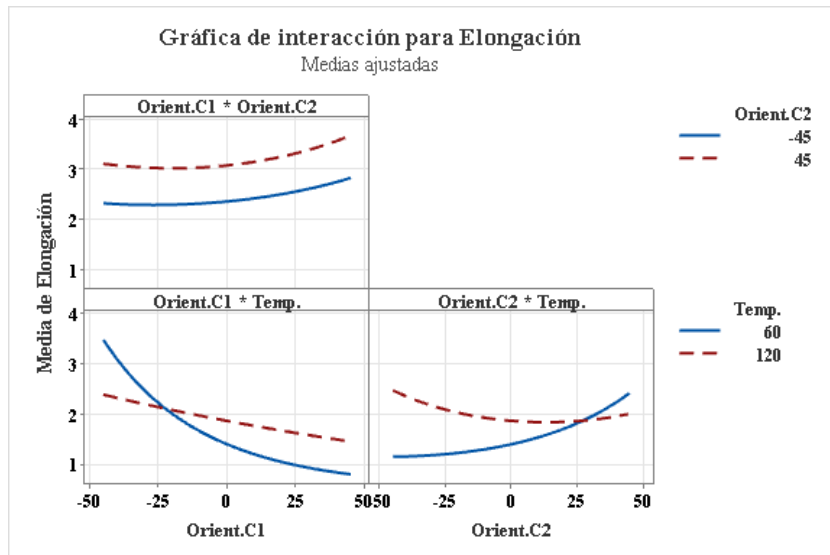


Figura 3.17. Gráfica de interacción para la Elongación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento de la Elongación en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

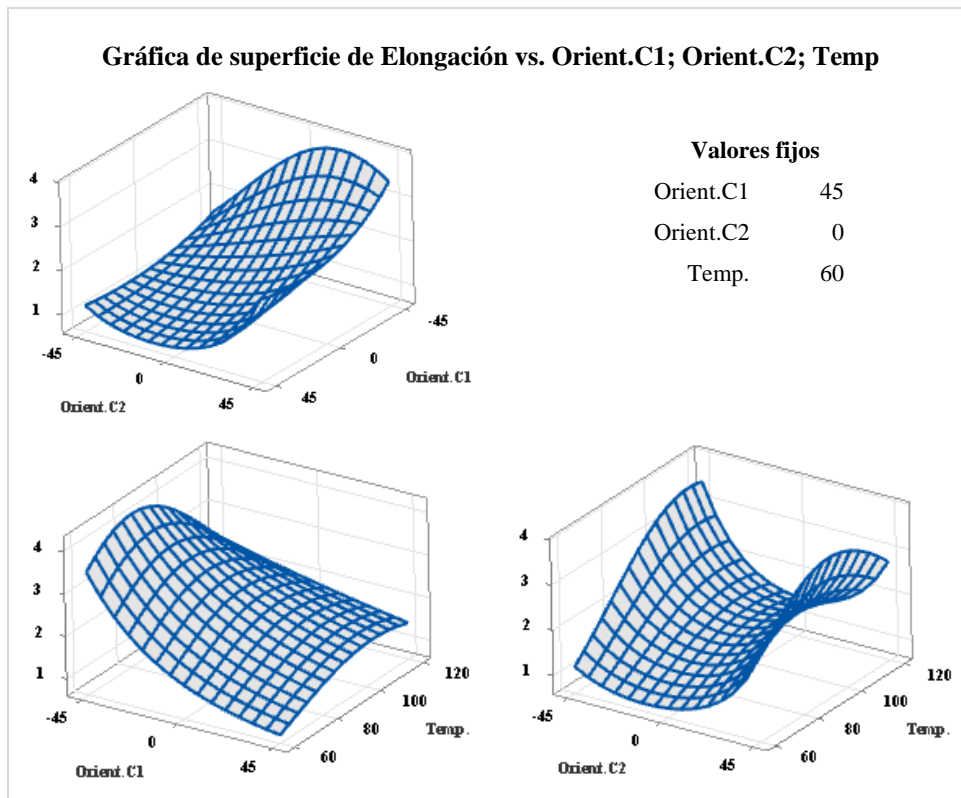


Figura 3.18. Gráfica de superficie de la Elongación

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.18, se puede visualizar las superficies de respuesta para la Elongación, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual la Elongación tiene valores más bajos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capas entre el -45° y 0° y a una temperatura relativamente baja, se obtienen valores bajos de la Elongación.

3.2.3.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis de la Elongación, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar la Elongación.

Tabla 3.53. Optimización de la Elongación

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	45°	Elongación	0,759 %
Orient.C2	$-11,364^\circ$		
Temp.	60°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.53, se tiene la combinación adecuada para optimizar la Elongación, en el que se tienen un valor de 0,759 %.

3.2.4 Análisis del Esfuerzo Máximo a Flexión

Tomando los datos del Esfuerzo máximo a flexión, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.4.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.19, en la que, con la ayuda del software estadístico y con una transformación de datos a través de la Transformación de Box-

Cox con un parámetros de -1, se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,063, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos del Esfuerzo máximo a flexión transformado.

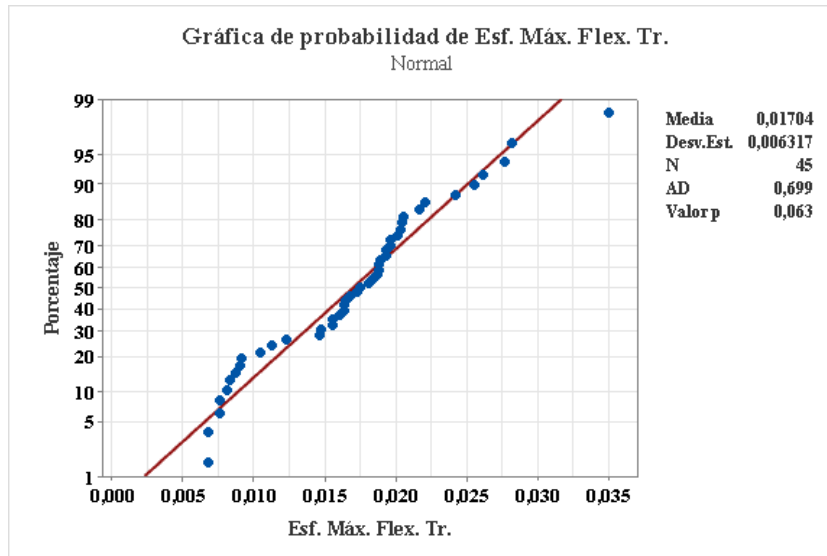


Figura 3.19. Gráfica de probabilidad normal del Esfuerzo máximo a flexión transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con esta se obtiene un Valor p de 0,814, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos del Esfuerzo máximo a flexión transformado.

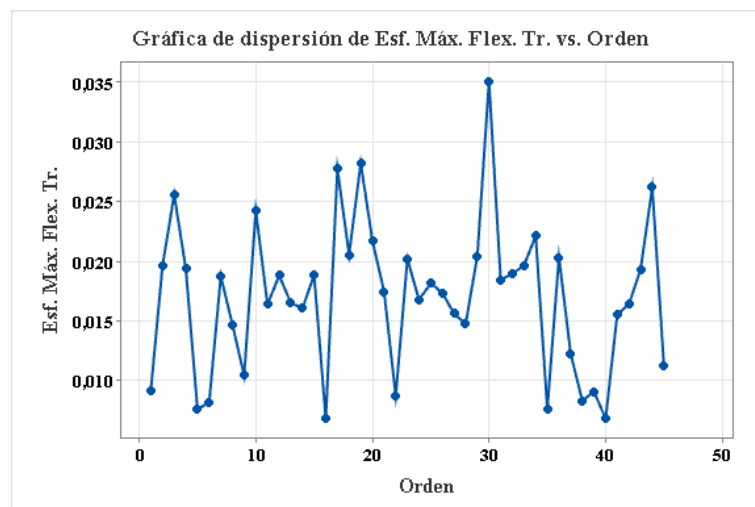


Figura 3.20. Gráfica del Esfuerzo máximo a flexión transformado versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica del Esfuerzo máximo a flexión transformado respecto al orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.20. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.4.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), del Esfuerzo máximo a flexión transformado, con el que se obtiene la Tabla 3.54, que se presenta a continuación.

Tabla 3.54. Análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a flexión transformado

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	0,001070	0,000089	4,16	0,001
Orient.C1	1	0,000018	0,000018	0,84	0,366
Orient.C2	1	0,000003	0,000003	0,15	0,699
Temp.	1	0,000048	0,000048	2,25	0,143
Orient.C1*Orient.C1	1	0,000020	0,000020	0,91	0,347
Orient.C2*Orient.C2	1	0,000105	0,000105	4,89	0,034
Temp.*Temp.	1	0,000339	0,000339	15,83	0,000
Orient.C1*Orient.C2	1	0,000005	0,000005	0,25	0,617
Orient.C1*Temp.	1	0,000133	0,000133	6,22	0,018
Orient.C2*Temp.	1	0,000151	0,000151	7,06	0,012
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	0,000000	0,000000	0,01	0,906
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	0,000213	0,000213	9,96	0,003
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	0,000032	0,000032	1,48	0,232
Error	32	0,000686	0,000021		
Total	44	0,001756			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza del Esfuerzo máximo a flexión transformado, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,001. Además, se estimó que el modelo explica el 60,93% de la variabilidad del Esfuerzo máximo a flexión, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.21.

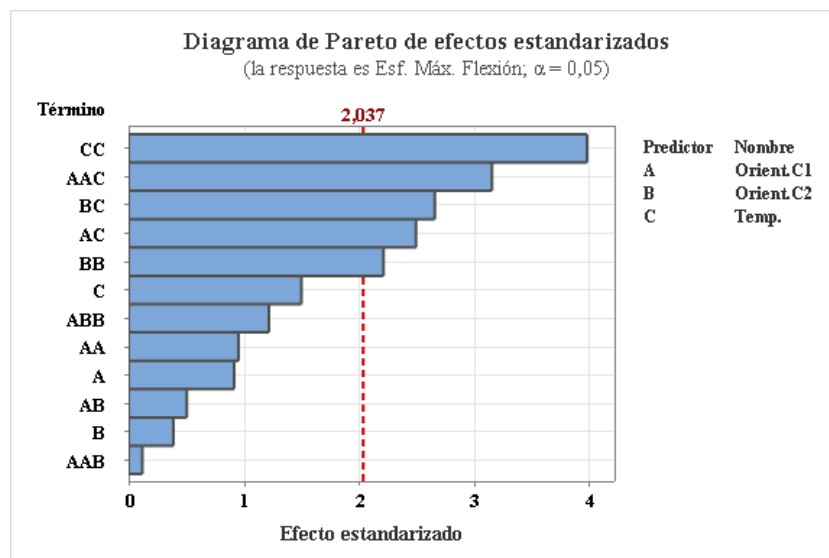


Figura 3.21. Diagrama de Pareto de efectos para el Esfuerzo máximo a flexión transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por el cuadrado de la Temperatura, la interacción entre el cuadrado de la Orientación 1 con la Temperatura, la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura.

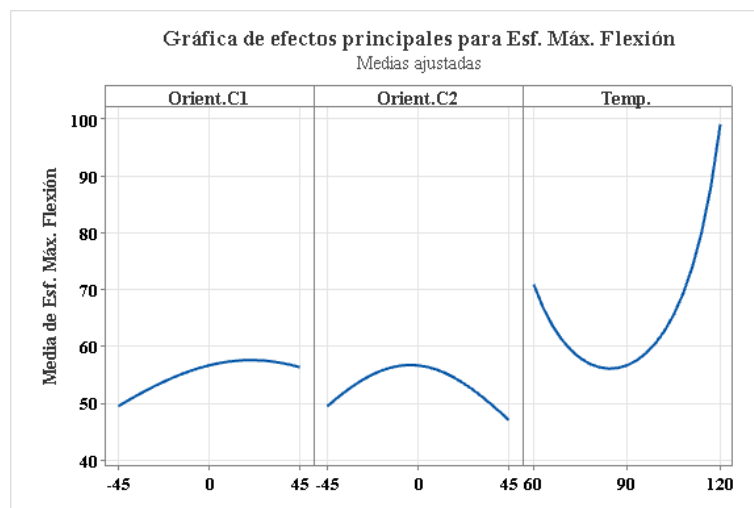


Figura 3.22. Gráfica de efectos principales para el Esfuerzo máximo a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento del Esfuerzo máximo a flexión respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.22, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en los factores Orientación 2 y Temperatura.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 23, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura y de la interacción entre la Orientación 1 y Orientación 2.

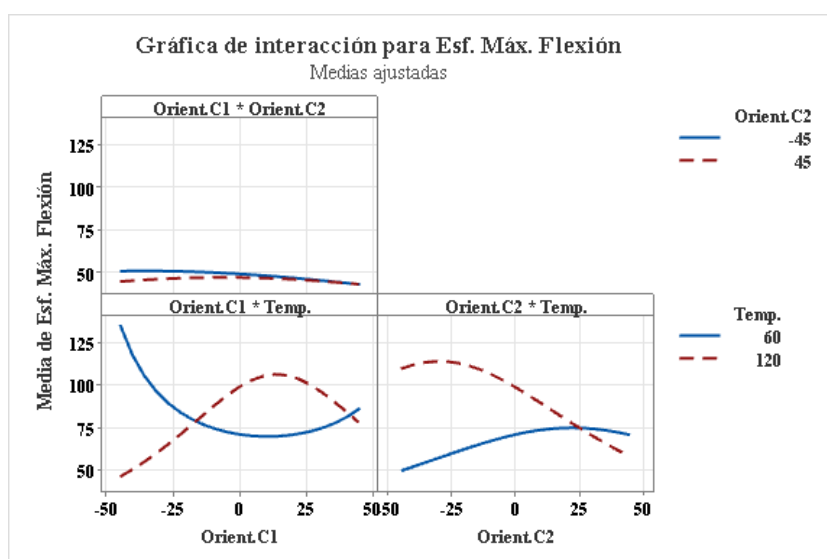


Figura 3.23. Gráfica de interacción para el Esfuerzo máximo a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento del Esfuerzo máximo a flexión en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

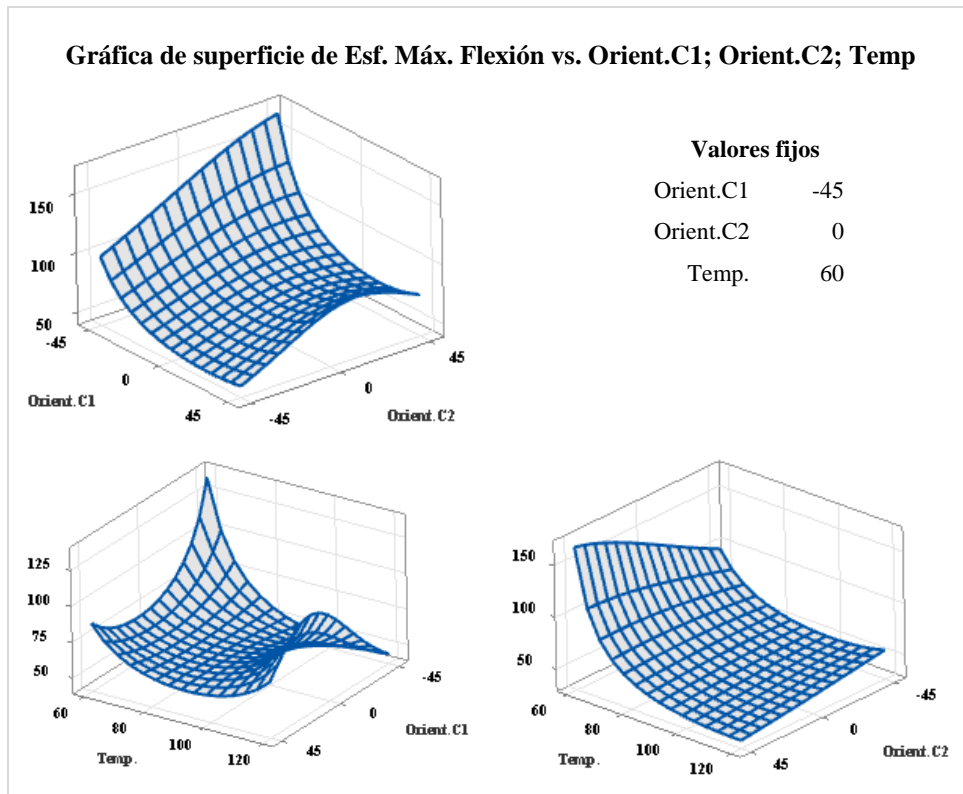


Figura 3.24. Gráfica de superficie del Esfuerzo máximo a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.24, se puede visualizar las superficies de respuesta para el Esfuerzo máximo a flexión, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual el Esfuerzo máximo a flexión tiene valores más altos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capas de alrededor de -45° y a una temperatura relativamente baja, se obtienen valores altos del Esfuerzo máximo a flexión.

3.2.4.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis del Esfuerzo máximo a flexión, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar el Esfuerzo máximo a flexión.

Tabla 3.55. Optimización del Esfuerzo máximo a flexión

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	-45°	Esf. Máx. Flexión	146,031 MPa
Orient.C2	-12,272°		
Temp.	60°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.55, se tiene la combinación adecuada para optimizar el Esfuerzo máximo a flexión, en el que se tienen un valor de 146,031 MPa.

3.2.5 Análisis del Módulo de Elasticidad a Flexión

Tomando los datos del Módulo de elasticidad a flexión, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.5.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.25, en la que, con la ayuda del software estadístico y con una transformación de datos a través de la Transformación de Box-Cox con un parámetros de 0,29, se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,245, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos del Módulo de elasticidad a flexión transformado.

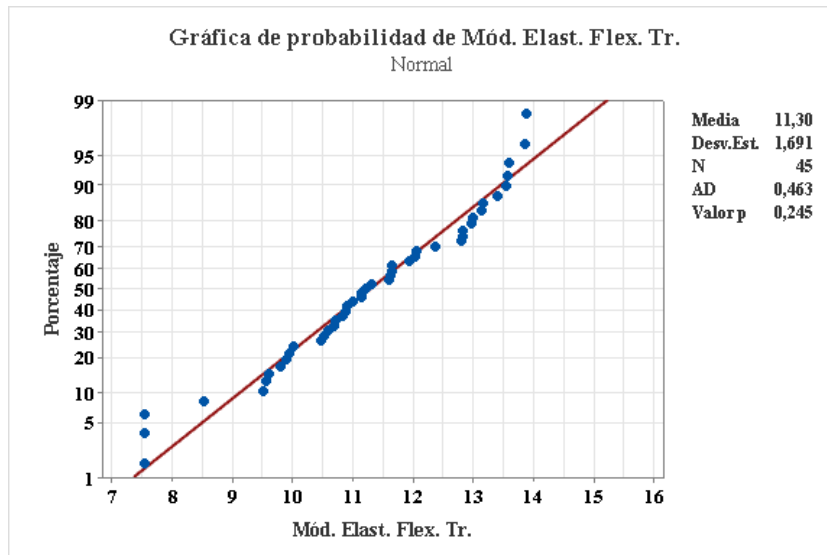


Figura 3.25. Gráfica de probabilidad normal del Módulo de elasticidad a flexión transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con la aplicación de la prueba y la Transformación antes descrita, se obtiene un Valor p de 0,079, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos del Módulo de elasticidad a flexión transformado.

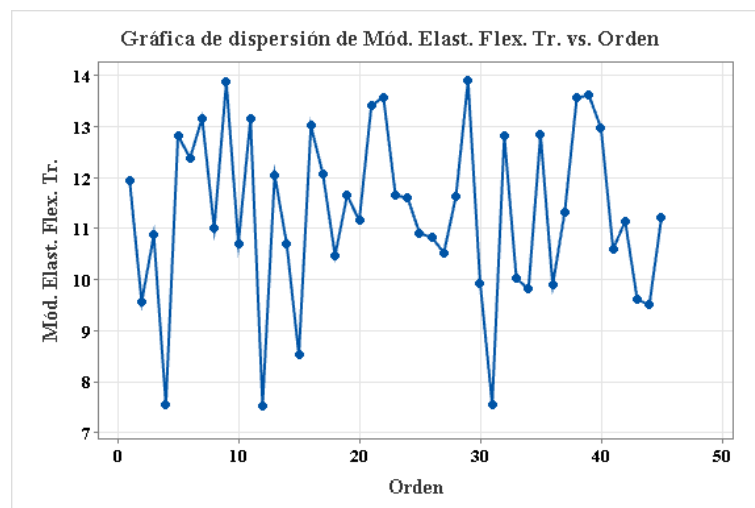


Figura 3.26. Gráfica del Módulo de elasticidad a flexión transformado versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica del Módulo de elasticidad a flexión transformado respecto al

orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.26. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.5.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), del Módulo de elasticidad a flexión transformado, con el que se obtiene la Tabla 3.56, que se presenta a continuación.

Tabla 3.56. Análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a flexión transformado

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	54,550	4,546	2,04	0,053
Orient.C1	1	0,475	0,475	0,21	0,648
Orient.C2	1	0,239	0,239	0,11	0,745
Temp.	1	4,048	4,048	1,82	0,187
Orient.C1*Orient.C1	1	0,797	0,797	0,36	0,554
Orient.C2*Orient.C2	1	20,598	20,598	9,24	0,005
Temp.*Temp.	1	15,304	15,304	6,87	0,013
Orient.C1*Orient.C2	1	4,305	4,305	1,93	0,174
Orient.C1*Temp.	1	2,521	2,521	1,13	0,296
Orient.C2*Temp.	1	2,211	2,211	0,99	0,327
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	0,335	0,335	0,15	0,701
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	1,558	1,558	0,70	0,409
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	1,281	1,281	0,57	0,454
Error	32	71,325	2,229		
Total	44	125,875			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza del Módulo de elasticidad a flexión transformado, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,053. Además, se estimó que el modelo explica el

43,34% de la variabilidad del Módulo de elasticidad a flexión, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 27.

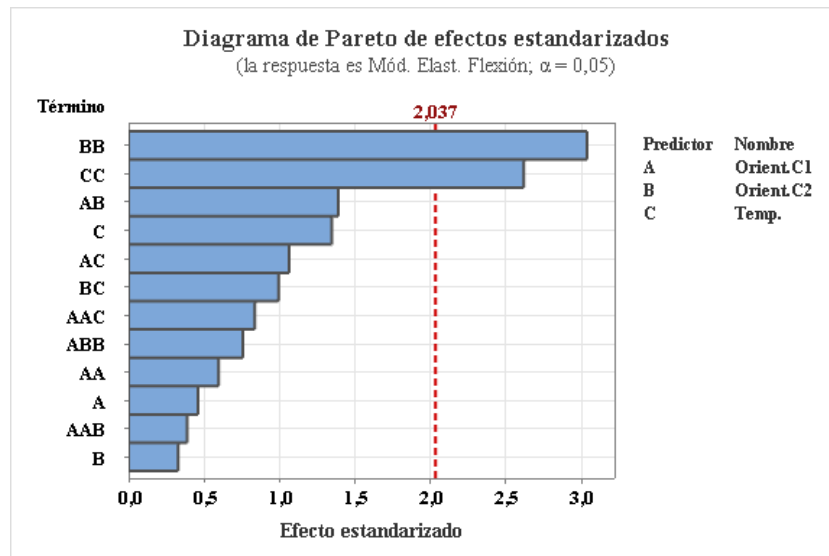


Figura 3.27. Diagrama de Pareto de efectos para el Módulo de elasticidad a flexión transformado

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos los cuadráticos de la Orientación 2 y de la Temperatura.

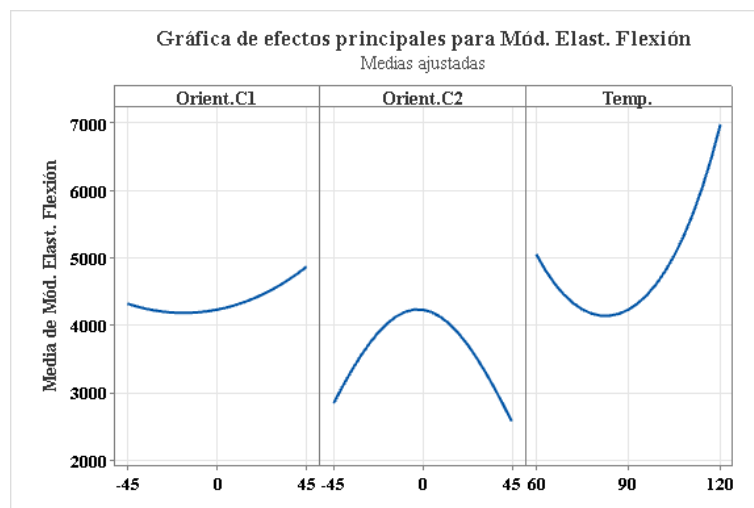


Figura 3.28. Gráfica de efectos principales para el Módulo de elasticidad a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento del Módulo de elasticidad a flexión respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.28, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en los factores Orientación 2 y Temperatura.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 3.29, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto ligeramente significativo de la interacción entre la Orientación 1 y Orientación 2.

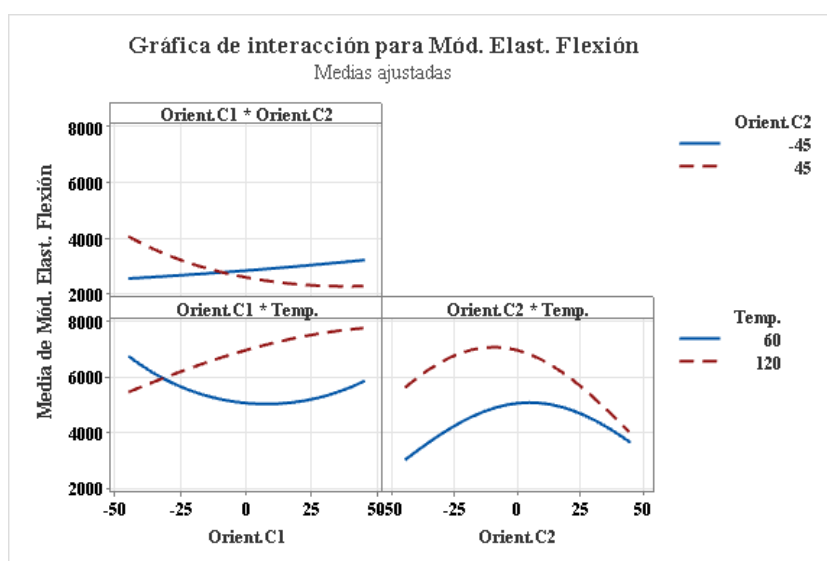


Figura 3.29. Gráfica de interacción para el Módulo de elasticidad a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento del Módulo de elasticidad a flexión en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

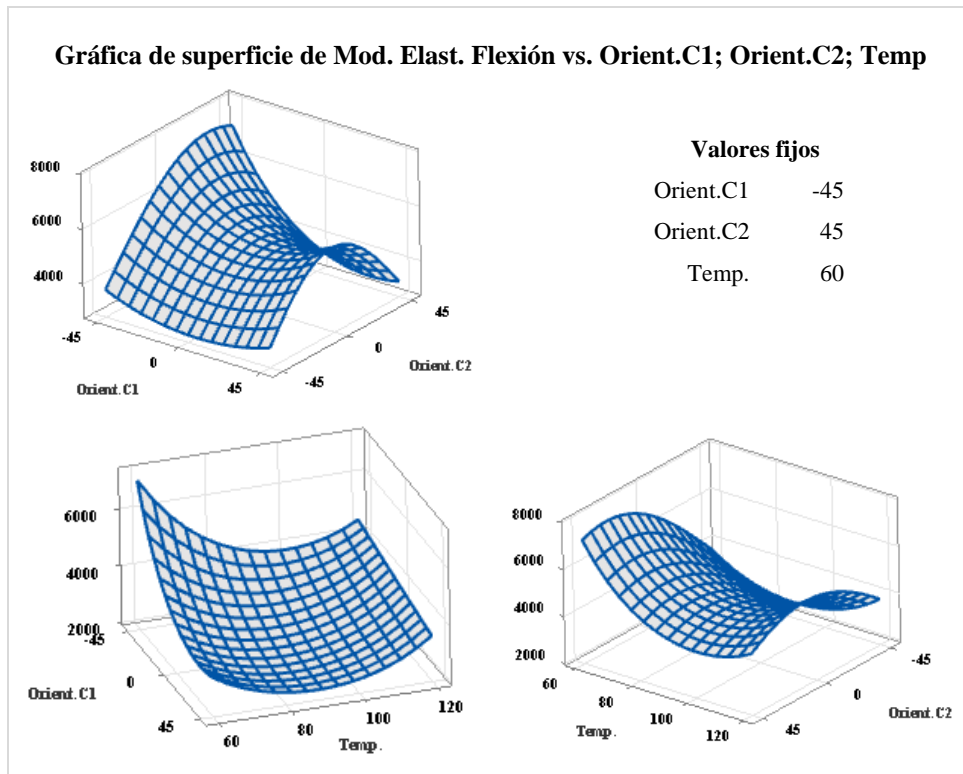


Figura 3.30. Gráfica de superficie del Módulo de elasticidad a flexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.30, se puede visualizar las superficies de respuesta para el Módulo de elasticidad a flexión, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual el Módulo de elasticidad a flexión tiene valores más altos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capa 1 de alrededor de -45° , Orientación de capa 2 de 45° y a una temperatura relativamente baja, se obtienen valores altos del Módulo de elasticidad a flexión.

3.2.5.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis del Módulo de elasticidad a flexión, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar el Módulo de elasticidad a flexión.

Tabla 3.57. Optimización del Módulo de elasticidad a flexión

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	-45°	Mód. Elast. Flexión	7394,145 MPa
Orient.C2	27,727°		
Temp.	60°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.57, se tiene la combinación adecuada para optimizar el Módulo de elasticidad a flexión, en el que se tienen un valor de 7394,145 MPa.

3.2.6 Análisis de la Deflexión

Tomando los datos de la Deflexión, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.6.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.31, en la que, con la ayuda del software estadístico y con una transformación de datos a través de la Transformación de Box-Cox con un parámetros de 1,7, se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,017, el cual es menor al 0,05 de la significancia definida no se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos de la Deflexión transformada, sin embargo la falta de normalidad se presenta por valores atípicos mostrados.

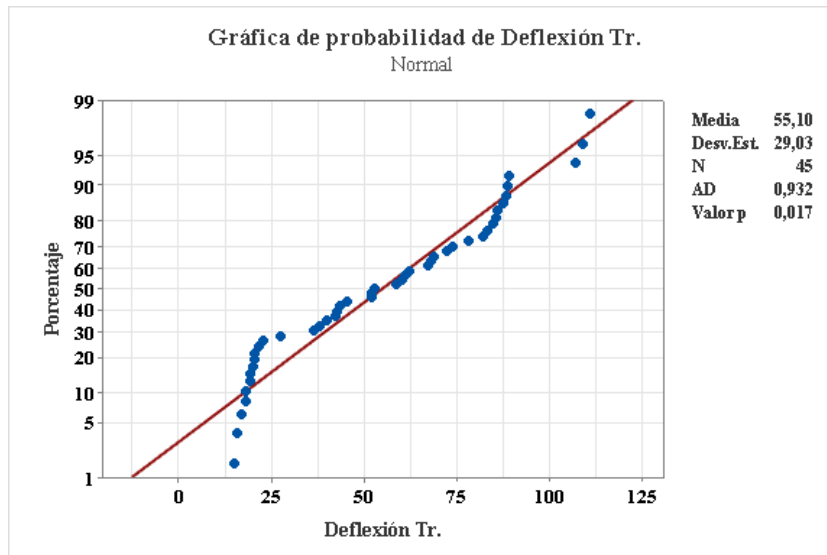


Figura 3.31. Gráfica de probabilidad normal de la Deflexión transformada

Fuente: Minitab® Statistical Software

Se revisa el supuesto de igualdad de varianza mediante la Prueba de Levene, con esta se obtiene un Valor p de 0,787, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de igualdad de varianza de los datos de la Deflexión transformada.

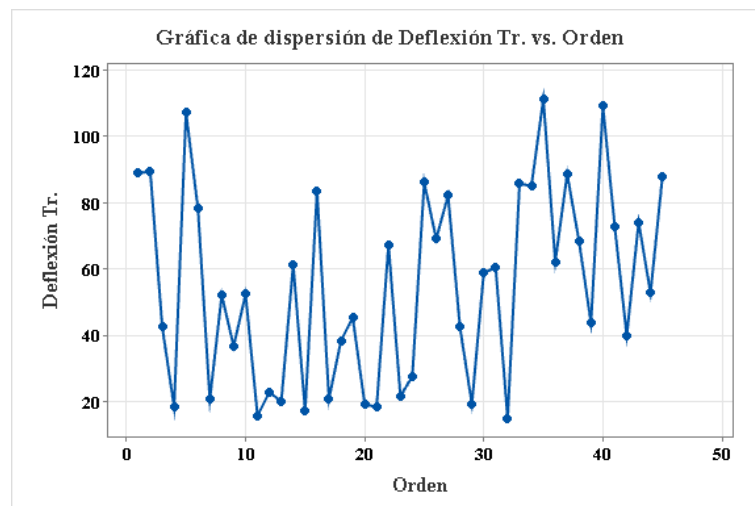


Figura 3.32. Gráfica de la Deflexión transformada versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica de la Deflexión transformada respecto al orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.32. En la gráfica

en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.6.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), de la Deflexión transformada, con el que se obtiene la Tabla 3.58, que se presenta a continuación.

Tabla 3.58. Análisis de la varianza de la Deflexión transformada

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Modelo	12	30643,1	2553,59	12,71	0,000
Orient.C1	1	511,3	511,34	2,55	0,120
Orient.C2	1	1767,6	1767,58	8,80	0,006
Temp.	1	522,4	522,37	2,60	0,117
Orient.C1*Orient.C1	1	813,5	813,53	4,05	0,053
Orient.C2*Orient.C2	1	8784,5	8784,47	43,72	0,000
Temp.*Temp.	1	4107,2	4107,22	20,44	0,000
Orient.C1*Orient.C2	1	1102,6	1102,57	5,49	0,026
Orient.C1*Temp.	1	2060,5	2060,46	10,26	0,003
Orient.C2*Temp.	1	2245,7	2245,71	11,18	0,002
Orient.C1*Orient.C1*Orient.C2	1	164,1	164,11	0,82	0,373
Orient.C1*Orient.C1*Temp.	1	2700,3	2700,33	13,44	0,001
Orient.C1*Orient.C2*Orient.C2	1	25,7	25,66	0,13	0,723
Error	32	6428,9	200,90		
Total	44	37072,0			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza de la Deflexión transformada, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,000. Además, se estimó que el modelo explica el 82,66% de la variabilidad de la Deflexión transformada, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.33.

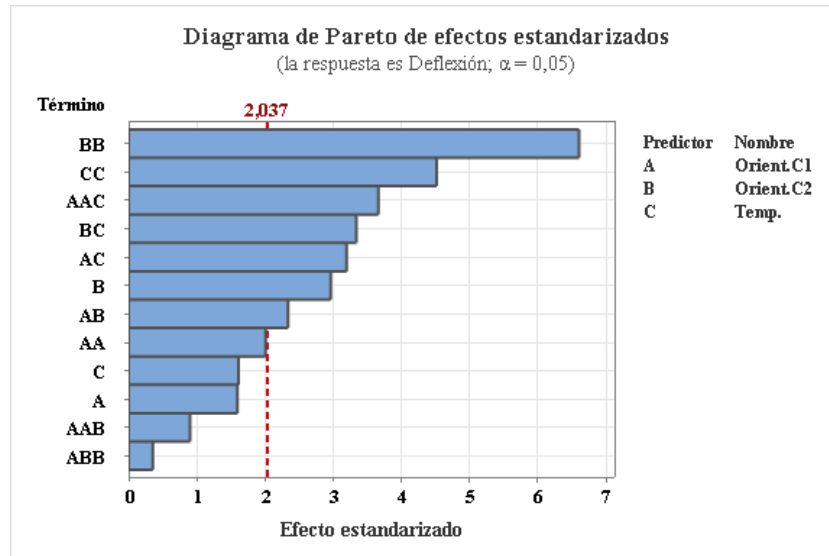


Figura 3.33. Diagrama de Pareto de efectos para la Deflexión transformada

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por el cuadrado de la Orientación 2, el cuadrado de la Temperatura, por la interacción entre el cuadrado de la Orientación 1 con la Temperatura.

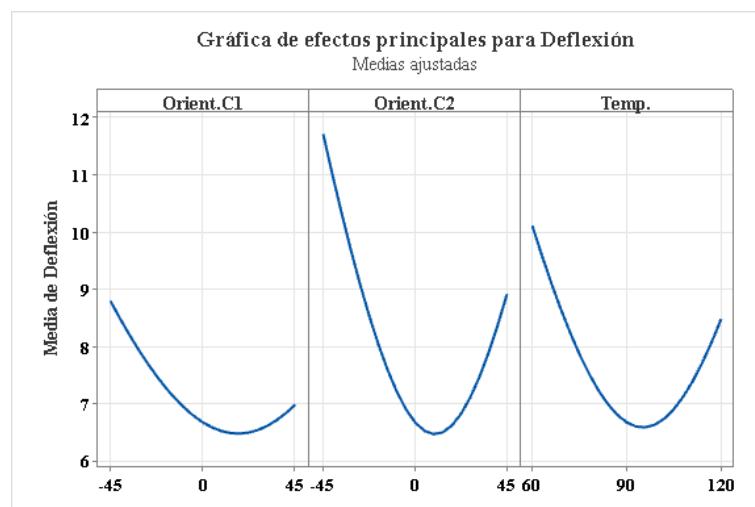


Figura 3.34. Gráfica de efectos principales para la Deflexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento de la Deflexión respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.34, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en los factores Orientación 2 y Temperatura, también se evidencia lo relevante del efecto de la Orientación 2 sobre la Deflexión, al mostrarse una pendiente pronunciada en la línea asociada a este factor.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura #, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos un fuerte efecto significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura y de la interacción entre la Orientación 1 con la Temperatura.

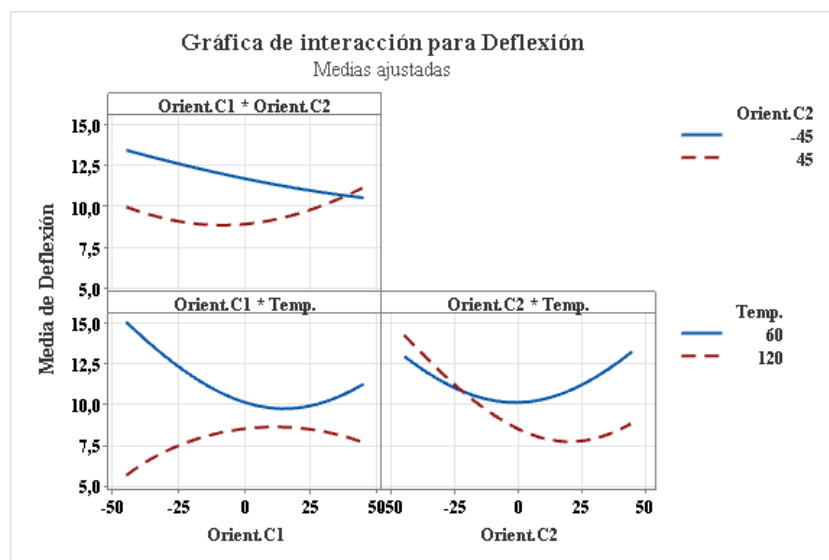


Figura 3.35. Gráfica de interacción para la Deflexión

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento de la Deflexión en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

Gráfica de superficie de Deflexión vs. Orient.C1; Orient.C2; Temp

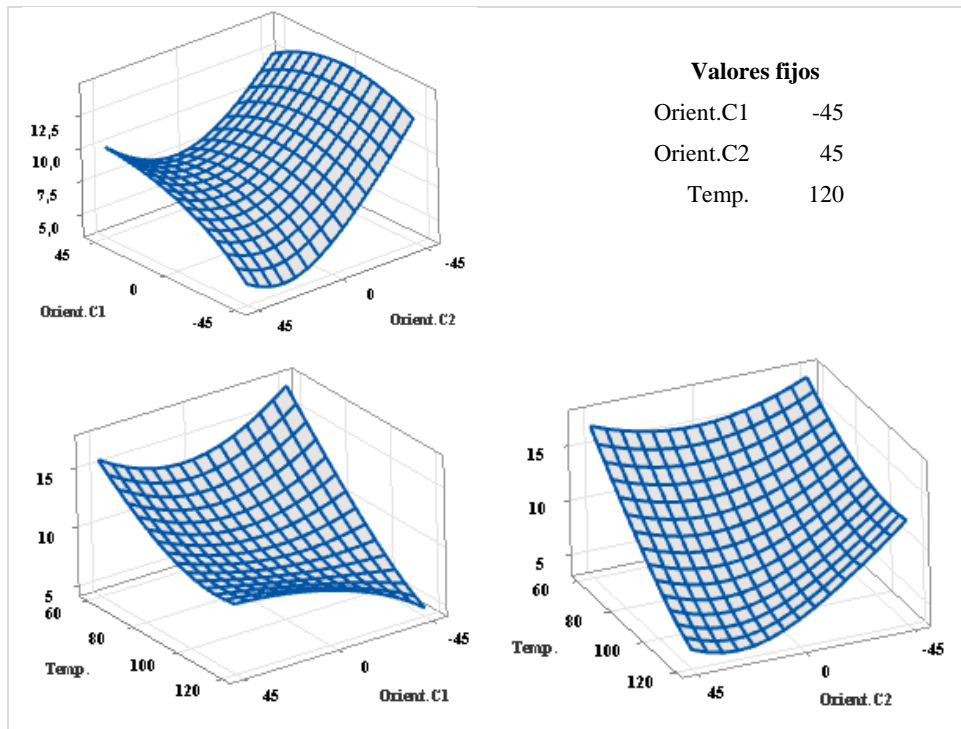


Figura 3.36. Gráfica de superficie de la Elongación

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.36, se puede visualizar las superficies de respuesta para la Deflexión, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual la Deflexión tiene valores más bajos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capa 1 de -45° , Orientación de Capa 2 de 45° y a una temperatura relativamente alta, se obtienen valores bajos de la Deflexión.

3.2.6.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis de la Deflexión, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar la Deflexión.

Tabla 3.59. Optimización de la Deflexión

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	-45°	Deflexión	3,864 mm
Orient.C2	$25,909^\circ$		

Temp.	120°C		
-------	-------	--	--

Fuente: Autor

En la Tabla 3.59, se tiene la combinación adecuada para optimizar la Deflexión, en el que se tienen un valor de 3,864 mm.

3.2.7 Análisis de la Energía Media de Fallo

Tomando los datos de la Energía media de fallo, se empieza verificando los supuestos de estos, para efectuar el análisis de la varianza (ANOVA) y la optimización de esta propiedad mecánica.

3.2.7.1 Verificación de supuestos

Se revisan los tres supuestos paramétricos para efectuar el análisis de la varianza, para esta revisión se aborda primero la Prueba de bondad de ajuste de Anderson - Darling, como se visualiza en la Figura 3.37, en la que, con la ayuda del software estadístico se obtiene el Valor p de la prueba, con un valor de 0,333, el cual al ser mayor al 0,05 de la significancia definida se consigue verificar el supuesto de normalidad de los datos de la Energía media de fallo.

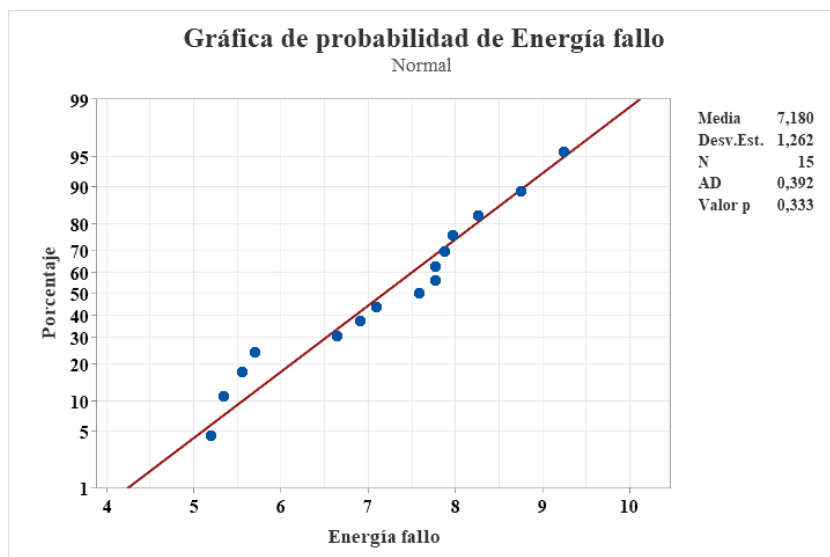


Figura 3.37. Gráfica de probabilidad normal de la Energía media de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software

Debido a la cantidad de datos dentro de esta propiedad, no se consigue efectuar la Prueba de Levene para revisar el supuesto de igualdad de varianzas. Sin embargo, se entiende que al ser la metodología de superficie de respuesta una prueba robusta, se puede dejar pasar esta eventualidad, contando con que los datos provienen de una distribución normal.

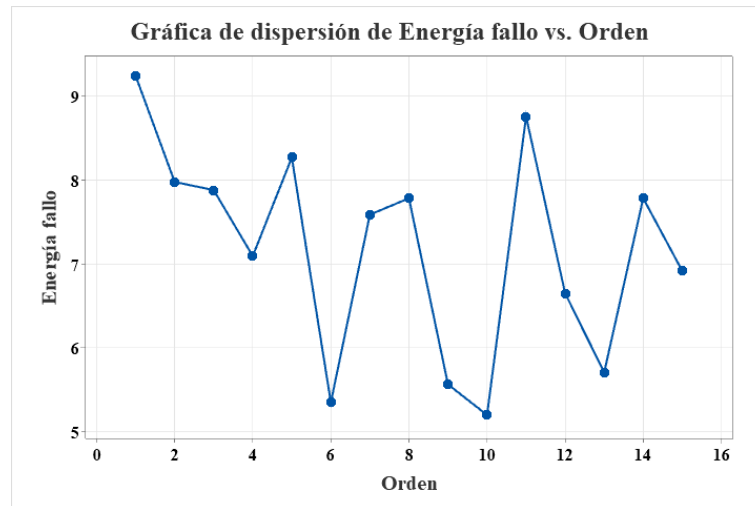


Figura 3.38. Gráfica de la Energía media de fallo versus Orden de observación

Fuente: Minitab® Statistical Software

Finalmente se tiene la revisión del supuesto de independencia de datos, en el que se analiza la gráfica de la Energía media de fallo respecto al orden en el que se realizaron las observaciones, esta gráfica se dispone en la Figura 3.38. En la gráfica en mención, se verifica que los datos son independientes, al no mostrar un patrón definido en la gráfica, por el contrario, estos se hallan dispersos aleatoriamente.

3.2.7.2 Análisis de la varianza

Tras la verificación de los supuestos, se efectúa el análisis de la varianza (ANOVA), de la Energía media de fallo, con el que se obtiene la Tabla 3.60, que se presenta a continuación.

Tabla 3.60. Análisis de la varianza de la Energía media de fallo

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
Regresión	9	17,911	1,990	2,27	0,191
Orient.C1	1	0,141	0,141	0,16	0,705
Orient.C2	1	0,064	0,064	0,07	0,799

Temp.	1	14,206	14,206	16,17	0,010
Orient.C1*Orient.C1	1	0,607	0,607	0,69	0,444
Orient.C2*Orient.C2	1	0,001	0,001	0,00	0,971
Temp.*Temp.	1	2,828	2,828	3,22	0,133
Orient.C1*Orient.C2	1	0,000	0,000	0,00	0,990
Orient.C1*Temp.	1	0,002	0,002	0,00	0,968
Orient.C2*Temp.	1	0,227	0,227	0,26	0,633
Error	5	4,392	0,878		
Falta de ajuste	3	3,000	1,000	1,44	0,436
Error puro	2	1,392	0,696		
Total	14	22,303			

Fuente: Autor

Con la información del análisis de la varianza de la Energía media de fallo, se entiende que las medias globales de esta propiedad son estadísticamente diferentes para los casos analizados, al tener una significancia calculada para el modelo de 0,191. Además, se estimó que el modelo explica el 80,31% de la variabilidad de la Energía media de fallo, a través de los factores involucrados.

Resulta de utilidad interpretar parte de la información de la tabla del análisis de la varianza juntamente con el Diagrama de Pareto de efectos presentado en la Figura 3.39.

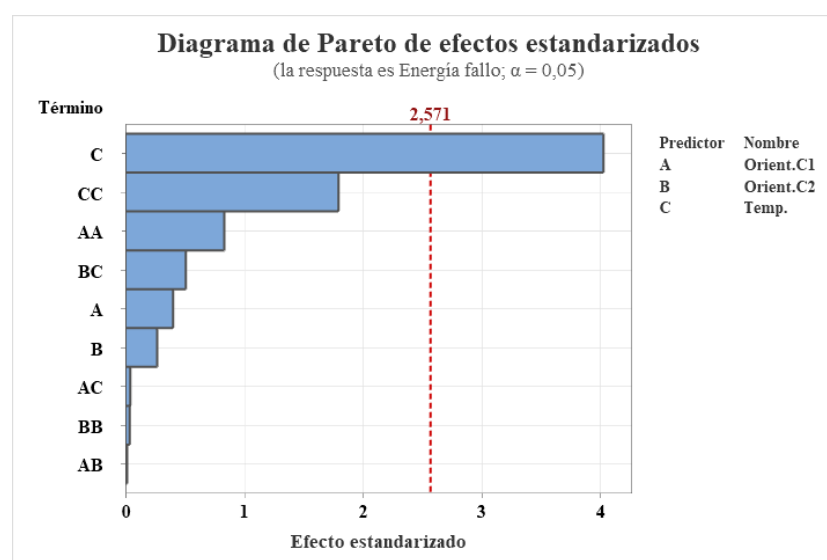


Figura 3.39. Diagrama de Pareto de efectos para la Energía media de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software

En el diagrama antes mostrado, se presentan los factores estadísticamente significativos, siendo estos los que sobrepasen la línea roja de referencia en el diagrama. Es así que son de los efectos más significativos el producido por el cuadrado de la Orientación 2, seguido del cuadrado de la Orientación 1 con la Temperatura.

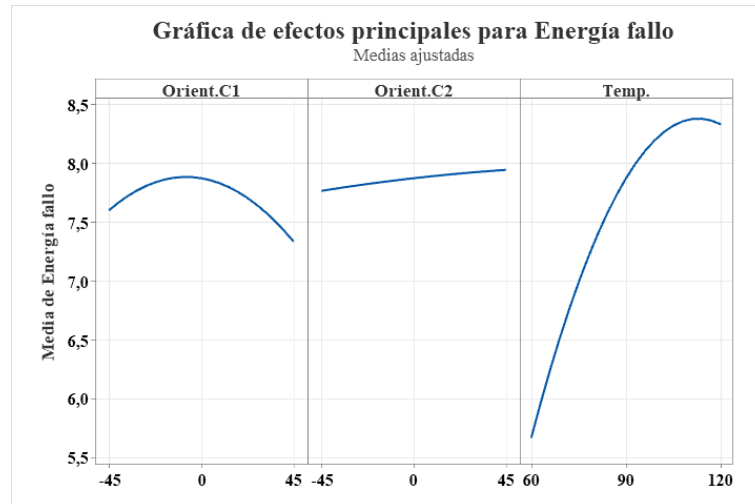


Figura 3.40. Gráfica de efectos principales para la Energía media de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software

Para entender de mejor forma el comportamiento de la Energía media de fallo respecto a los distintos factores, se revisan las gráficas factoriales. Primero tenemos la gráfica de efectos principales plasmada en la Figura 3.40, en la que se evidencia que existen efectos significativos cuadráticos, al presentarse curvatura en los factores Orientación 1 y Orientación 2, también se evidencia lo relevante del efecto de la temperatura sobre la Energía media de fallo, al mostrarse una pendiente pronunciada en la línea asociada a este factor.

Luego tenemos la gráfica de interacción presentada en la Figura 3.41, donde la marcada diferencia entre las pendientes de los grupos de líneas, señala efectos significativos de la interacción entre los factores revisados. Es así que, tenemos el efecto significativo de la interacción entre la Orientación 2 con la Temperatura.

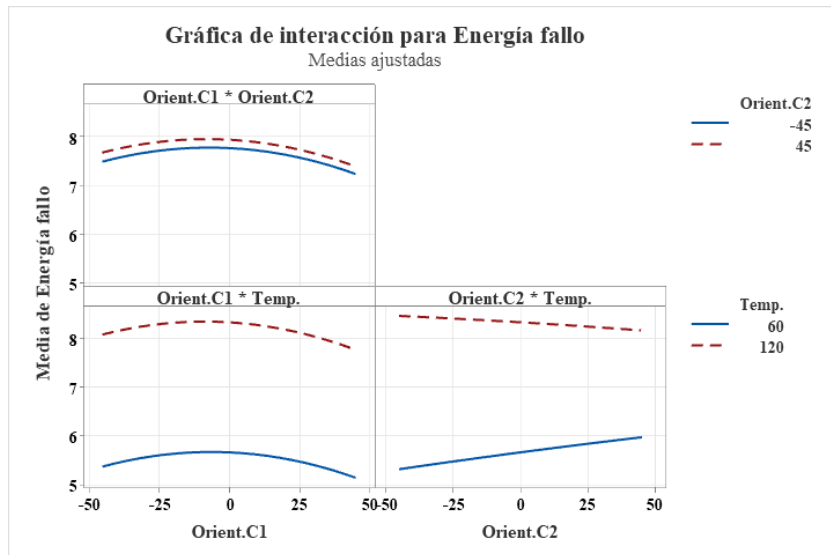


Figura 3.41. Gráfica de interacción para la Energía media de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software

Ya revisado los efectos de los factores y los efectos de las interacciones, ahora podemos tener una visión global del comportamiento de la Energía media de fallo en función de los niveles de cada par de factores estudiados, esto lo visualizamos en la gráfica de superficie para esta propiedad mecánica.

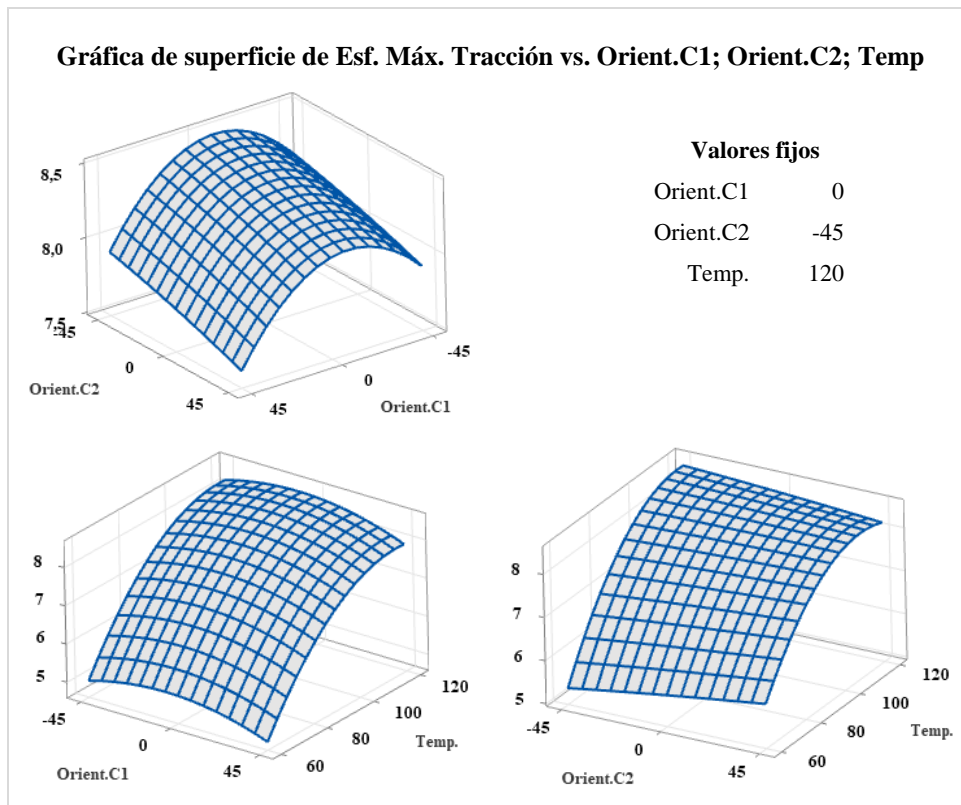


Figura 3.42. Gráfica de superficie de la Energía media de fallo

Fuente: Minitab® Statistical Software

En la Figura 3.42, se puede visualizar las superficies de respuesta para la Energía media de fallo, dentro del que se puede estimar de manera provisional, la condición de los factores para la cual la Energía media de fallo tiene valores más altos.

Se conoce con la gráfica que, a una Orientación de Capas de alrededor de 0° y a una temperatura relativamente alta, se obtienen valores altos de la Energía media de fallo.

3.2.7.3 Optimización individual

Finalmente, dentro del análisis de la Energía media de fallo, se tiene la optimización individual, con el método de la función de deseabilidad. En el que, se tienen un único valor objetivo con el que se aprovecha adecuadamente la combinación de factores de entrada, para maximizar la Energía media de fallo.

Tabla 3.61. Optimización de la Energía media de fallo

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	-7,727°	Energía fallo	8,483 J
Orient.C2	-45°		
Temp.	116,970°C		

Fuente: Autor

En la Tabla 3.61, se tiene la combinación adecuada para optimizar la Energía media de fallo, en el que se tienen un valor de 8,483 J.

3.2.8 Optimización global

Tras el análisis individual de las propiedades mecánicas, se procede a desarrollar la optimización global, en base a la función de deseabilidad, con la cual se obtienen los resultados que se describen en la Tabla 3.62.

Tabla 3.62. Optimización de las propiedades mecánicas

Factores		Respuestas Experimentales	
Orient.C1	13,182°	Esf. Máx. Tracción	145,799 MPa
		Mód. Elast. Tracción	3834,164 MPa

Orient.C2	-15,909°	Elongación	1,872 %
		Esf. Máx. Flexión	117,797 MPa
Temp.	120 °C	Mód. Elast. Flexión	7424,042 MPa
		Deflexión	10,022 mm
		Energía fallo	8,302 J

Fuente: Autor

3.3 VERIFICACIÓN DE HIPÓTESIS

Para la verificación de la hipótesis, tras el análisis de las propiedades individuales que concluyó con la optimización de las propiedades mecánicas del compuesto, se efectúa el análisis de la deseabilidad global, esta deseabilidad envuelve objetivamente los requerimientos particulares dentro de cada propiedad y lo expresa con un único valor analizable.

Es así que, para cada combinación se tienen un valor de deseabilidad global, pudiendo efectuar un análisis de esta función, lo que es un reflejo condensado de lo que provocan los factores sobre las propiedades mecánicas. Primero se tienen en la Tabla 3.63, el análisis de la varianza.

Tabla 3.63. Análisis de la varianza de la deseabilidad global

Fuente	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p	Contrib.
Modelo	9	0,283	0,031	5,56	0,037	90,92%
Lineal	3	0,145	0,048	8,55	0,021	46,57%
Orient.C1	1	0,005	0,005	0,87	0,395	1,57%
Orient.C2	1	0,004	0,004	0,67	0,450	1,22%
Temp.	1	0,136	0,136	24,11	0,004	43,78%
Cuadrado	3	0,057	0,019	3,34	0,113	18,22%
Orient.C1*Orient.C1	1	0,036	0,036	6,29	0,054	9,66%
Orient.C2*Orient.C2	1	0,023	0,023	4,01	0,102	6,77%
Temp.*Temp.	1	0,006	0,006	0,99	0,366	1,79%
Interacción de 2 factores	3	0,081	0,027	4,80	0,062	26,13%
Orient.C1*Orient.C2	1	0,000	0,000	0,00	0,970	0,00%

Orient.C1*Temp.	1	0,043	0,043	7,61	0,040	13,82%
Orient.C2*Temp.	1	0,038	0,038	6,78	0,048	12,30%
Error	5	0,028	0,006			9,08%
Falta de ajuste	3	0,028	0,009	*	*	9,08%
Error puro	2	0,000	0,000			0,00%
Total	14	0,311				100,00%

Fuente: Autor

El análisis de la varianza refleja que, la variabilidad de las propiedades mecánicas (tracción, flexión e impacto) se ve explicada en un 90,92%, con los efectos de los factores empleados (Orientación capa 1, capa 2 y Temperatura).

Se tienen como hipótesis nula lo siguiente:

H₀: La realización de un análisis estadístico con el MSR (método de superficies de respuesta) no nos permitirá optimizar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos a diferentes pruebas como son tracción, flexión e impacto del material híbrido que se realizó al unir matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

Para el contraste de la hipótesis, se tienen que, la significancia calculada es de 0,037, lo cual, al ser menor a la significancia definida de 0,05; se rechaza la hipótesis nula, entendiendo que, la realización de un análisis estadístico con la MSR nos permitirá optimizar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos a diferentes pruebas como son tracción, flexión e impacto.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

Se concluye que al realizar el material compuesto de matriz epoxi reforzada de fibra sintética Kevlar con Fibra natural (Chambira) mediante la infusión de resina al vacío se obtienen propiedades muy superiores a las que presentan los materiales por separado la fibra de Kevlar nos da una carga máxima de 1453 N un esfuerzo a la fluencia de 131 MPa, un esfuerzo máximo a la tracción de 244 Mpa, y un % de elongación de 1.83 mientras que al realizar la matriz se obtuvo una carga máxima de 8680 N, un esfuerzo de fluencia máximo de 89 MPa, un esfuerzo máximo a la tracción de 158 MPa, y un % de elongación de 6, por lo que se han aumentado 2 de sus propiedades como son la carga máxima y el % de elongación, mientras que el esfuerzo a la fluencia y el esfuerzo máximo a la tracción se han reducido con la realización de la matriz, esto se debe a que la matriz pasa de ser un material blando a ser compacto y mucho mas duro.

Tras el trabajo experimental, se consigue caracterizar el material híbrido de matriz epoxi reforzada con fibra sintética (Kevlar) y natural (chambira), con lo que se obtienen las siguientes propiedades: esfuerzo máximo a tracción de 145,799 MPa, módulo de elasticidad a tracción de 3834,164 MPa, elongación de 1,872 %, esfuerzo máximo a flexión de 117,797 MPa, módulo de elasticidad a flexión de 7424,042 MPa, deflexión de 10,022 mm y energía fallo 8,302 J.

La combinaban de los factores de entrada, que consiguen optimizar las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto; está compuesta por la fibra sintética de Kevlar, la primera capa de fibra de chambira orientada a 13,182°, la segunda capa de chambira orientada a -15,909° y con una temperatura de secado en horno de 120°C.

El modelo de regresión generado con la aplicación del Diseño de Box Behnken (DBB) dentro de la metodología de superficie de respuesta (MRS), permite explicar la variabilidad de las propiedades mecánicas de manera individual hasta en un 82,66% y de manera global con la ayuda de la función de deseabilidad en un 90,92%.

El valore de la significancia calculada para el modelo de regresión global es de 3,7%, hallándose por debajo del valor referencial del 5%, lo que permite entender que la realización del análisis estadístico con el MSR permite optimizar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos a diferentes pruebas como son tracción, flexión e impacto del material híbrido que se realizó al unir matriz epoxi, reforzada con fibra de chambira y kevlar.

4.2 RECOMENDACIONES

Tras el desarrollo del trabajo, se tienen las siguientes recomendaciones:

Identificar las ventajas económicas brindadas por la utilización del material compuesto generado en la presente investigación, en contraste con un material empleado en aplicaciones similares.

Revisar procesos de fabricación de materiales compuestos para analizar la complejidad del mismo y contrastar con el proceso empleado, pudiendo decidir la mejor alternativa para la fabricación de materiales compuestos híbridos similares.

Contrastar la calidad del proceso de optimización, y revisar la efectividad de métodos no estadísticos y matemáticos similares para el proceso de caracterización.

Al momento de la realización de las probetas es importante limpiar el área donde se va a trabajar para que los materiales se adhieran de manera correcta a la superficie.

Se recomienda que al momento de utilizar los hornos de la facultad se coloquen letreros como “No retirar las probetas del horno” , “No utilice el horno”, ya que las probeta deberán enfriarse lentamente en el horno por lo que al no colocar letreros corremos el riesgo de que otros estudiantes retiren las probetas para utilizar el horno.

Colocar en el envase de la resina únicamente la cantidad a utilizar y en los porcentajes calculados, ya que si se exceden en los valores la resina puede sobrecalentarse y empezar a quemarse.

Utilizar los equipos de protección personal para evitar accidentes en la realización de las probetas.

Señalar las probetas una por una de forma que sea fácil de reconocerlas, ya que al realizar los ensayos suelen romperse y al no señalarlas bien será muy difícil volver a juntarlas para la toma de datos.

Bibliografía

- [1] M. H. P. V. V. M. R. y. B. B. P. Cousin, Chemical resistance of carbon, basalt, and glass fibers used in frp reinforcing bars, USA: SAGE journals, 2019.
- [2] Q. F. H. L. L. Q. Q. S. a. Y. F. B. Wang, In situ growth of graphene on carbon fabrics with enhanced mechanical and thermal properties for tribological applications of carbon fabric-phenolic composites, SAGE journals, 2019.
- [3] T. H. E. S. G. M. S. a. A. B. M. S. Z. Abidin, Enhanced fracture toughness of hierarchical carbon nanotube reinforced carbon fibre epoxy composites with engineered matrix microstructure, USA: Composites Science and Technology, 2019.
- [4] A. D. K. D. M. W. M. B. R. C. B. W. C. M. B. N. M. H. a. J. G. M. Flanagan, Comparative manufacture and testing of induction welded and adhesively bonded carbon fibre peek stiffened panels, USA: Journal of Thermoplastic Composite Materials, vol. 32, 2019.
- [5] O. B. a. M. S. M. Zhang, Cure and damage monitoring of flax fiber-reinforced epoxy composite repairs for civil engineering structures using embedded piezo micro-patches, USA: Construction and Building Materials, vol. 225, 2019.
- [6] P. H. K. P. a. B. L. M. Mudhukrishnan, ptimization and sensitivity analysis of drilling parameters for sustainable machining of carbon fiberreinforced polypropylene composites, USA: Journal of Thermoplastic Composite Materials, vol. 32,, 2019.
- [7] F. C. G. A. A. R. C. M. C. R. a. R. F. M. R. M. Gandia, Physical, mechanical and thermal behavior of adobe stabilized with glass fiber reinforced polymer waste, USA: Construction and Building Materials, vol. 222, 2019.
- [8] R. T. B. B. G. D. a. S. C. A.-S. Mora, Synthesis of biobased reactive hydroxyl amines by amination reaction of cardanol-based epoxy monomers, USA: European Polymer Journal, 2019.

- [9] .. T. Duque, "Obtención y caracterización de materiales compuestos de, Riobamba: Escuela Politécnica Nacional,, 2012.
- [10] S. W. C. Taco, "*OPTIMIZACIÓN DE RESPUESTAS MÚLTIPLES (DOE/MSR) DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL HIBRIDO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRA SINTÉTICA (VIDRIO) Y NATURAL (CHAMBIRA)*"., Ambato : Repositorio UTA, 2022.
- [11] U. P. d. València, *Materiales para ingeniería*, Valencia: UPV, 2015.
- [12] U. D. L. P. D. G. CANARIA, *Materiales compuestos*, Gran Canaria: ConstruMats, 2015.
- [13] F. D. Del Castillo Rodríguez, «Lecturas de Ingeniería 5. Materiales y sus propiedades,» Facultad de Estudios Superiores Cautitlán, Cautitlán Izcalli, 2008.
- [14] Cidaut. Servicios Tecnológicos, «Procesado de Materiales Compuestos Avanzados,» Cidaut, s.f.. [En línea]. Available: <https://www.cidaut.es/es/procesado-de-materiales-compuestos->
- [15] d. d. p. y. m. e. a. a. t. e. L. m. e. l. e. e. d. c. a. l. f. d. p. l. p. d. m. t. l. c. a. r. l. m. q. d. los valores tanto como rigidez, Análisis estadístico con metodología de superficies de respuesta para la optimización de las propiedades mecánicas a tracción, flexion e impacto del material híbrido de matriz epóxica, reforzada con fibra de vidrio y Abacá, Ambato-Ecuador: Tesis de pregrado, Universidad Técnica de Ambato, 2020.
- [16] P. A. A. C. y. L. G. H. Rivera, *Caracterización mecánica y modelamiento del material compuesto entre polialuminio tetra pak® reciclado, polipropileno y polietileno tereftalato reciclado,*, Latacunga - Ecuador: Tesis de grado, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, 2020.
- [17] J. M. P. Tercero, *Optimización bajo metodología de superficie de respuesta (MSR) del material compuesto de matriz Epoxi reforzado con fibde Chambira (Astrocaryum) y su incidencia en las propiedades mecánicas,* Ambato-Ecuador: Tesis de pregrado, Universidad Técnica de Ambato, 2021.
- [18] A. G. I. Tutillo, *Caracterización mecánica del material compuesto de matriz epoxi reforzada con fibra vegetal (algodón) y fibra natural de Stipa Ichu*

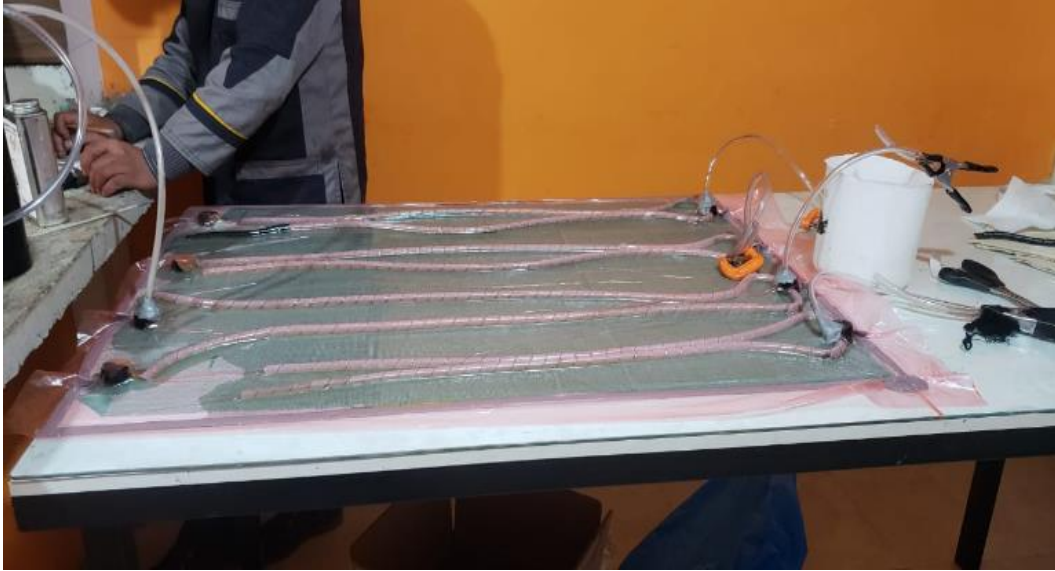
- (pasto de páramo) con secado natural y precocido para determinar propiedades mecánicas, Ambato-Ecuador: Tesis de grado, Universidad Técnica de Ambato, 2017.
- [19] Gazechim Composites Ibérica, «Integración de materiales y procesos,» 2021. [En línea]. Available: <https://www.gazechim.es/procesos-de-aplicacion/>. [Último acceso: 18 Octubre 2022].
- [20] J. Fajardo, M. Villa, J. Pozo y D. Urgiles, «Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado Epoxi-Carbono empleado en la fabricación de un monoplaza tipo Fórmula SAE,» *Enfoque UTE*, vol. 10, n° 3, pp. 1-12, 2019.
- [21] M. Beltrán y A. Marcilla, «Tecnología de Polímeros. Tema 6. Moldeo por Compresión,» Universidad de Alicante, Alicante, 2011.
- [22] A. J. López Menéndez, «Nueva metodología en ensayos para la caracterización a fractura en modo III de materiales compuestos laminados,» Universidad de Oviedo, 2015.
- [23] E. Alcudia Zacarías, J. A. Paz González, A. Abúndez Pliego, B. González Vizcarra, M. L. Paz González y A. Hernández Delgado, «“Influencia del método de infusión de resina en las propiedades de un compuesto laminado polimérico”,» *MEMORIAS DEL XXI CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM*, pp. 730-738, 2015.
- [24] J. C. Waldrop, B. Harshman, W. R. Burkett y A. F. Tegeler, «Procedimiento de infusión al vacío, con doble volsa, para fabricar un material compuesto y material compuesto así obtenido.,» 2012. [En línea]. Available: <https://patents.google.com/patent/ES2234707T3/es>. [Último acceso: 03 Noviembre 2022].
- [25] C. D. Williams, S. M. Grove y J. Summerscale, «The compression response of fiber-reinforced plastic plates during manufacturing by the resin infusion under flexible tooling method,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 29, pp. 114-114, 1998.
- [26] M. N. Fuentes Munell, «Procesos de fabricación aeronáutica en la arquitectura - infusión por vacío,» 23 Mayo 2018.

- [27] ComposiTech, «Tecnologías de fabricación de los materiales compuestos II: Infusión,» 26 Enero 2022. [En línea]. Available: <https://iberiacompositech.com/blogs/tecnologias-de-fabricacion-de-los-materiales-compuestos-ii-infusion>.
- [28] M. Luzardo Briceño y M. A. Jiménez Ramírez, Manual de inferencia estadística, Medellín: Universidad Pontificia Bolivariana, 2018.
- [29] L. Rincón, Una introducción a la estadística inferencial, México: Universidad Nacional Autónoma de México, 2019.
- [30] E. Matínez, M. Estrems, V. Miguel, A. Garrido y J. A. Guillén, «Aplicación de la metodología de superficie de respuesta para la optimización de parámetros de soldadura en función de la distribución térmica resultante.,» *XIII CONGRESO INTERNACIONAL DE INGENIERÍA DE PROYECTOS*, pp. 476-489, 2009.
- [31] C. Gil Martínez, «Metodología de Superficie de Respuesta (RSM),» *R Pubs*, p. 1, 2019.
- [32] R. Hernández Sampieri, C. Fernández Collado y M. Baptista Lucio, Metodología de la Investigación, Sexta ed., México: McGraw-Hill, 2014.
- [33] H. Gutiérrez Pulido y R. De la Vara Salazar, Análisis y diseño de experimentos, México: Mc Graw-Hill, 2012.
- [34] R. Kuehl, Diseño de experimentos, Segunda ed., México: Thomson Learning, 2001.
- [35] C. Montgomery y Douglas, Libro analisis y diseno de experimentos, Segunda ed., México: Limusa Wiley, 2004.

\

ANEXOS

Anexo 1



Anexo 2



Anexo 3



Anexo 4





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

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

1. Scope

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

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

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

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

2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*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](#)

3. Terminology

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

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 Note—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental dimensions, shown within square brackets: [M] for mass, [L] for length, [T] for time, [Θ] for thermodynamic temperature,



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

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

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

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

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

1.2 Symbols:

A—average cross-sectional area of a coupon.

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

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

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

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

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

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

coupon thickness.

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

minimum required bonded tab length. *n*—

number of coupons per sample population.

P—force carried by test coupon.

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

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

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

w—coupon width.

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

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

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.

2. Summary of Test Method

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

3. Significance and Use

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

3.1.1 Ultimate tensile strength,

3.1.2 Ultimate tensile strain,

3.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,

3.1.4 Poisson's ratio, and

3.1.5 Transition strain.

4. Interferences

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

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

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

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

5. Apparatus

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

used to measure the specimen thickness when at least one surface is irregular (such as the bag-side of a laminate). A micrometer with a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in.] nominal diameter ball interface or with a flat anvil interface shall be used to measure the specimen thickness when both surfaces are smooth (such as tooled surfaces). A micrometer or caliper, with a flat anvil interface, shall be used to measure the width of the specimen. The accuracy of the instruments shall be suitable for reading to within 1 % of the sample dimensions. For typical specimen geometries, an instrument with an accuracy of 60.0025 mm [60.0001 in.] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of 60.025 mm [60.001 in.] is adequate for width measurement.

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

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

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

5.2.3 Force Indicator—The testing machine force-sensing device shall be capable of indicating the total force being carried by the test specimen. This device shall be essentially free from inertia lag at the specified rate of testing and shall indicate the force with an accuracy over the force range(s) of interest of within 61 % of the indicated value. The force range(s) of interest may be fairly low for modulus evaluation, much higher for strength evaluation, or both, as required.

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

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

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

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

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

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

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

5.2.5.3 The zero strain point may be taken either before gripping or after gripping. The strain response of the alignment coupon is subsequently monitored during the gripping process, the tensile loading process, or both. Eq 1 and Eq 2 use these indicated strains to calculate the ratio of the percentage of bending strain to average extensional strain for each bending plane of the alignment coupon. Plotting percent bending versus axial average strain is useful in understanding trends in the bending behavior of the system.

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

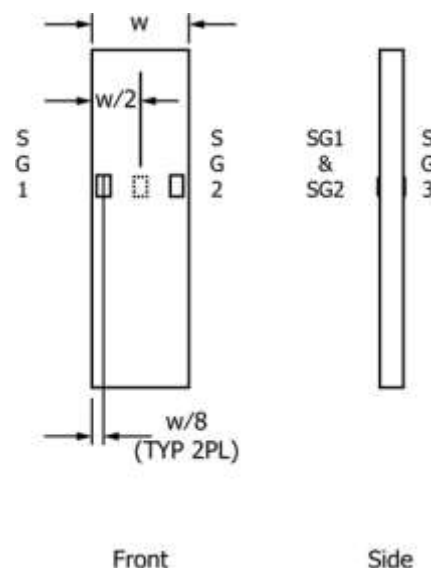


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

in the location near the grip. Concern over modulus data scatter would be reason to evaluate bending strains over the modulus evaluation force range for the typical transducer location. Excessive failures near the grips would be reason to evaluate bending strains near the grip at high loading levels. While the maximum advisable amount of system misalignment is material and location dependent, good testing practice is generally able to limit percent bending to a range of 3 to 5 % at moderate strain levels ($>1000 \mu\epsilon$). A system showing excessive bending for the given application should be readjusted or modified.

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

$$B_z \leq \frac{2/3 \sqrt{\epsilon_2^2 + \epsilon_1^2}}{\epsilon_{ave}} \leq 100 \quad (2)$$

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, %;
- ϵ_1 , ϵ_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.

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

5.3.1 Bonded Resistance Strain Gage Selection—Strain gage selection is a compromise based on the type of material. An active gage length of 6 mm [0.25 in.] is recommended for most materials. Active gage lengths should not be less than 3 mm [0.125 in.].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 350Ω or higher are preferred. Additional consideration should be given to the use of the minimum possible gage excitation voltage consistent with the desired accuracy (1 to 2 V is recommended) to reduce further the power consumed by the gage. Heating of the coupon by the gage may affect the performance of the material directly, or it may affect the indicated strain as a result of a difference between the gage temperature compensation factor and the coefficient of thermal expansion of the coupon material.

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

7.3.1.4 Consideration should be given to the transverse sensitivity of the selected strain gage. The strain gage manufacturer should be consulted for recommendations on transverse sensitivity corrections and effects on composites. This is particularly important for a transversely mounted gage used to determine Poisson's ratio, as discussed in Note 14.

5.3.2 Extensometers—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice E83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E83. For extremely stiff materials, or for measurement of transverse strains, the fixed error allowed by Class B-1 extensometers may be significant, in which case Class A extensometers should be considered. The extensometer shall be essentially free of inertia lag at the specified speed of testing, and the weight of the extensometer should not induce bending strains greater than those allowed in 6.3.

NOTE 4—It is generally less difficult to perform strain calibration on extensometers of longer gage length as less precision in displacement is required of the extensometer calibration device.

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

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

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

6. Sampling and Test Specimens

6.1 Sampling—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice E122 should be consulted. Report the method of sampling.

NOTE 5—If specimens are to undergo environmental conditioning to equilibrium, and are of such type or geometry that the weight change of the material cannot be properly measured by weighing the specimen itself (such as a tabbed mechanical coupon), then use another traveler coupon of the same nominal thickness and appropriate size (but without tabs) to determine when equilibrium has been reached for the specimens being conditioned.

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

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

8.2.1 General Requirements:

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

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

TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements

Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^A
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±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 tabs	±1 % tab thickness
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, °
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:

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

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.

6.3 Specimen Preparation:

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

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

6.3.3 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels being tension tested. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods [D792](#). Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method [D3171](#), or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method [D2584](#). The void content equations of Test Methods [D2734](#) are applicable to both Test Method [D2584](#) and the matrix digestion procedures.

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

7. Calibration

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

8. Conditioning

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

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

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

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

NO DECIMAL	.X	.XX
±3	±1	±.3
 3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ±.5°.
 4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO \overline{A} WITHIN ±.5°.
 5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 1.6√ (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 \overline{A} , OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
 7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

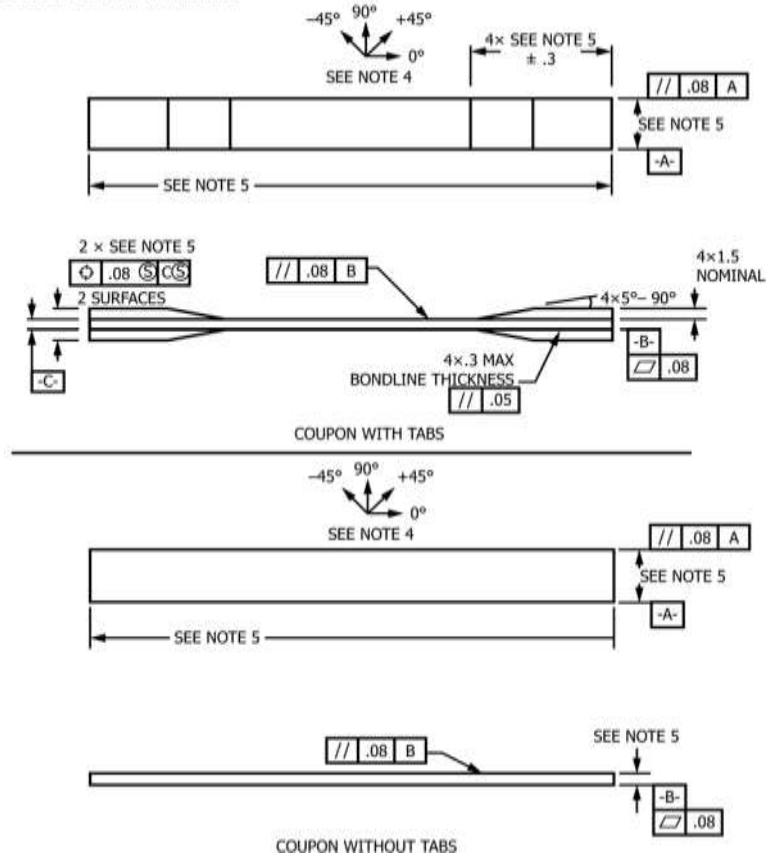


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

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

9. Procedure

9.1 Parameters To Be Specified Before Test:

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

9.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

NOTE 7—Determine specific material property, accuracy, and data reporting requirements before test for proper selection of instrumentation and data-recording equipment. Estimate operating stress and strain levels to aid in transducer selection, calibration of equipment, and determination of equipment settings.

9.1.3 The environmental conditioning test parameters.

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

9.2 General Instructions:

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

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

9.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing to effect a nearly constant strain rate in the gage section. If strain control is not available on the testing machine, this may be approximated by repeated monitoring and adjusting of the rate of force application to maintain a nearly constant strain rate, as measured by strain transducer response versus time. The strain rate should be selected so as to produce failure within 1 to 10 min. If the ultimate strain of the material cannot be reasonably estimated, initial trials should be conducted using standard

DRAWING NOTES:

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

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

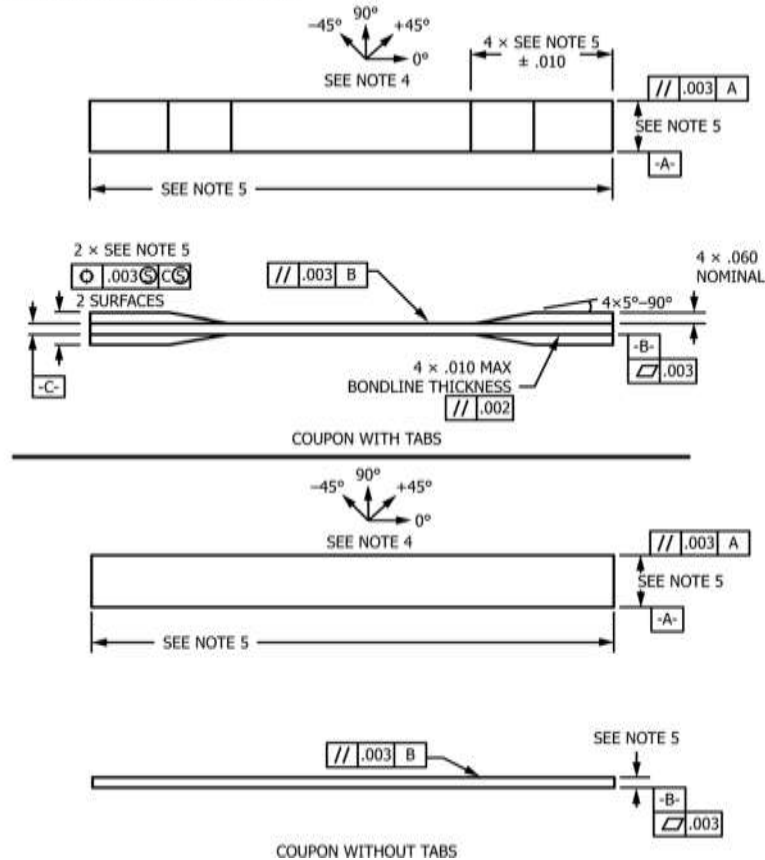


FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)

speeds until the ultimate strain of the material and the compliance of the system are known, and the strain rate can be adjusted. The suggested standard speeds are:

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

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

NOTE 9—Use of a fixed head speed in testing machine systems with a high compliance may result in a strain rate that is much lower than required. Use of wedge grips can cause extreme compliance in the system, especially when using compliant tab materials. In some such cases, actual strain rates 10 to 50 times lower than estimated by head speeds have been observed.

9.4 *Test Environment*—Condition the specimen to the desired moisture profile and, if possible, test under the same conditioning fluid exposure level. However, cases such as elevated temperature testing of a moist specimen place unre-

alistic requirements on the capabilities of common testing machine environmental chambers. In such cases, the mechanical test environment may need to be modified, for example, by testing at elevated temperature with no fluid exposure control, but with a specified limit on time to failure from withdrawal from the conditioning chamber. Modifications to the test environment shall be recorded. In the case where there is no fluid exposure control, the percentage moisture loss of the specimen prior to test completion may be estimated by placing a conditioned traveler coupon of known weight within the test chamber at the same time as the specimen is placed in the chamber. Upon completion of the test, the traveler coupon is removed from the chamber, weighed, and the percentage weight calculated and reported.



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

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

NOTE 10—The ends of the grip jaws on wedge-type grips should be even with each other following insertion to avoid inducing a bending moment that results in premature failure of the specimen at the grip. When using untabbed specimens, a folded strip of emery cloth (suggested grit of 80 to 180) between the specimen faces and the grip jaws (grit-side toward specimen) provides a nonslip grip on the specimen without jaw serration damage to the surface of the specimen. When using tabbed specimens, insert the coupon so that the grip jaws extend approximately 10 to 15 mm [0.5 in.] past the beginning of the tapered portion of the tab. Coupons having tabs that extend beyond the grips are prone to failure at the tab ends because of excessive interlaminar stresses.

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

9.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 4, at the average axial strain checkpoint value (the mid range of the appropriate chord modulus strain range) shown in Table 3. A single transducer can be used if the percent bending is no more than 3 %. When bending is greater than 3 % averaged strains from back-to-back transducers of like kind are recommended.

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

where:

- 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.

10. Validation

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

10.2 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of force introduction into the material if a significant fraction of failures in a sample population occur within one specimen width of the tab or grip. Factors considered should include the tab alignment, tab material, tab angle, tab adhesive, grip type, grip pressure, and grip alignment.

11. Calculation

11.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 5 and report the results to three significant figures. If the tensile modulus is to be calculated, determine the tensile stress at each required data point using Eq

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

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

where:

- F^u = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- P^{max} = maximum force before failure, N [lbf];
- 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, mm² [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.

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

where:

- ϵ = 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	End Point	
$\mu\epsilon^A$	$\mu\epsilon$	$\mu\epsilon$
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.

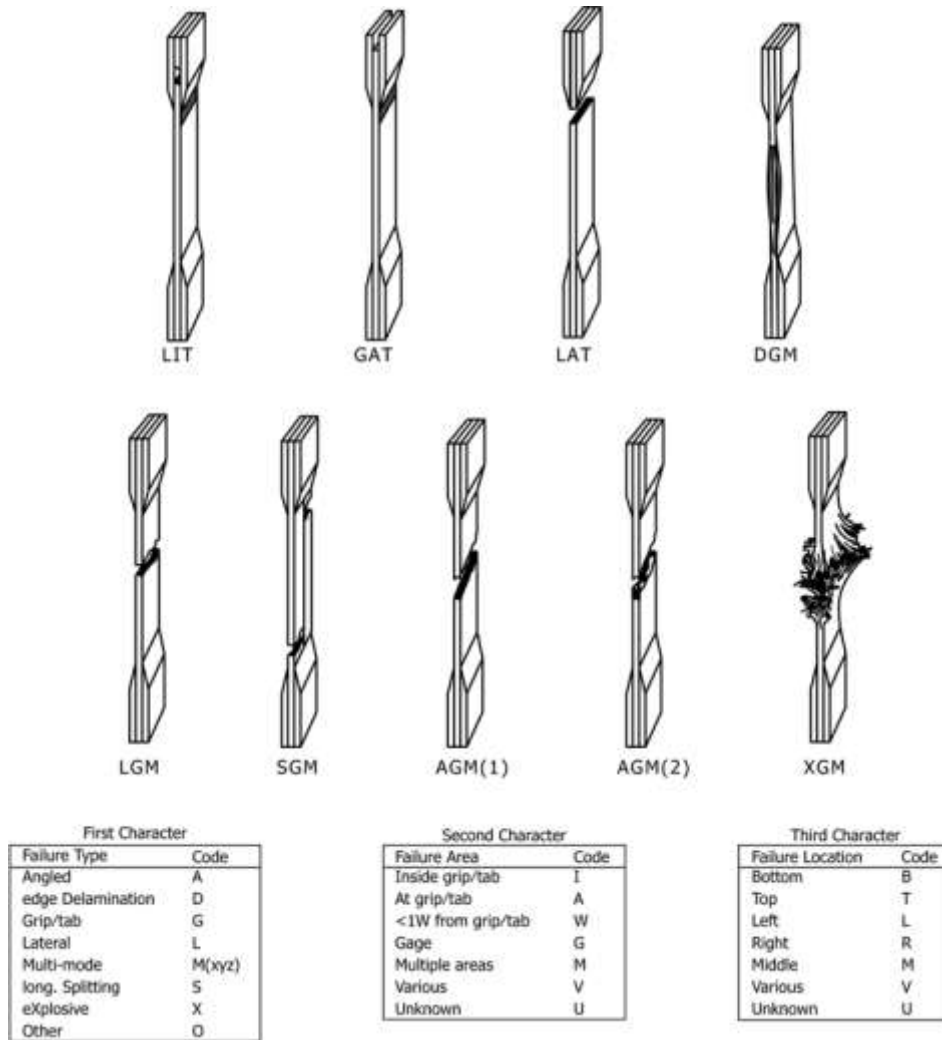


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

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

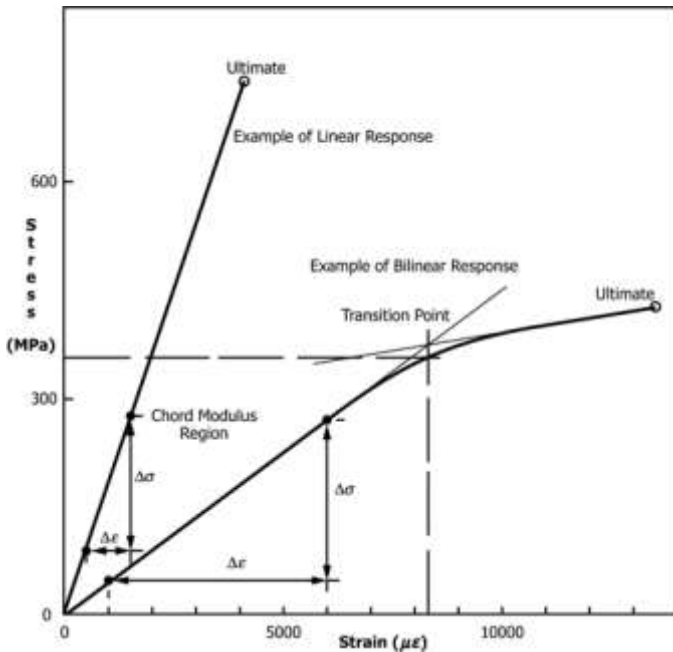


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

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_t , 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.

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

where:

v = Poisson's ratio;

$\Delta\epsilon_t$ = difference in lateral strain between the two longitudinal strain points of Table 3, $\mu\epsilon$; and

$\Delta\epsilon_l$ = difference between the two longitudinal strain points of Table 3 (nominally either 0.001, 0.002, or 0.005).

13.4.2 *Tensile Poisson's Ratio (Other Definitions)*—Other definitions of Poisson's ratio may be evaluated and reported at the user's direction. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used, and the results to three significant figures. Test Method E132 provides additional guidance in the determination of Poisson's ratio.

13.5 *Transition Strain*—Where applicable, determine the transition strain from either the bilinear longitudinal stress versus longitudinal strain curve or the bilinear transverse strain versus longitudinal strain curve. Create a best linear fit or chord line for each of the two linear regions and extend the lines until they intersect. Determine to three significant digits the longi-

tudinal strain that corresponds to the intersection point and record this value as the transition strain. Report also the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined. A graphical example of transition strain is shown in Fig. 5.

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

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

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

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

where:

\bar{x} = sample mean (average);

s_{n-1} = sample standard deviation;

CV = sample coefficient of variation, in percent;

n = number of specimens; and

x_i = measured or derived property.

12. Report

12.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable (reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

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

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

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

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

12.1.5 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

14.1.6 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

14.1.7 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

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

14.1.9 Average ply thickness of the material.

14.1.10 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.11 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, coupon cutting method, identification of tab geometry, tab material, and tab adhesive used.

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



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

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

14.1.15 Dimensions of each test specimen.

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

14.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

14.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

14.1.19 Number of specimens tested.

14.1.20 Speed of testing.

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

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

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

14.1.24 Percent bending results for each specimen so evaluated.

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

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

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

14.1.28 If another definition of modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

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

14.1.30 If another definition of Poisson's ratio is used in addition to the chordwise definition, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

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

14.1.32 If transition strain is determined, the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined.

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

14.1.34 Failure mode and location of failure for each specimen.

13. Precision and Bias⁵

13.1 Precision:

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

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

13.1.3 Material factors that can affect test results include: material quality and representativeness, sampling scheme, and specimen preparation (dimensional accuracy, tab material, tab taper, tab adhesive, and so forth).

13.1.4 The mean tensile strength for a strain rate sensitive, glass/epoxy tape composite testing in the fiber direction was found to increase by approximately two standard deviations with decreasing time to failure tested at the limits of the recommended time to failure prescribed in Test Method D3039/D3039M. This result suggest that caution must be used when comparing test data obtained for strain rate sensitive composite materials tested in accordance with this standard.

13.1.5 Measurement errors arise from the use of specialized measuring instruments such as load cells, extensometers and strain gages, micrometers, data acquisition devices, and so forth.

13.1.6 Data obtained from specimens that fracture outside the gage are should be used with caution as this data may not be representative of the material. Failure in the grip region indicates the stress concentration at the tab is greater than the natural strength variation of the material in the gage section. A tapered tab, bonded with a ductile low-modulus adhesive has a relatively low-stress concentration and should result in the lowest frequency of grip failures. Low-strength bias increases with the frequency of grip failures by an amount proportional to the stress concentration at the tab.

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

TABLE 4 Precision Statistics

Material	\bar{x}	$s_{\bar{x}}$	S_r	S_R	$S_r/\bar{x}, \%$	$S_R/\bar{x}, \%$
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 Str in. %						
A	1.36	0.06	0.07	0.08	4.95	6.15
B	0.66	0.04	0.08	0.09	12.47	13.02
C	1.22	0.03	0.06	0.06	5.25	5.27
F	2.04	0.15	0.07	0.16	3.19	8.03
G	1.27	0.03	0.05	0.05	3.83	4.13



13.1.7 An interlaboratory test program was conducted where an average of five specimens each, of six different materials and lay-up configurations, were tested by nine different laboratories.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)

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

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/

TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation

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

ity (within laboratory precision) and reproducibility (between laboratory precision) of the tension test parameters. Overall, this indicates that the failure strain measurements exhibit the least repeatability and reproducibility of all the parameters measured while modulus was found to provide the highest repeatability and reproducibility of the parameters measured.

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

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

14. Keywords

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



Designation: D7264/D7264M – 21

Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite 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 reapproval. A superscript epsilon (s) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

1. Scope

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

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

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

NOTE 1—Unlike Test Method D6272, which allows loading at both one-third and one-half of the support span, in order to standardize geometry and simplify calculations, this standard permits loading at only one-half the support span.

1.2 For comparison purposes, tests may be conducted according to either test procedure, provided that the same procedure is used for all tests, since the two procedures generally give slightly different property values.

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

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

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

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}_5 = 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).

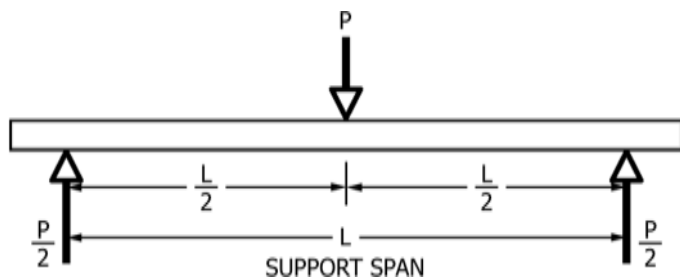


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

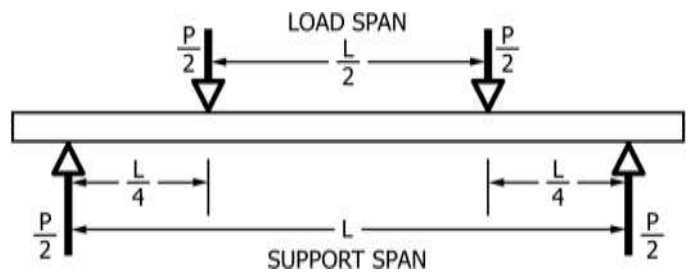


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

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 645° direction. The deviations from beam theory decrease with decreasing width.

6.4 Loading noses shall be fixed, rotatable, or rolling. Typically, for testing composites, fixed or rotatable loading noses are used. The type of loading nose can affect results, since non-rolling paired supports on either the tension or compression side of the specimen introduce slight longitudinal forces and resisting moments on the beam, which superpose with the intended loading. The type of supports used is to be reported as described in Section 14. The loading noses shall uniformly contact the specimen across its width. Lack of uniform contact can affect flexural properties by initiating damage by crushing and by non-uniformly loading the beam. Formulas used in this standard assume a uniform line loading at the specimen supports across the entire specimen width; deviations from this type of loading is beyond the scope of this standard.

7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—The testing machine shall be properly calibrated and operate at a constant rate of crosshead motion with the error in the force application system not exceeding 61 % of the full scale. The force indicating mechanism shall be essentially free of inertia lag at the crosshead rate used. Inertia lag shall not exceed 1 % of the measured force. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices E4.

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

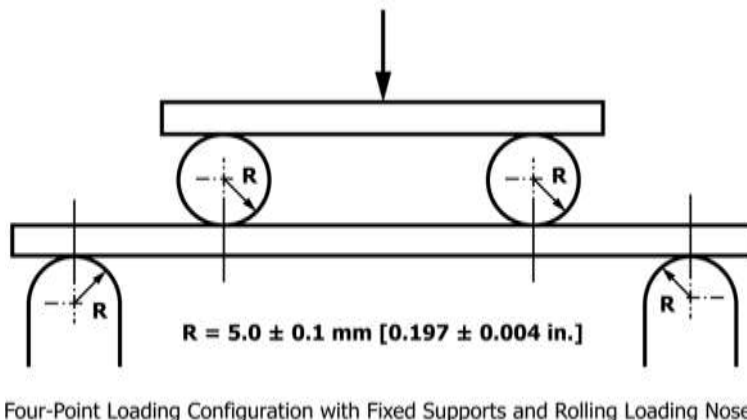
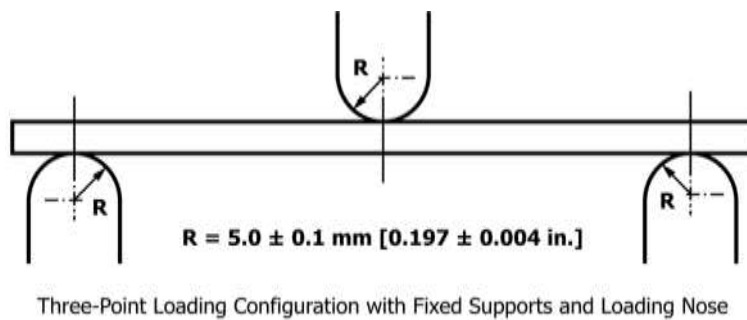


FIG. 3 Example Loading Nose and Supports for Procedures A (top) and B (bottom)

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

7.3 Micrometers and Calipers—For width and thickness measurements, the micrometers shall use a 4 to 8 mm [0.16 to 0.32 in.] nominal diameter ball-interface on an irregular surface such as the bag side of a laminate, and a flat anvil interface on machined edges or very smooth tooled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The use of alternative measurement devices is permitted if specified (or agreed to) by the test requestor and reported by the testing laboratory. The accuracy of the instrument(s) shall be suitable for reading to within 1 % or better of the specimen dimensions. For typical section geometries, an instrument with an accuracy of 60.02 mm [60.001 in.] is adequate for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of 60.1 mm [60.004 in.] is adequate for length measurement.

7.4 Deflection Measurement—Specimen deflection at the common center of the loading span shall be measured by a properly calibrated device having an accuracy of 61% or better of the expected maximum displacement. The device shall automatically and continuously record the deflection during the test.

7.5 Conditioning Chamber—When conditioning materials at non-laboratory environments, a temperature/vapor-level-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within 63 °C [65 °F] and the required vapor level to within 63 % relative humidity, as outlined in Test Method D5229/

D5229M. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.6 Environmental Test Chamber—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the test specimen at the required temperature within 63 °C [65 °F] and the required vapor level to within 65 % relative humidity.

8. Test Specimens

8.1 Specimen Preparation—Guide D5687/D5687M provides recommended specimen preparation practices and shall be followed when practical.

8.2 Specimen Size is chosen such that the flexural properties are determined accurately from the tests. For flexural strength, the standard support span-to-thickness ratio is chosen such that failure occurs at the outer surface of the specimens, due only to the bending moment (see Notes 2 and 3). The standard span-to-thickness ratio is 32:1, the standard specimen thickness is 4 mm [0.16 in.], and the standard specimen width is 13 mm [0.5 in.] with the specimen length being about 20 % longer than the support span. See Figs. 4 and 5 for a drawing of the standard test specimen in SI and inch-pound units, respectively. For fabric-reinforced textile composite materials, the width of the specimen shall be at least two unit cells, as defined in Guide D6856. If the standard specimen thickness cannot be obtained in a given material system, an alternate specimen thickness shall be used while maintaining the support span-to-thickness ratio [32:1] and specimen width. Optional support span-to-thickness ratios of 16:1, 20:1, 40:1, and 60:1 may also be used, provided it is so noted in the report. Also, the data obtained from a test using one support span-to-thickness ratio shall not

DRAWING NOTES:

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

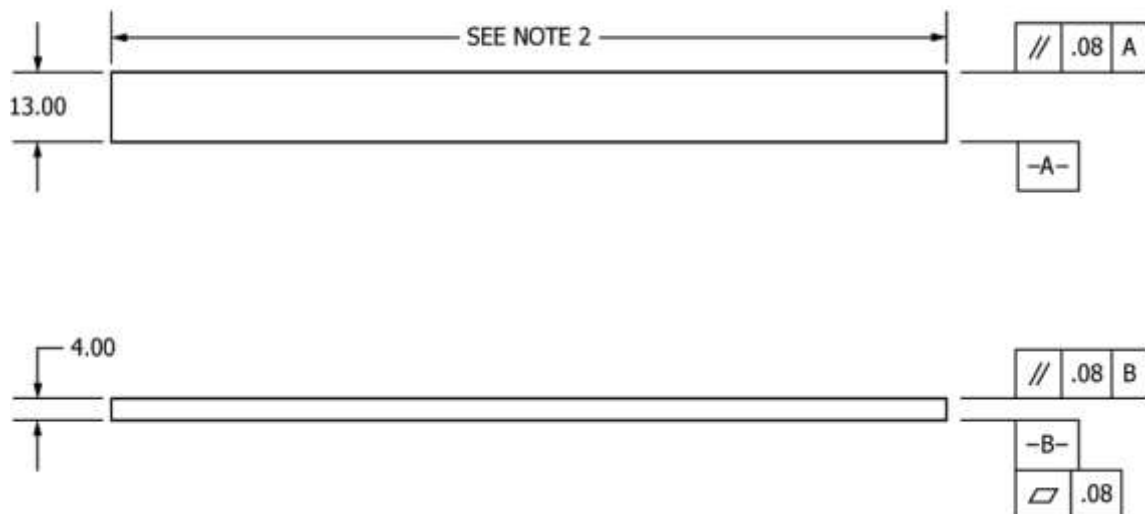
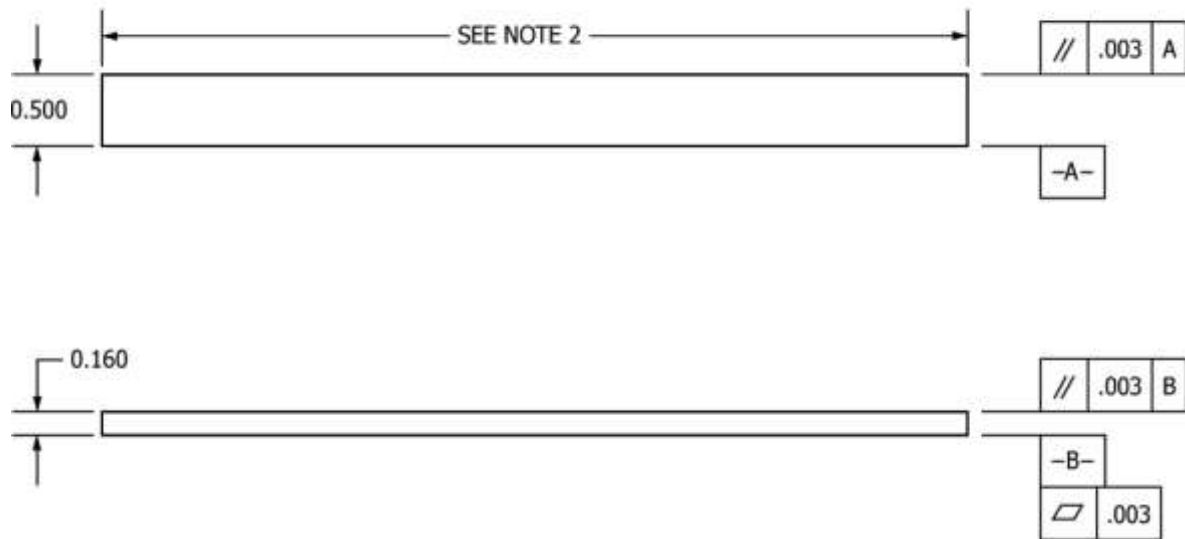


FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)

DRAWING NOTES:

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


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

be compared with the data from another test using a different support span-to-thickness ratio.

8.2.1 Shear deformations can significantly reduce the apparent modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low support span-to-thickness ratios. For this reason, a high support span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.

NOTE 2—A support span-to-thickness ratio of less than 32:1 may be acceptable for obtaining the desired flexural failure mode when the ratio of the lower of the compressive and tensile strength to out-of-plane shear strength is less than 8, but the support span-to-thickness ratio must be increased for composite laminates having relatively low out-of-plane shear strength and relatively high in-plane tensile or compressive strength parallel to the support span.

NOTE 3—While laminate stacking sequence is not limited by this test method, significant deviations from a lay-up of nominal balance and symmetry may induce unusual test behaviors and a shift in the neutral axis.

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

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

9. Number of Test Specimens

9.1 Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice [E122](#) shall be consulted. Report the method of sampling.

10. Conditioning

10.1 The recommended pre-test specimen condition is effective moisture equilibrium at a specific relative humidity as established by Test Method [D5229/D5229M](#); however, if the test requester does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, conditioning is not required and the test specimens shall be tested as prepared.

NOTE 4—The term *moisture*, as used in Test Method [D5229/D5229M](#), includes not only the vapor of a liquid and its condensate, but the liquid itself in large quantities, as for immersion.

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

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

11. Procedure

11.1 Condition the specimens as required. Store the specimens in the conditioned environment until test time.

11.2 Following final specimen machining and any conditioning, but before testing, measure and record the specimen width, b , and thickness, h , at the specimen mid-section, and the specimen length, to the accuracy specified in [7.3](#).

11.3 Measure the span, L , accurately to the nearest 0.1 mm [0.004 in.] for spans less than 63 mm [2.5 in.] and the nearest 0.3 mm [0.012 in.] for spans greater than or equal to 63 mm [2.5 in.]. Use the measured span for all calculations. See **Annex A1** for information on the determination of and setting of the span.

11.4 *Speed of Testing*—Set the speed of testing at a rate of crosshead movement of 1.0 mm/min [0.05 in./min] for a specimen with standard dimensions. For specimens with dimensions that vary greatly from the standard dimensions, a crosshead rate that will give a similar rate of straining at the outer surface can be obtained via the method outlined in Test Methods **D790** for Procedure A and Test Method **D6272** for Procedure B. The use of an alternative test rate is permitted if specified (or agreed to) by the test requestor and reported by the testing laboratory.

11.5 Align the loading nose(s) and supports so that the axes of the cylindrical surfaces are parallel. For Procedure A, the loading nose shall be midway between the supports. For Procedure B, the load span shall be one-half of the support span and symmetrically placed between the supports. The parallelism may be checked by means of plates with parallel grooves into which the loading nose(s) and supports will fit when properly aligned. Center the specimen on the supports, with the long axis of the specimen perpendicular to the loading noses and supports. See **Annex A1** for setting and measuring span.

11.6 Apply the force to the specimen at the specified crosshead rate. Measure and record force-deflection data at a rate such that a minimum of 50 data points comprise the force deflection curve. (A higher sampling rate may be required to properly capture any nonlinearities or progressive failure of the specimen.) Measure deflection by a transducer under the specimen in contact with it at the center of the support span, the transducer being mounted stationary relative to the specimen supports. Do not use the measurement of the motion of the loading nose relative to the supports as this will not take into account the rotation of the specimen about the load and support noses, nor account for the compliance in the loading nose or crosshead.

11.7 *Failure Modes*—To obtain valid flexural strength, it is necessary that the specimen failure occurs on either one of its outer surfaces, without a preceding interlaminar shear failure or a crushing failure under a support or loading nose. Failure on the tension surface may be a crack while that on the compression surface may be local buckling. Buckling may be

manifested as fiber micro-buckling or ply-level buckling. Ply-level buckling may result in, or be preceded by, delamination of the outer ply.

11.7.1 *Failure Identification Codes*—Record the mode, area, and location of failure for each specimen. Choose a standard failure identification code based on the three-part code shown in **Fig. 6**. A multimode failure can be described by including each of the appropriate failure-mode codes between the parentheses of the M failure mode.

12. Validation

12.1 Values for properties at failure shall not be calculated for any specimen that breaks at some obvious, fortuitous flaw, unless such flaws constitute a variable being studied. Specimens that fail in an unacceptable failure mode shall not be included in the flexural property calculations. Retests shall be made for any specimen for which values are not calculated. If a significant fraction (>50 %) of the specimens fail in an unacceptable failure mode, then the span-to-thickness ratio (for excessive shear failures) or the loading nose diameter (crushing under the loading nose) shall be reexamined.

13. Calculation

NOTE 5—In determination of the calculated value of some of the properties listed in this section, it is necessary to determine if the toe compensation (see **Annex A2**) adjustment must be made. This toe compensation correction shall be made only when it has been shown that the toe region of the curve is due to take up of the slack, alignment, or seating of the specimen and is not an authentic material response.

13.1 *Maximum Flexural Stress, Procedure A*—When a beam of homogenous, elastic material is tested in flexure as a beam simply supported at two points and loaded at the midpoint, the maximum stress at the outer surface occurs at mid-span. The stress shall be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (**Note 6**):

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

where:

- 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):

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

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:

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

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:

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

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).

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

where:

E_f^{chord} = flexural chord modulus of elasticity, MPa [psi],

$\Delta\sigma$ = difference in flexural stress between the two selected strain points, MPa [psi], and

$\Delta\varepsilon$ = difference between the two selected strain points (nominally 0.002).

13.7.1.1 Report the chord modulus of elasticity in MPa [psi] for the strain range 0.001 to 0.003. If a different strain range is used in the calculations, also report the strain range used.

NOTE 8—Shear deformation can seriously reduce the apparent flexural modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low span-to-thickness ratios.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:

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

where:

E_f^{secant} = flexural secant modulus of elasticity, MPa [psi],

L = support span, mm [in.],

b = width of beam, mm [in.],

h = thickness of beam, mm [in.] and

m = slope of the secant of the force-deflection curve.

13.7.2.2 For Procedure B:

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:

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

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

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

where:

- \bar{x} = average value or sample mean,
- x_i = value of single measured or derived property,
- n = number of specimens,
- s_{n-1} = estimated standard deviation,
- CV = coefficient of variation in percentage.

14. Report

14.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable. (Reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details of panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the requestor):

14.1.1 The revision level or date of issue of the test method used.

14.1.2 The date(s) and location(s) of the testing.

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

14.1.4 The test Procedure used (A or B).

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

14.1.6 Identification of the material tested, including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from the manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

14.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate, including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

14.1.8 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

14.1.9 If requested, report density, reinforcement volume fraction, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test data.

14.1.10 Average ply thickness of the material.

14.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.12 Method of preparing the test specimens, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and specimen cutting method.

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

14.1.14 Type of test machine, grips, jaws, alignment data, and data acquisition sampling rate and equipment type.

14.1.15 Dimensions of each specimen to at least three significant figures, including specimen width, thickness, and overall length.

14.1.16 Conditioning parameters and results, and the procedure used if other than that specified in this test method.

14.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

14.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

14.1.19 Number of specimens tested.

14.1.20 Load-span length, support-span length, and support span-to-thickness ratio.

14.1.21 Loading and support nose type and dimensions.

14.1.22 Speed of testing.

14.1.23 Transducer placement on the specimen, transducer type, and calibration data for each transducer used.

14.1.24 Force-deflection curves for each specimen. Note method and offset value if toe compensation was applied to force-deflection curve.

14.1.25 Tabulated data of flexural stress versus strain for each specimen.

14.1.26 Individual flexural strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load prior to failure.

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

14.1.28 Strain range used for the flexural chord modulus of elasticity determination.

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

14.1.30 If an alternate definition of flexural modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

14.1.31 Individual values of the alternate (see above) flexural modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.32 Individual maximum flexural stresses, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test in which the failure load was less than the maximum load before failure.

14.1.33 For flexural modulus only tests: maximum load applied, strain at maximum applied load, and calculated flexural modulus of elasticity (E_f).

14.1.34 Individual maximum flexural strains and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in

percent) values for the population. Note any test that was truncated to 2 % strain.

14.1.35 Failure mode and location of failure for each specimen.

15. Precision and Bias

15.1 *Precision*—The data required for the development of precision is not currently available for this test method.

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

16. Keywords

16.1 fiber-reinforced composites; flexural properties; stiffness; strength

ANNEXES

(Mandatory Information)

A1. MEASURING AND SETTING SPAN

A1.1 For flexural fixtures that have adjustable spans, it is important that the span between the supports is maintained constant or the actual measured span is used in the calculation of flexural stress, flexural modulus and strain, and the loading noses are positioned and aligned properly with respect to the supports. Some simple steps as follows can improve the repeatability of results when using adjustable span fixtures.

A1.2 *Measurement of Span:*

A1.2.1 This technique is needed to ensure that the correct span, not an estimated span, is used in calculation of results.

A1.2.2 Scribe a permanent line or mark at the exact center of the support where the specimen makes complete contact. The type of mark depends on whether the supports are fixed or rotatable (see [Figs. A1.1 and A1.2](#)).

A1.2.3 Using a vernier caliper with pointed tips that is readable to at least 0.1 mm [0.004 in.], measure the distance between the supports, and use this measurement of span in the calculations.

A1.3 *Setting the Span and Alignment of Loading Nose(s)*—

To ensure a constant day-to-day setup of the span and ensure the alignment and proper positioning of the loading nose(s), simple jigs should be manufactured for each of the standard setups used. An example of a jig found to be useful is shown in [Fig. A1.3](#).



FIG. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

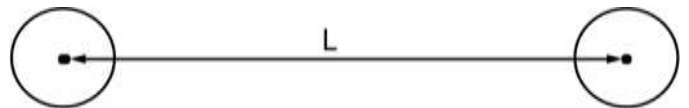


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

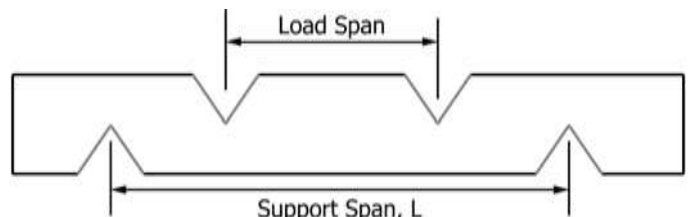


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

A2. TOE COMPENSATION

A2.1 In a typical force-deflection curve (see Fig. A2.1) there is a toe region, AC, which does not represent a property of the material. It is an artifact caused by a take-up of slack and alignment, or seating of the specimen. In order to obtain correct values of such parameters as flexural modulus, and deflection at failure, this artifact must be compensated for to give the corrected zero point on the deflection, or extension axis.

A2.2 In the case of a material exhibiting a region of Hookean (linear) behavior (see Fig. A2.1), a continuation of the linear (CD) region is constructed through the zero axis. This intersection (B) is the corrected zero deflection point from which all deflections must be measured. The slope can be

determined by dividing the change in force between any two points along the line CD (or its extension) by the change in deflection at the same two points (measured from Point B, defined as zero-deflection).

A2.3 In the case of a material that does not exhibit any linear region (see Fig. A2.2), the same kind of toe correction of zero-deflection point can be made by constructing a tangent to the maximum slope at the inflection Point H'. This is extended to intersect the deflection axis at Point B', the corrected zero-deflection point. Using Point B' as zero deflection, the force at any point (G') on the curve can be divided by the deflection at that point to obtain a flexural chord modulus (slope of Line B'G').

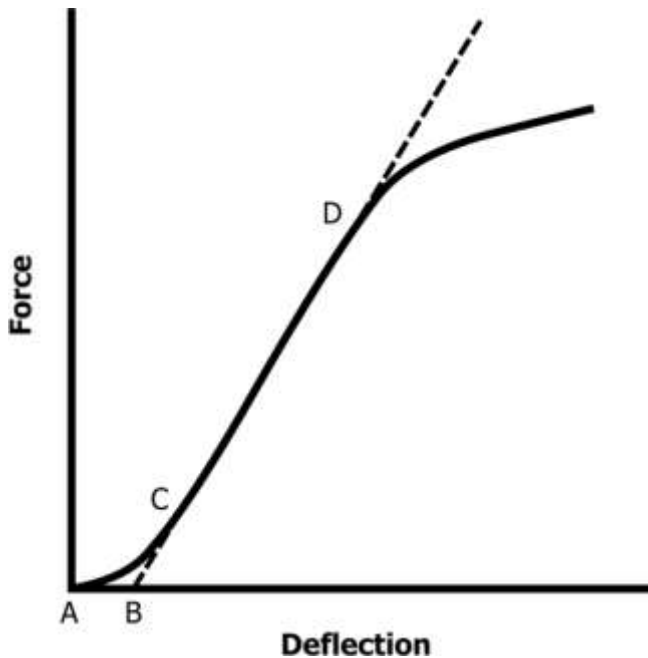


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

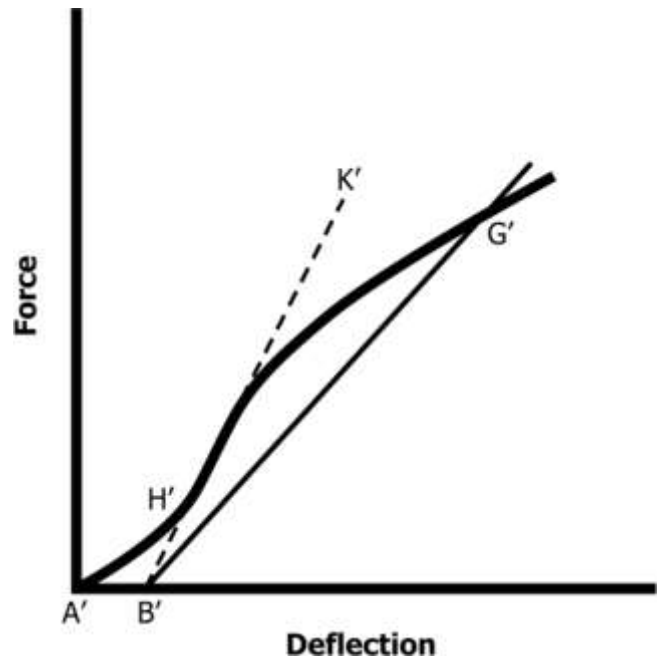


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org). Permission rights to photocopy the standard may also be secured from the Copyright Clearance Center, 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923, Tel: (978) 646-2600; <http://www.copyright.com/>



Designation: D5628 – 18

Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimens by Means of a Falling Dart (Tup or Falling Mass)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 (s) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

1. Scope*

1.1 This test method covers the determination of the threshold value of impact-failure energy required to crack or break flat, rigid plastic specimens under various specified conditions of impact of a free-falling dart (tup), based on testing many specimens.

1.2 The values stated in SI units are to be regarded as the standard. The values in parentheses are for information only.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety, health, and environmental practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.* Specific hazard statements are given in Section 8.

NOTE 1—This test method and ISO 6603-1 are technically equivalent only when the test conditions and specimen geometry required for Geometry FE and the Bruce-ton Staircase method of calculation are used.

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

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards: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

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.

⁴ The 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

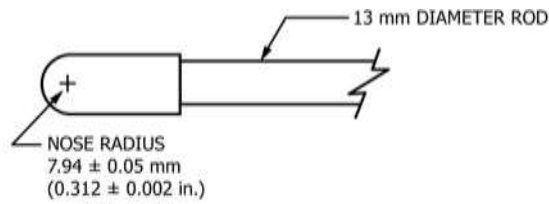


FIG. 1 (a)

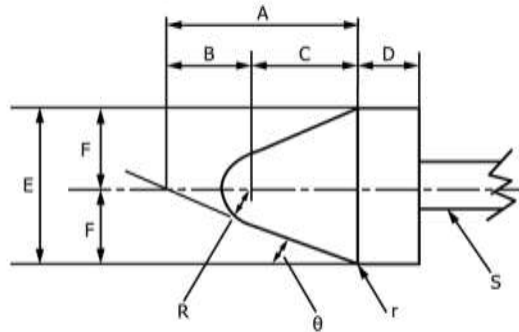


FIG. 1 (b)

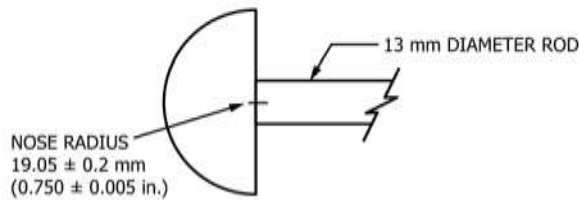


FIG. 1 (c)

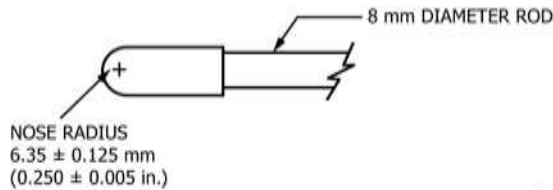


FIG. 1 (d)

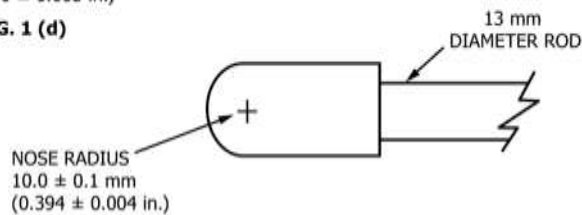


FIG. 1 (e)

Dimensions of Conical Dart (Not to scale.)—Fig. 1(b)

NOTE 1—Unless specified, the tolerance on all dimensions shall be 62 %.

Position	Dimension, mm	Dimension, in.
A	27.2	1.07
B	15	0.59
C	12.2	0.48
D	6.4	0.25
E	25.4	1
F	12.7	0.5
R	6.35 ± 0.05	0.250 ± 0.002
(nose radius)		
r (radius)	0.8	0.03
S (diameter) ^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)

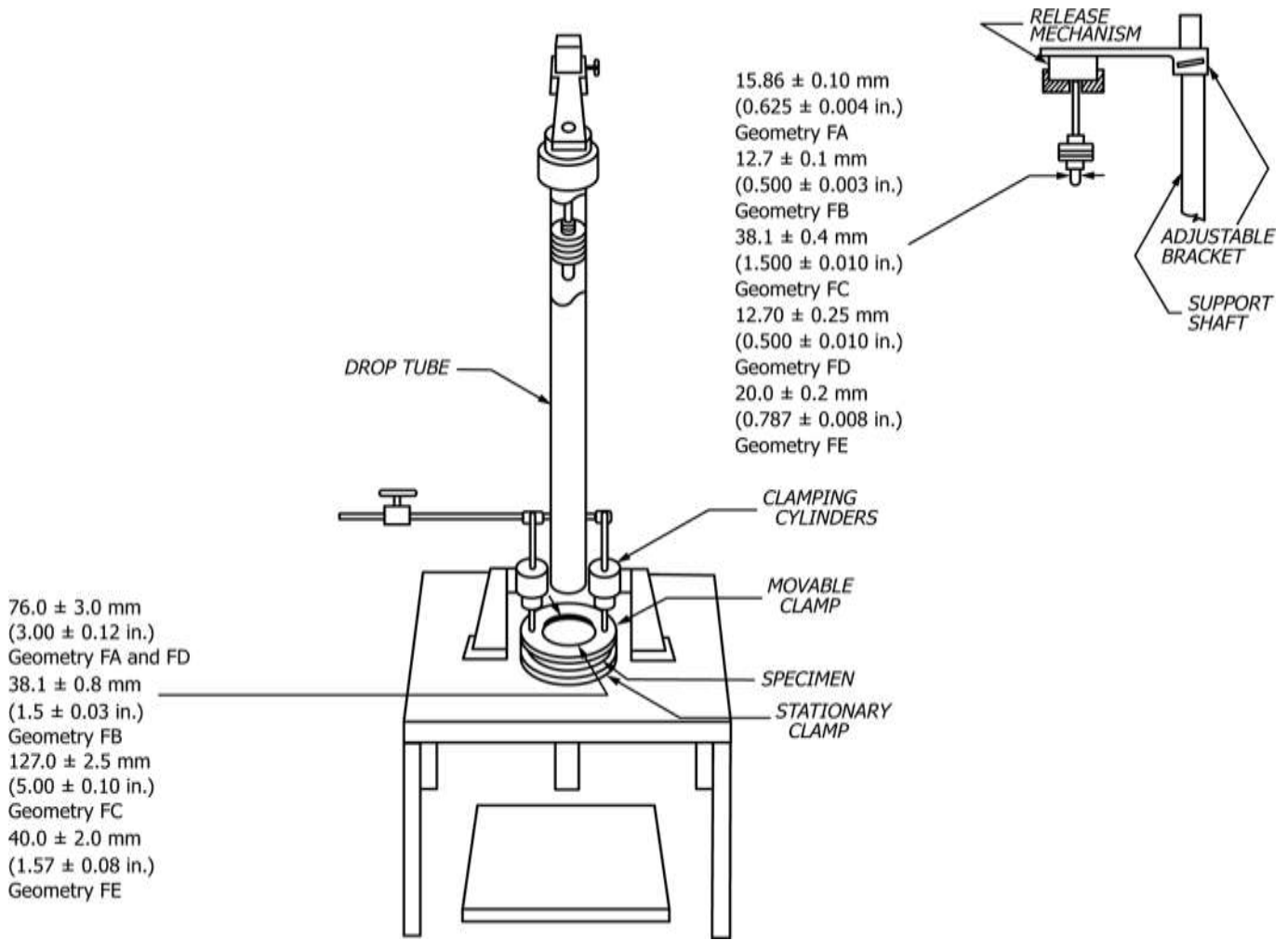


FIG. 2 One Type of Falling Mass Impact Tester

reasonable temperature and humidity, thus representing actual use environments. However, this test method is intended primarily for rating materials under specific impact conditions.

7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—The apparatus shall be constructed essentially as is shown in Fig. 2. The geometry of the specimen clamp and tup shall conform to the dimensions given in 7.1.1 and 7.2.

7.1.1 *Specimen Clamp*—For flat specimens, a two-piece annular specimen clamp constructed as shown in Fig. 3 is recommended. For Geometries FA and FD, the inside diameter shall be 76.0 ± 3.0 mm (3.00 ± 0.12 in.). For Geometry FB, the inside diameter shall be 38.1 ± 0.80 mm (1.5 ± 0.03 in.). For Geometry FC, the inside diameter shall be 127.0 ± 2.5 mm (5.00 ± 0.10 in.). For Geometry FE an annular specimen clamp constructed as shown in Fig. 4 is required. The inside diameter shall be 40 ± 2 mm (1.57 ± 0.08 in.) (see Table 1). For Geometries FA, FB, FC, and FD, the inside edge of the upper or supporting surface of the lower clamp shall be rounded slightly; a radius of 0.8 mm (0.03 in.) has been found to be satisfactory. For Geometry FE this radius shall be 1 mm (0.04 in.).

7.1.1.1 Contoured specimens shall be firmly held in a jig so that the point of impact will be the same for each specimen.

7.1.2 *Tup Support*, capable of supporting a 13.5-kg (30-lb) mass, with a release mechanism and a centering device to ensure uniform, reproducible drops.

NOTE 3—Reproducible drops are ensured through the use of a tube or cage within which the tup falls. In this event, care should be exercised so that any friction that develops will not reduce the velocity of the tup appreciably.

7.1.3 *Positioning Device*—Means shall be provided for positioning the tup so that the distance from the impinging surface of the tup head to the test specimen is as specified.

7.2 Tup:

7.2.1 The tup used in Geometry FA shall have a 15.86 ± 0.10-mm (0.625 ± 0.004-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(a) and Table 1).

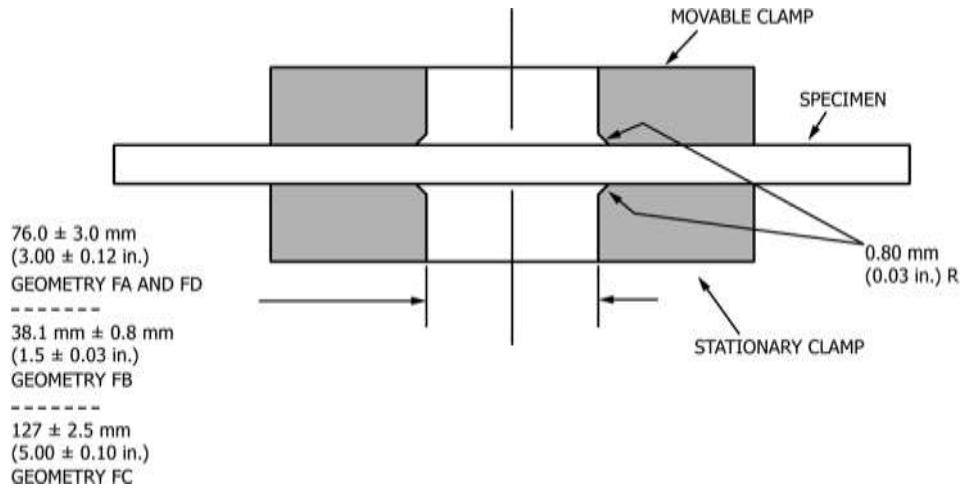


FIG. 3 Support Plate/Specimen/Clamp Configuration for Geometries FA, FB, FC, and FD

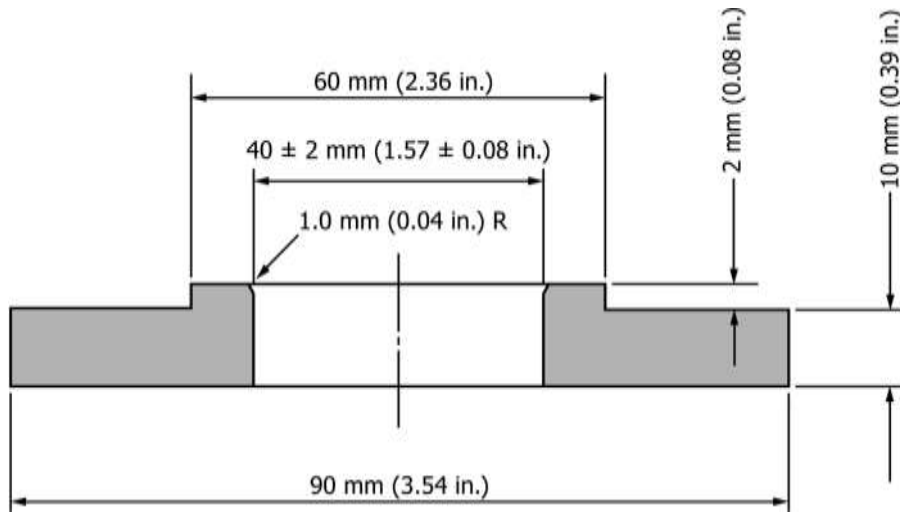


FIG. 4 Test-Specimen Support for Geometry FE

TABLE 1 Tup and Support Ring Dimensions

Geometry	Dimensions, mm (in.)	
	Tup Diameter	Inside Diameter Support Ring
FA	15.86 ± 0.10 (0.625 ± 0.004)	76.0 ± 3.0 (3.00 ± 0.12)
FB	12.7 ± 0.1 (0.500 ± 0.003)	38.1 ± 0.8 (1.5 ± 0.03)
FC	38.1 ± 0.4 (1.5 ± 0.010)	127.0 ± 2.5 (5.00 ± 0.10)
FD	12.70 ± 0.25 (0.500 ± 0.010)	76.0 ± 3.0 (3.00 ± 0.12)
FE	20.0 ± 0.2 (0.787 ± 0.008)	40.0 ± 2.0 (1.57 ± 0.08)

7.2.2 The tup used in Geometry FB shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The head shall have a diameter of 12.76 ± 0.1 mm (0.500 ± 0.003 in.) with a conical (50° included angle) configuration such that the conical surface is tangent to the hemispherical nose. A 6.4-mm (0.25-in.) diameter shaft is satisfactory (see Fig. 1(b) and Table 1).

7.2.3 The tup used for Geometry FC shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The hemispherical head shall have a diameter of 38.1 ± 0.4 mm (1.5 ± 0.015 in.). A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass (see Fig. 1(c) and Table 1).

7.2.4 The tup used in Geometry FD shall have a 12.70 ± 0.25-mm (0.500 ± 0.010-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 8 mm (0.31 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(d) and Table 1).

7.2.5 The tup used in Geometry FE shall have a 20.0 ± 0.2-mm (0.787 ± 0.008-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13

TABLE 2 Minimum Size of Specimen

Geometry	Specimen Diameter, mm (in.)	Square Specimen, mm (in.)
FA	89 (3.5)	89 by 89 (3.5 by 3.5)
FB	51 (2.0)	51 by 51 (2.0 by 2.0)
FC	140 (5.5)	140 by 140 (5.5 by 5.5)
FD	89 (3.5)	89 by 89 (3.5 by 3.5)
FE	58 (2.3)	58 by 58 (2.3 by 2.3)

mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(e) and Table 1).

7.2.6 The tup head shall be free of nicks, scratches, or other surface irregularities.

7.3 *Masses*—Cylindrical steel masses are required that have a center hole into which the tup shaft will fit. A variety of masses are needed if different materials or thicknesses are to be tested. The optimal increments in tup mass range from 10 g or less for materials of low impact resistance, to 1 kg or higher for materials of high impact resistance.

7.4 *Micrometer*—Apparatus for measuring the width and thickness of the test specimen shall comply with the requirements of Test Methods D5947.

7.5 The mass of the tup head and shaft assembly and the additional mass required must be known to within an accuracy of 61 %.

8. Hazards

8.1 Safety Precautions:

8.1.1 Cushioning and shielding devices shall be provided to protect personnel and to avoid damage to the impinging surface of the tup. A tube or cage can contain the tup if it rebounds after striking a specimen.

8.1.2 When heavy weights are used, it is hazardous for an operator to attempt to catch a rebounding tup. Figure 2 of Test Method D2444 shows an effective mechanical “rebound catcher” employed in conjunction with a drop tube.

9. Sampling

9.1 Sample the material to meet the requirements of Section 14.

10. Test Specimens

10.1 Flat test specimens shall be large enough so that they can be clamped firmly if clamping is desirable. See Table 2 for the minimum size of specimen that can be used for each test geometry.

10.2 The thickness of any specimen in a sample shall not differ by more than 5 % from the average specimen thickness of that sample. However, if variations greater than 5 % are unavoidable in a sample that is obtained from parts, the data shall not be used for referee purposes. For compliance with

ISO 6603-1 the test specimen shall be 60.62 mm (2.4608 in.) in diameter or 60.62 mm (2.4608 in.) square with a thickness of 2.601 mm (0.086004 in.). Machining specimens to reduce thickness variation is not permissible.

10.3 When the approximate mean failure mass for a given sample is known, 20 specimens will usually yield sufficiently precise results. If the approximate mean failure mass is unknown, six or more additional specimens shall be used to determine the appropriate starting point of the test. For compliance with ISO 6603-1 a minimum of 30 specimens must be tested.

10.4 Carefully examine the specimen visually to ensure that samples are free of cracks or other obvious imperfections or damages, unless these imperfections constitute variables under study. Samples known to be defective shall not be tested for specification purposes. Production parts, however, shall be tested in the as-received condition to determine conformance to specified standards.

10.5 Select a suitable method for making the specimen that will not affect the impact resistance of the material.

10.6 Specimens range from having flat smooth surfaces on both sides, being textured on one side and smooth on the other side, or be textured on both surfaces. When testing, special attention must be paid to how the specimen is positioned on the support.

NOTE 4—As few as ten specimens often yield sufficiently reliable estimates of the mean-failure mass. However, in such cases the estimated standard deviation will be relatively large (1).

11. Conditioning

11.1 Unless otherwise specified, by contract or relevant ASTM material specification, condition the test specimens in accordance with Procedure A of Practice D618, for those tests where conditioning is required. Temperature and humidity tolerances shall be in accordance with Section 7 of Practice D618, unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification. For compliance with ISO requirements, the specimens must be conditioned for a minimum of 16 h prior to testing or post conditioning in accordance with ISO 291, unless the period of conditioning is stated in the relevant ISO specification for the material.

11.1.1 Note that for some hygroscopic materials, such as polyamides, the material specifications (for example, Classification System D6779) call for testing “dry as-molded specimens”. Such requirements take precedence over the above routine preconditioning to 50 % RH and require sealing the specimens in water vapor-impermeable containers as soon as molded and not removing them until ready for testing.

11.2 Conduct tests at the same temperature and humidity used for conditioning with tolerances in accordance with Section 7 of Practice D618, unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification.

11.3 When testing is desired at temperatures other than 23°C, transfer the materials to the desired test temperature within 30 min, preferably immediately, after completion of the preconditioning. Hold the specimens at the test temperature for

no more than 5 h prior to test, and, in no case, for less than the time required to ensure thermal equilibrium in accordance with Section 10 of Test Method D618.

12. Procedure

12.1 Determine the number of specimens for each sample to be tested, as specified in 10.3.

12.2 Mark the specimens and condition as specified in 11.1.

12.3 Prepare the test apparatus for the geometry (FA, FB, FC, FD, FE) selected.

12.4 Measure and record the thickness of each specimen in the area of impact. In the case of injection molded specimens, it is sufficient to measure and record thickness for one specimen when it has been previously demonstrated that the thickness does not vary by more than 5 %.

12.5 Choose a specimen at random from the sample.

12.6 Clamp or position the specimen. The same surface or area shall be the target each time (see 6.2). When clamping is employed, the force shall be sufficient to prevent motion of the clamped portion of the specimen when the tup strikes.

12.7 Unless otherwise specified, initially position the tup 0.660 ± 0.008 m (26.0 ± 0.3 in.) from the surface of the specimen.

12.8 Adjust the total mass of the tup or the height of the tup, or both, to that amount expected to cause half the specimens to fail.

NOTE 5—If failures cannot be produced with the maximum available missile mass, the drop height can be increased. The test temperature could be reduced by (a) use of an ice-water mixture, or (b) by air-conditioned environment to provide one of the temperatures given in 3.3 of Test Methods D618. Conversely, if the unloaded tup causes failures when dropped 0.660 m, the drop height can be decreased. A moderate change in dart velocity will not usually affect the mean-failure energy appreciably. Refer to 5.1.

12.9 Release the tup. Be sure that it hits the center of the specimen. If the tup bounces, catch it to prevent multiple impact damage to the specimen's surface (see 8.1.2).

12.10 Remove the specimen and examine it to determine whether or not it has failed. Permanent deformation alone is not considered failure, but note the extent of such deformation (depth, area). For some polymers, for example, glass-reinforced polyester, incipient cracking is difficult to determine with the naked eye. Exposure of the stressed surface to a penetrating dye, such as gentian violet, confirms the onset of cracking. As a result of the wide range of failure types observed with different materials, the definition of failure defined in the material specification, or a definition agreed upon by supplier and user, shall take precedence over the definition stated in 3.2.1.

12.11 If the first specimen fails, remove one increment of mass from the tup while keeping the drop height constant, or decrease the drop height while keeping the mass constant (see 12.12). If the first specimen does not fail, add one increment of mass to the tup or increase the drop height one increment, as above. Then test the second specimen.

12.12 In this manner, select the impact height or mass for each test from the results observed with the specimen just previously tested. Test each specimen only once.

12.13 For best results, the mass or height increment used shall be equivalent to s , the estimated standard deviation of the test for that sample. An increment of 0.5 to 2 times s is satisfactory (see section 13.4).

NOTE 6—An increment of 10 % of the estimated mean-failure mass or mean-failure height has been found to be acceptable in most instances.

12.14 Keep a running plot of the data, as shown in Appendix X1. Use one symbol, such as X , to indicate a failure and a different symbol, such as O , to indicate a non-failure at each mass or height level.

12.15 For any specimen that gives a break behavior that appears to be an outlier, the conditions of that impact shall be examined. The specimen shall be discarded only if a unique cause for the anomaly is found, such as an internal flaw visible in the broken specimen. Note that break behavior can vary widely within a set of specimens. Data from specimens that show atypical behavior shall not be discarded simply on the basis of such behavior.

13. Calculation

13.1 *Mean-Failure Mass*—If a constant-height procedure was used, calculate the mean-failure mass from the test data obtained, as follows:

$$w = w_o + 1 d_w \sqrt{A/N} \quad (1)$$

13.2 *Mean-Failure Height*—If a constant-mass procedure was used, calculate the mean-failure height from the test data obtained, as follows:

$$h = h_o + 1 d_h \sqrt{A/N} \quad (2)$$

where:

- w = mean-failure mass, kg,
- h = mean-failure height, mm,
- d_w = increment of tup weight, kg,
- d_h = increment of tup height, mm,
- N = total number of failures or non-failures, whichever is smaller. For ease of notation, call whichever are used events,
- w_o = smallest mass at which an event occurred, kg
- h_o = lowest height at which an event occurred, mm (or in.),
- i = 0, 1, 2, ... k (counting index, starts at h_o or w_o),
- n = number of events that occurred at $h_o + i d_h$ or $w_o + i d_w$,
- w_i = $w_o + i d_w$, and
- h_i = $h_o + i d_h$.

In calculating w or h , the negative sign is used when the events are failures. The positive sign is used when the events are non-failures. Refer to the example in Appendix X1.

13.3 *Mean-Failure Energy*—Compute the mean-failure energy as follows: $MFE = hwf$

where:

- MFE = mean-failure energy, J,

h = mean-failure height or constant height as applicable, mm
 w = mean-failure mass or constant mass as applicable, kg, and
 f = factor for conversion to joules.
 Use $f = 9.80665 \times 10^{-3}$ if $h = \text{mm}$ and $w = \text{kg}$.

13.4 *Estimated Standard Deviation of the Sample*—If desired for record purposes, the estimated standard deviation of the sample for either variable mass or variable height can be calculated as follows:

$$s_w \leq 1.62d_w \sqrt{B/N} \sqrt{A/N} \pm 1.0047d_w \quad (3)$$

$$s_h \leq 1.62d_h \sqrt{B/N} \sqrt{A/N} \pm 1.0047d_h \quad (4)$$

where:

s_w = estimated standard deviation, mass, kg
 s_h = estimated standard deviation, height, mm, and

$$B \leq \sum_{i=50}^k i^2 n_i \quad (5)$$

The above calculation is valid for $[B/N - (A/N)^2] > 0.3$. If the value is < 0.3 , use Table I from Ref (3).

13.5 *Estimated Standard Deviation of the Sample Mean*—Calculate the estimated standard deviation of the sample mean-failure height or weight as follows:

$$S_w \leq G s_w / \sqrt{N} \quad (6)$$

or

$$S_h \leq G s_h / \sqrt{N} \quad (7)$$

where:

s_h = estimated standard deviation of the mean height, mm,
 s_w = estimated standard deviation of the mean mass, kg, and

G = factor that is a function of s/d (see Appendix X2).

A sample computation of s_w is found in Appendix X1.

NOTE 7—For values of G at other levels of s/d , see Fig. 22 in Ref (4).

13.6 *Estimated Standard Deviation of the Mean-Failure Energy*—Calculate the estimated standard deviation of the mean-failure energy as follows:

$$S_{MFE} \leq s_h w f \quad (8)$$

or

$$S_{MFE} \leq S_w h f, \text{ as applicable} \quad (9)$$

where:

S_{MFE} = estimated standard deviation of the mean-failure energy.

14. Report

14.1 Report the following information:

14.1.1 Complete identification of the sample tested, including type of material, source, manufacturer's code, form, principal dimensions, and previous history,

14.1.2 Method of preparation of specimens,

14.1.3 Whether surface of the specimen is smooth or textured, the level of and type of texture if known, and whether texture is on only one or both surfaces,

TABLE 3 Precision, Method FB

Material	Mean, J	Values Expressed as Percent of the Mean	
		V_r	r
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	0.35	12.6	35.7
Styrene-Butadiene (SB) ^A	9.26	18.7	52.9
Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS) ^A	11.8	14.9	42.2

^A Data generated in three laboratories.

V_r = within-laboratory coefficient of variation of the mean.

$r = 2.83 V_r$.

14.1.4 If the specimen is textured, report whether textured surface faces upward towards the dart or downward away from the dart,

14.1.5 Means of clamping, if any,

14.1.6 Statement of geometry (FA, FB, FC, FD, FE) and procedure used—constant mass or constant height,

14.1.7 Thickness of specimens tested (average and range).

14.1.8 Number of test specimens employed to determine the mean failure height or mass,

14.1.9 Mean-failure energy,

14.1.10 Types of failure, for example: (a) crack or cracks on one surface only (the plaque could still hold water), (b) cracks that penetrate the entire thickness (water would probably penetrate through the plaque), (c) brittle shatter (the plaque is in several pieces after impact), or (d) ductile failure (the plaque is penetrated by a blunt tear). Report other observed deformation due to impact, whether the specimens fail or not,

14.1.11 If atypical deformation for any specimen within a sample for that material is observed, note the assignable cause, if known,

14.1.12 Date of test and operator's identification,

14.1.13 Test temperature,

14.1.14 In no case shall results obtained with arbitrary geometries differing from those contained in these test methods be reported as values obtained by this test method (D5628), and

14.1.15 The test method number and published/revision date.

15. Precision and Bias

15.1 *Precision*—The repeatability standard deviation has been determined as shown in Tables 3 and 4. Tables 3 and 4 are based on a round 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_0	i	n_i	in_i	i^2n_i	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20							
9.00						X															1	0	2	1	2	4	
8.00					O		X		X			X		X							4	1	1	4	4	4	4
7.00		X		O			O		X		O		O		X		X		O		4	5	0	4	0	0	0
6.00	O		O							O							O		O		0	5					
											Totals		9	11		9	6	8									
													(N_x)	(N_0)		(N)	(A)	(B)									

$$w_0 = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$$

$$w = w_0 + d(A/N - 0.5)$$

$$= 7.00 + 1.00(6/9 - 0.5)$$

$$= 7.17 \text{ kg}$$

$$s = 1.620 d \sqrt{((NB - A^2)/9^2) + 0.029}$$

$$= 1.620 (1.00) \sqrt{((9 \cdot 8 - 6^2)/9^2) + 0.029}$$

$$= 0.77 \text{ kg}$$

$$s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$$

$$s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$$

TABLE X1.1 Values of G for Obtaining the Estimated Standard Deviation of the Mean

<i>s/d</i>	0.00	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09
0.40						1.18	1.175	1.17	1.16	1.155
0.50	1.15	1.145	1.14	1.135	1.13	1.125	1.12	1.11	1.105	1.10
0.60	1.095	1.09	1.085	1.08	1.075	1.07	1.07	1.065	1.06	1.06
0.70	1.055	1.055	1.05	1.05	1.045	1.04	1.04	1.035	1.035	1.03
0.80	1.03	1.025	1.025	1.02	1.02	1.02	1.015	1.015	1.015	1.01
0.90	1.01	1.01	1.005	1.005	1.005	1.00	1.00	1.00	0.995	0.995
1.00	0.995	0.99	0.99	0.99	0.985	0.985	0.985	0.985	0.98	0.98
1.10	0.98	0.98	0.98	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.97
1.20	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.965	0.965	0.965	0.965
1.30	0.965	0.965	0.965	0.965	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96
1.40	0.96	0.96	0.96	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955
1.50	0.955	0.955	0.955	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95
1.60	0.95	0.95	0.95	0.95	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945
1.70	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.94	0.94	0.94	0.94
1.80	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.935
1.90	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935
2.00	0.935	0.935	0.935	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93

REFERENCES

- (1) Brownlee, K. A., Hodgest, J. L., Jr., and Rosenblatt, Murray, “The Up-and-Down Method with Small Samples,” *American Statistical Association Journal*, Vol 48, 1953, pp. 262–277.
- (2) Hagan, R. S., Schmitz, J. V., and Davis, D. A., “Impact Testing of High Impact Thermoplastic Sheet,” *Technical Papers, 17th Annual Technical Conference of SPE, SPPPB*, Vol VIII, January 1961.
- (3) “Test Method A—Falling Dart Impact, Proposed Method of Test for Impact Resistance of Fabricated Plastics Parts,” *Proposed Test Methods for Plastics Parts Used in Appliances*, the Society of the Plastics Industry, New York, NY, January 1965.
- (4) Weaver, O. R., “Using Attributes to Measure a Continuous Variable in Impact Testing Plastic Bottles,” *Materials Research and Standards, MR & S*, Vol 6, No. 6, June 1966, pp. 285–291.
- (5) Natrella, M. G., *Experimental Statistics*, National Bureau of Standards Handbook 91, October 1966, pp. 10–22 and 10–23.

SUMMARY OF CHANGES

Committee D20 has identified the location of selected changes to this standard since the last issue (D5628 - 10) that may impact the use of this standard. (May 1, 2018)

- (1) Revised Sections 5, 6, 7, 10 and 12 to remove permissive language.
- (2) Revised 7.4.
- (3) Revised Section 15 Precision and Bias to ASTM D4968-17 guidelines.

ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org). Permission rights to photocopy the standard may also be secured from the Copyright Clearance Center, 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923, Tel: (978) 646-2600; http://www.copyright.com/