



UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA

**“EVALUACIÓN FRACTOGRÁFICA DE MATERIAL COMPUESTO DE FIBRA DE
VIDRIO Y MATRIZ FENÓLICA POR ELEMENTO FINITO DE APLICACIÓN
AEROSPACIAL”**

TESIS
PARA OBTENER EL GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS

PRESENTA:

Ely Cristina González Anchondo

DIRECTOR DE TESIS:

Dra. Lidia Esther Vargas Osuna

CODIRECTOR DE TESIS:

Dra. Virginia García Ángel

Mexicali, B.C. Noviembre de 2021

“EVALUACIÓN FRACTOGRÁFICA DE MATERIAL COMPUESTO DE FIBRA DE
VIDRIO Y MATRIZ FENÓLICA POR ELEMENTO FINITO DE APLICACIÓN
AEROSPACIAL”

AGRADECIMIENTOS

Me corresponde dar gracias a Dios como creyente, ya que fue la iglesia quien institucionalizó la educación en nuestra nación. Quiero agradecer a mis padres, quienes fue el primer vínculo social en brindarme formación virtuosa.

Alma Cristina Anchondo Arzaga

Francisco González Olguin

A mi hermano, quien siempre irá delante de mí:

Héctor Humberto González Anchondo

A mis abuelitos, por compartir la pasión por el estudio de generación en generación:

Manuela Edelmira Arzaga Hernández

† Humberto Anchondo Chacón

A mi directora de tesis y sinodales, quienes aceptaron guiarme por el camino de la excelencia con su vocación de servicio moral:

Dra. Lidia Esther Vargas Osuna

Dra. Virginia García Ángel

Dra. Miriam Siqueiros Hernández

Dra. María Amparo Oliveros Ruiz

† Dra. Elvira Aurora Rodríguez Velarde

Dr. Emmanuel Santiago Durazo Romero

A mis maestros de religión que me ensañaron la fuerza espiritual, entrenadores deportivos que forjaron mi carácter, compañeros con los que compartí el ideal de hacer de la educación una prioridad en nuestras vidas, y amigos que han confiado en el resultado del cultivo de una semilla.

A toda mi familia, por enseñarme a buscar la verdad, bondad y belleza, para así poder entender el significado profundo del mundo y de la vida.

ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS.....	7
GLOSARIO DE ACRÓNIMOS	24
CAPÍTULO I.....	25
1.0 Problemática.....	25
1.1 Justificación.....	25
1.2 Hipótesis.....	25
1.3 Objetivo general	25
1.4 Objetivos específicos	26
CAPÍTULO II.....	27
2.0 Estado del Arte.....	27
2.1 Historia de los materiales compuestos	27
2.2 Características principales de los materiales compuestos	29
2.3 Estructura de los materiales compuestos.....	30
2.4 Materiales preimpregnados	30
2.5 Matrices poliméricas	31
2.6 Fibra reforzante en materiales compuestos	32
2.7 Variables de diseño y fabricación de material compuesto	38
2.8 Microscopía óptica de materiales compuestos.....	38
2.9 Ventajas y desventajas de los materiales compuestos sobre materiales estructurales	40
CAPÍTULO III.....	41
3.0 Marco teórico	41
3.1 Análisis de microgrietas en materiales compuestos.....	41
3.2 Cálculo de propiedades	43

3.3	Análisis de laminados de acuerdo con la mecánica de la fractura	47
3.3.1	Teoría de Griffith.....	47
3.3.2	Fractura lineal elástica.....	49
3.3.3	Análisis de laminados de acuerdo con la mecánica de la fractura	57
3.3.4	Pasos importantes en el cálculo de las tasas de liberación de energía de deformación 59	
3.5	Consideraciones sobre el criterio de Hashin	60
3.6	Criterio de falla de Puck.....	65
3.7	LaRC03	66
3.8	LaRC04	70
CAPÍTULO IV.....		75
4.0	Metodología	75
4.1	Propiedades de materia prima	75
4.2	Elaboración de probetas	79
4.3	Número de especímenes.....	80
CAPÍTULO V		81
5.0	Resultados	81
5.1	ASTM D2344 Short-Beam Strength (SBS) de materiales compuestos de matriz polimérica y sus laminados	81
5.2	ASTM D7136 Medición de la resistencia al daño de un compuesto de matriz de polímero reforzado con fibra ante un evento de impacto de caída de peso	119
5.3	D3039 Método estándar para pruebas de tensión de materiales compuestos de matriz polimérica.....	153
5.4	Evaluación de contenido de resina.....	195
CAPÍTULO VI.....		213

6.0 Conclusiones	213
APÉNDICE “A”	215
Glosario	215
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	219

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Historia de los materiales compuestos. (Heslehurst, 2011).....	28
Figura 2. Clasificación de procesos de manufactura de materiales compuestos. (Heslehurst, 2011)	29
Figura 3. Las tres configuraciones comunes para las fibras son a) fibra continua, b) discreta, y c) tejido, que es usado para realizar laminados. (Shackelford, 2015)	35
Figura 4. Clasificación de fibras por estructuras, para presente investigación se emplea el tejido liso 2D biaxial. (Kar, 2017)	36
Figura 5. Geometría estructural de tejidos: a) plano, b) asargada, c) satinada. (Kar, 2017)	37
Figura 6. Tensión uniaxial de un material compuesto con refuerzo continuo de fibra. La carga es paralela a las fibras de refuerzo. (Shackelford, 2015).	44
Figura 7. Orificio elíptico en placa. (Kumar, 2009)	47
Figura 8. Distribución de esfuerzo cercano a la orilla a través de la grieta del espesor del plano. (W.T.Becker, 2002)	51
Figura 9. Distribución de esfuerzos a lo largo de la grieta en que la plasticidad está incluida en escala pequeña. (W.T.Becker, 2002)	54
Figura 10. Ilustración de los modos de falla. Apertura, cizallamiento y rasgado. (Composite materials handbook, 2012).....	57
Figura 11. Implicaciones de asociar el fallo en un plano al vector tensión del plano. (F. & J.C., 2015).....	64
Figura 12. Diagrama panorámico de proyecto de tesis.....	75
Figura 13. Configuración de espécimen plano. (ASTM Committee D20, 2014).....	79
Figura 14. Trazabilidad y metodología de experimentación de especímenes. (DOT/FAA/AR-03/19).....	80
Figura 15. Probeta ASTM D2344-16. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys. (ASTM Committee D20, 2014).....	82
Figura 16. Diagrama de carga cizallante horizontal. (ASTM Committee D20, 2014).....	82

Figura 17. Herramienta disponible por Wyoming Test Fixtures.	83
Figura 18. Modos de falla en esfuerzos cortantes. (ASTM Committee D20, 2014)	83
Figura 19. Conservando las dimensiones de 1.5x0.5x0.11in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.	84
Figura 20. Probetas ASTM D2344 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina epóxica.	84
Figura 21. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.....	85
Figura 22. Longitud indicada con vernier entre 2 rodillos fijos, obteniendo un valor de “span” 1.22 cm [0.4800 in].....	87
Figura 23. Representación en prueba Short-Beam Strength con diferentes espesores de laminado, siendo a) 3 capas, b) 5 capas, c) 12 capas.....	88
Figura 24. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 3 capas a la falla.	90
Figura 25. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 3 capas a 41 lbf.	92
Figura 26. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 5 capas a la falla.	94
Figura 27. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 5 capas a 135 lbf.	96
Figura 28. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 12 capas a la falla. ...	98
Figura 29. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 12 capas a 460 lbf. .	100
Figura 30. La cantidad de 15 especímenes, más 1 de prueba, fueron elaborados de 3 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo visible una angulación en el centro en forma de “v”, apreciable durante la carga aplicada, y conservada una vez removida esta.	101
Figura 31. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 3 capas 1.5x0.5x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	102
Figura 32. Probeta 3 de 3 capas, en zona convexa (sin contacto con rodillo central), mostrando fisuras a lo largo de la zona central.....	104

Figura 33. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 3 de 3 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 40.885 lbf. Las líneas centrales horizontales, muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas..... 105

Figura 34. Probeta 13 de 3 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual..... 105

Figura 35. Se muestra la sección transversal de la probeta 13 de 3 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 41.098 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central. 106

Figura 36. La cantidad de 15 especímenes, fueron elaborados de 5 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo visible una ligera angulación en el centro, una vez removida la carga. 107

Figura 37. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 5 capas 1.5x0.5x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020..... 107

Figura 38. Probeta 5 de 5 capas, en zona convexa (sin contacto con rodillo central), mostrando fisuras a lo largo de la zona central..... 109

Figura 39. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 5 de 5 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 131.074 lbf. Las líneas centrales verticales, muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas..... 110

Figura 40. Probeta 8 de 5 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central, no presentó fisuras según la inspección visual..... 110

Figura 41. Se muestra la sección transversal de la probeta 8 de 5 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 135.865 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para

detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central.	111
Figura 42. La cantidad de 14 especímenes, más 1 de prueba, fueron elaborados de 12 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo muy poco visible una angulación en el centro, una vez removida la carga.	112
Figura 43. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 12 capas 1.5x0.5x0.1105 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.	113
Figura 44. Probeta 1 de 12 capas que son visibles y posibles de contar. Zona sin contacto con rodillo central, mostrando fractura expuesta a lo largo de la zona central de la imagen.	115
Figura 45. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 1 de 12 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 473.266 lbf. Al presentar la figura una fractura expuesta, permite que se pueda realizar un conteo de capas y los daños realizados en las fibras paralelas a la longitud del rodillo central. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas.	115
Figura 46. Probeta 3 de 12 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual.	116
Figura 47. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 3 de 12 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 510.886 lbf. Las líneas horizontales de zonas sin resina muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, no es posible apreciar fibras fracturadas de la capa superior.	116
Figura 48. Probeta 13 de 12 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual.	117
Figura 49. Se muestra la sección transversal de la probeta 13 de 12 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 460.064 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para	

detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central.	117
Figura 50. Gráfica de similitud en resultados de esfuerzo cortante entre evaluación de elemento finito y datos experimentales.	118
Figura 51. Modos de daño comúnmente observados por impacto de caída de peso fuera del plano. (ASTM Committee D30, 2015)	122
Figura 52. Probeta ASTM D7136-15. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys. (ASTM Committee D30, 2015)	123
Figura 53. Conservando las dimensiones de 6x4x0.11 in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista isométrica de Ansys Workbench versión 2020.	124
Figura 54. Probetas ASTM D7136 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina fenólica.	125
Figura 55. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.....	126
Figura 56. Representación de evento de impacto de caída de peso a diferentes espesores de laminado, siendo a) 3 capas, b) 5 capas y, c) 12 capas.....	127
Figura 57. Imagen digital representativa, mostrando daño con diferencia de alturas, dado el impacto en probeta 9 de 5 capas.	128
Figura 58. Medición de daño con altímetro en 4 zonas distintas para realizar cálculo de profundidad, a) toma de altura cero a 270° de la zona de impacto, b) toma de ler lectura de mayor profundidad, c) toma de altura cero a 0° de la zona de impacto, d) toma de 2da lectura de mayor profundidad.....	129
Figura 59. Diagrama de la medición de la extensión del daño. (ASTM Committee D30, 2015)	130
Figura 60. Probetas después de pruebas de impacto, realizadas sobre laminados de 3 capas. Mostrando agrietamiento macroscópico del centro a la orilla, por lo que el cálculo del área de impacto es omitido.....	130

Figura 61. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 3 capas 6x4x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	131
Figura 62. Probetas después de prueba de impacto realizada sobre laminados de 5 capas. Mostrando agrietamiento y hendidura en la zona de impacto.	133
Figura 63. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 5 capas 6x4x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	134
Figura 64. Probetas después de prueba de impacto realizada sobre laminados de 12 capas. Mostrando una disminución de daño superficial difícil de identificar sin lente óptico.....	138
Figura 65. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 12 capas 6x4x0.1105 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	139
Figura 66. Inspección visual de probeta 3 de 3 capas. La capa mostrada es la superior que estuvo en contacto con la bolsa de vacío y con la punta del impactador durante la prueba. a) Origen de la zona de impacto entre los 3 puntos marcados con tinta, b) crecimiento de grieta hacia la orilla.	143
Figura 67. Medición de daño extendido en probeta 9 de 5 capas.....	143
Figura 68. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 9 de 5 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta...	144
Figura 69. Medición de daño extendido en probeta 12 de 5 capas.....	144
Figura 70. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 12 de 5 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento al daño de la matriz que crece formando cúspides y vieiras que resultan de la coalescencia de grietas espaciadas uniformemente (modo II siendo falla cortante). La morfología de estas cúspides proporciona información sobre la calidad de la interfaz fibra / matriz.	145

Figura 71. Medición de daño extendido en probeta 13 de 5 capas.....	145
Figura 72. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 13 de 5 capas. a) Visualización de zona cóncava que estuvo en contacto con el impactador. b) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. c) Visibilidad de fracturas y grietas en matriz, además del seccionamiento de las fibras de vidrio. d) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta, y plana en fibras unitarias.	146
Figura 73. Medición de daño extendido en probeta 5 de 12 capas.....	147
Figura 74. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 5 de 12 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta. c) Al centro de la imagen es visible el relieve de la superficie de una de las fibras fracturadas, las cuales, pueden fragmentarse en la zona de falla como resultado de la alta elasticidad de la matriz.	148
Figura 75. Medición de daño extendido en probeta 7 de 12 capas.....	149
Figura 76. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 7 de 12 capas. a) Visualización de zona cóncava que estuvo en contacto con el impactador. b) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. c) Visibilidad de las orientaciones del tejido y las fracturas de las fibras de vidrio.	150
Figura 77. Gráfica de resultados de esfuerzo cortante en elemento finito.....	151
Figura 78. Código de modo de falla de tres partes y ubicación en la muestra. (ASTM committee D30, 2017)	154
Figura 79. Probeta ASTM D3039-17. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys 1x10x0.11 in.	156
Figura 80. Conservando las dimensiones de 1x10x0.11 in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.	157

Figura 81. Probetas ASTM D3039 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina epóxica.	157
Figura 82. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.....	158
Figura 83. Pestañas para adicionar en las extremidades de las probetas, elaboradas de diferentes materiales, de izquierda a derecha: Aluminio reciclado de latas, compuesto de fibra de vidrio con resina fenólica (negro), epóxica (amarillo) y poliamida (café).....	159
Figura 84. 3M™ Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive 2216.	159
Figura 85. Aplicación del adhesivo sobre la pestaña para ser colocado en una de las extremidades de la probeta.	160
Figura 86. a) Probetas con sus respectivas 4 pestañas en los extremos, b) son colocadas en una plancha por 5 minutos para nivelar la cantidad de resina epóxica, asegurando una correcta alineación al momento de ser colocadas en las mordazas.	160
Figura 87. Medición de espesor de probeta con micrómetro.....	161
Figura 88. Sujeción de probeta con las mordazas neumáticas.....	162
Figura 89. 5 especímenes de 3 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 250 psi.....	162
Figura 90. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 3 capas 1x10x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	163
Figura 91. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 3 capas a la falla.	167
Figura 92. 6 especímenes de 3 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 1500 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 250 psi.....	167
Figura 93. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión a 1500 lbf.	169

Figura 94. 5 especímenes de 5 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 350 psi.....	169
Figura 95. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 5 capas 1x10x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	170
Figura 96. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 5 capas a la falla.	173
Figura 97. 8 especímenes de 5 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida, epóxica y fenólica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 2560 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 350 psi.....	174
Figura 98. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 5 capas a 1561 lbf.	176
Figura 99. 5 especímenes de 12 capas con pestañas de fibra de vidrio y epóxica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 500 psi.....	177
Figura 100. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 12 capas 1x10x0.11 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.....	178
Figura 101. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 12 capas a la falla.	181
Figura 102. 5 especímenes de 12 capas con pestañas de fibra de vidrio y epóxica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 6000 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 500 psi.....	181
Figura 103. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 12 capas as 6000 lbf.....	183
Figura 104. Especímenes seleccionados para evaluación microscópica.	183

Figura 105. Inspección visual de probeta 2 de 3 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.....	184
Figura 106. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 3 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) y c) Muestran que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.....	185
Figura 107. Inspección visual de probeta 6 de 3 capas a 1500 lbf que aparentemente no presenta fracturas en ninguna de las 4 caras a lo largo del espécimen. a) Lateral de espesor del extremo izquierdo y b) lateral de espesor del extremo derecho.....	186
Figura 108. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 6 de 3 capas a 1500 lbf. a) Representa una visión panorámica de la evaluación realizada a los costados para identificar posibles orígenes de grietas, lo cual no fue el caso, según lo observado en b, c, d, ya que las fibras fracturadas son probablemente por el maquinado durante su fabricación, y no en relación con el esfuerzo de tensión.	187
Figura 109. Inspección visual de probeta 2 de 5 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.....	188
Figura 110. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 5 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.....	188
Figura 111. Inspección visual de probeta 9 de 5 capas a 2560 lbf que aparentemente no presenta fracturas en ninguna de las 4 caras a lo largo del espécimen. a) Lateral de espesor del extremo izquierdo y b) lateral de espesor del extremo derecho.....	189
Figura 112. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 9 de 5 capas a 2560 lbf. a) Representa una visión panorámica de la evaluación realizada a los costados para identificar posibles orígenes de grietas, lo cual no fue el caso, según lo observado en b) y c) ya que las fibras fracturadas son probablemente por el maquinado durante su fabricación, y no en relación con el esfuerzo de tensión.	190

Figura 113. Inspección visual de probeta 2 de 12 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.....	191
Figura 114. Gráfica de similitud en resultados de esfuerzo máximo entre evaluación de elemento finito y datos experimentales.	192
Figura 115. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 12 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.....	193
Figura 116. Inspección visual de probeta 10 de 12 capas a 6000 lbf, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.	194
Figura 117. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 10 de 12 capas a carga máxima de 6000 lbf. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.....	194
Figura 118. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por SBS.	198
Figura 119. Probetas de SBS seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina. a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 4 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.	199
Figura 120. Secciones de las probetas de SBS después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 4 de 3 capas, y sucesivamente.	200
Figura 121. Zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.	200
Figura 122. Zona de fractura de probeta 1 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.	201
Figura 123. Zona de fractura de probeta 2 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.	201

Figura 124. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por impacto.	203
Figura 125. Probetas de impacto seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina. a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 3 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.	204
Figura 126. Secciones de las probetas de impacto después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 3 de 3 capas, y sucesivamente.	204
Figura 127. Zona de fractura de probeta 3 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.	205
Figura 128. Zona de fractura de probeta 4 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.	205
Figura 129. Zona de fractura de probeta 1 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.	206
Figura 130. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por tensión.....	207
Figura 131. Probetas de SBS seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina. a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 4 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.	208
Figura 132. Secciones de las probetas de tensión después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 4 de 3 capas, y sucesivamente.	209
Figura 133. Zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.....	209
Figura 134. Zona de fractura de probeta 1 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.....	210
Figura 135. Zona de fractura de probeta 4 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.....	210

Figura 136. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por prueba mecánica. 212

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades de los materiales compuestos en lo individual y unión. (Heslehurst, 2011)	27
Tabla 2. Composición de la fibra de vidrio en % de peso sin representación de impurezas. (J.G. Mohr, 1978)	33
Tabla 3. Principales resinas termoestables empleadas como matriz para fibra de vidrio. (L. J. Broutman, 1967)	34
Tabla 4. Energía superficial de materiales comunes. (Kumar, 2009) (W.T.Becker, 2002).....	48
Tabla 5. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)	50
Tabla 6. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)	51
Tabla 7. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)	53
Tabla 8. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)	55
Tabla 9. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)	56
Tabla 10. Evolución de los criterios de Hashin, por medio de la interacción cuadrática que Hashin supone entre los componentes del vector tensión asociado al plano de fallo. (F. & J.C., 2015)	61
Tabla 11. Descripción de fórmula. (F. & J.C., 2015)	62
Tabla 12. Lista de criterios de falla de Puck. (K. S. S. Reddy, 2018)	65
Tabla 13. Descripción de fórmula. (Camanho, 2009).....	66
Tabla 14. Descripción de fórmula. (Silvestre T. Pinho, 2005)	73
Tabla 15. Propiedades de resina fenólica.....	76
Tabla 16. Referencias OSHA/ACGIH de resina fenólica.....	77
Tabla 17. Propiedades físicas y mecánicas del material compuesto fibra de vidrio pre impregnado de resina fenólica.	78
Tabla 18. Espesor de probetas laminadas y maquinadas de 12 capas para prueba SBS, ya sean sometidas a la falla o una carga máxima de 460lb.	86

Tabla 19. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 3 capas. .	89
Tabla 20. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 41 lbf, con probetas de 3 capas. ..	91
Tabla 21. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 5 capas.	93
Tabla 22. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 135 lbf, con probetas de 5 capas.	95
Tabla 23. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 12 capas.	97
Tabla 24. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 460 lbf, con probetas de 12 capas.	99
Tabla 25. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.	102
Tabla 26. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.	108
Tabla 27. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.	113
Tabla 28. Valores de esfuerzo cortante obtenidos en análisis experimental y elemento finito.	118
Tabla 29. Descripción de fórmula.....	119
Tabla 30. Medición de 8 probetas de 12 capas para realizar cálculo de espesor nominal de probetas.....	120
Tabla 31. Descripción de fórmula.....	121
Tabla 32. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.	131
Tabla 33. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.....	133
Tabla 34. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.	135

Tabla 35. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.....	137
Tabla 36. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.....	140
Tabla 37. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.....	142
Tabla 38. Valores de esfuerzo cortante obtenidos de elemento finito.....	152
Tabla 39. Códigos de modos típicos de fallas en pruebas de tensión. (ASTM committee D30, 2017).....	155
Tabla 40. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.....	164
Tabla 41. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 3 capas, con carga máxima a la falla.....	166
Tabla 42. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 3 capas, con carga máxima 1500 lbf.....	168
Tabla 43. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.....	171
Tabla 44. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 5 capas, con carga máxima a la falla.....	173
Tabla 45. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 5 capas, con carga máxima a 2560 lbf.....	175
Tabla 46. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.....	178
Tabla 47. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 12 capas, con carga máxima a la falla.....	180
Tabla 48. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 12 capas, con carga máxima de 6000 lbf.....	182

Tabla 49. Valores de esfuerzo cortante obtenidos en análisis experimental y elemento finito.	193
Tabla 50. Descripción de fórmula.....	196
Tabla 51. Contenido de resina en probetas seleccionadas de pruebas SBS, según región de interés.....	197
Tabla 52. Contenido de resina en probetas seleccionadas de pruebas de impacto, según región de interés.....	202
Tabla 53. Contenido de resina en probetas seleccionadas de tensión, según región de interés.	206
Tabla 54. Tabla comparativa de zona fracturada y no dañada acorde con pruebas mecánicas y número de capas.....	211

GLOSARIO DE ACRÓNIMOS

Por sus siglas en inglés:

ASTM: Sociedad Estadounidense para Pruebas y Materiales

BMS: Especificación Militar de Boeing

FOD: Daño por Objeto Extraño

FEM: Método del Elemento Finito

GFRP: Plástico Reforzado con Fibra de Vidrio

LaRC: Compuestos Avanzados en el Centro de Investigación Langley de la NASA

NASA: Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio

SBS: Esfuerzo con Viga Corta

SEM: Microscopio Electrónico de Barrido

TEM: Microscopio Electrónicos de Transmisión

MFEL: Mecánica de Fractura Elástica Lineal

VCCT: Técnica de Cierre de Grietas Virtuales

CAPÍTULO I

1.0 Problemática

Determinar la causa raíz de fallas en el campo de aeronaves al analizar su morfología, es de gran utilidad para el desarrollo de materiales, en especial en la calificación de materiales compuestos donde cualquier alteración propicia propiedades mecánicas distintas, y una microgrieta puede traer consecuencias catastróficas.

1.1 Justificación

Al ser la fibra de vidrio con matriz de resina fenólica un material compuesto estructural de aeronaves es necesario proveer una caracterización de microfracturas, para determinar la causa raíz de fracturas en campo o manufactura.

1.2 Hipótesis

Puede un compilado de fractografía de un material compuesto dado, el cual es obtenido mediante su caracterización, describir el mecanismo de falla bajo condiciones controladas, y correlacionarse con su morfología de fallas en campo, para determinar sus posibles mecanismos y direcciones de propagación de grieta.

1.3 Objetivo general

Obtener mediante la experimentación estandarizada por la ASTM, las magnitudes y zonas de concentración de esfuerzos, usando el análisis de mecánica de la fractura y obtener los datos de entrada fundamental en la simulación de los mecanismos de falla.

1.4Objetivos específicos

Identificación de materiales compuestos y sus propiedades.

Selección de configuración de material compuesto.

1.4.1 Selección de especificaciones de pruebas mecánicas.

1.4.2 Elaboración de probetas normalizadas de fibra de vidrio preimpregnada de resina fenólica para pruebas de tensión, impacto y SBS.

1.4.3 Estudio de mecánica de la fractura.

1.4.4 Selección de variables de frontera para simulaciones.

1.4.5 Análisis de elemento finito para fundamentar zonas de concentración de esfuerzos y predecir posibles fracturas.

CAPÍTULO II

2.0 Estado del Arte

En las siguientes secciones se da a conocer la situación actual de los materiales compuestos en cuanto a sus propiedades individuales como reforzante-matriz, y en conjunto como preimpregnado, como se muestra en resumen en la tabla 1. Además, de la descripción de las técnicas de análisis utilizadas para evaluar la grieta y zonas de interés.

Tabla 1. Propiedades de los materiales compuestos en lo individual y unión. (Heslehurst, 2011)

Filamento, fibra y tejido	Resina	Material compuesto
Alta fragilidad	Buenas propiedades a esfuerzo cortante	Incrementa tolerancia al daño
Alta rigidez	Fabricación sencilla	Incrementa la dureza
Alta resistencia a esfuerzos	Baja densidad	Baja densidad
Baja densidad		

2.1 Historia de los materiales compuestos

En 1910 en el ámbito de la aviación, se utilizó una estructura compuesta en las superficies del ala del avión y del fuselaje, donde estaba hecha de tela de algodón estirada y rígida con un material de resina llamado dopaje. Más tarde, las estructuras de madera laminada se demandaron en aviones en la década de 1930 y durante este período de tiempo, se desarrollaron resinas fenólicas y se reforzaron con tela para mejorar la resistencia a la tracción. (Heslehurst, 2011)

Como lo expresa la figura 1, el primer avance con la tecnología actual fue el desarrollo de GFRP en la década de 1940. A principios de la década de 1960, se desarrollaron fibras de Boro, que proporcionaron propiedades significativas de resistencia y rigidez en aplicaciones estructurales. Después de que las fibras de Boro llegaron al mercado, las fibras de grafito y Carbono se desarrollaron a finales de la década de 1960. Las primeras fibras de aramida (poliméricas), conocidas por el material kevlar de la compañía du Pont en la década de 1970, encontró oportunidad en el mercado, particularmente como material balístico. Durante las décadas de 1980 y 1990 se desarrollaron fibras cerámicas y metálicas, pero actualmente tienen una aplicación limitada en estructuras compuestas. (Heslehurst, 2011)

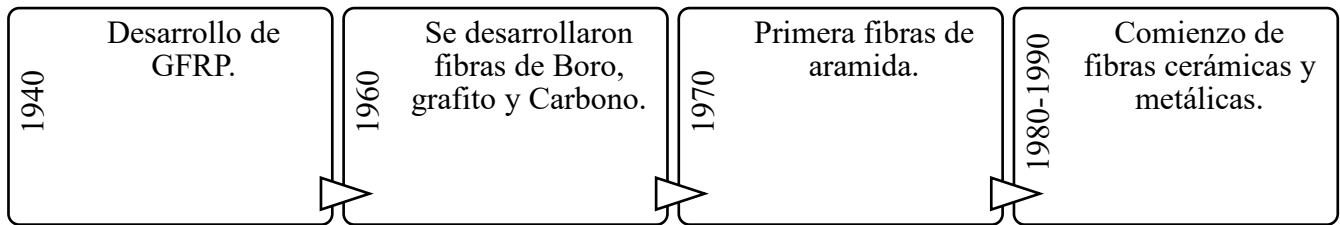


Figura 1. Historia de los materiales compuestos. (Heslehurst, 2011)

El método de fabricación de las fibras va a depender de su diseño estructural de éstas, por lo que la figura 2 nos presenta su clasificación.

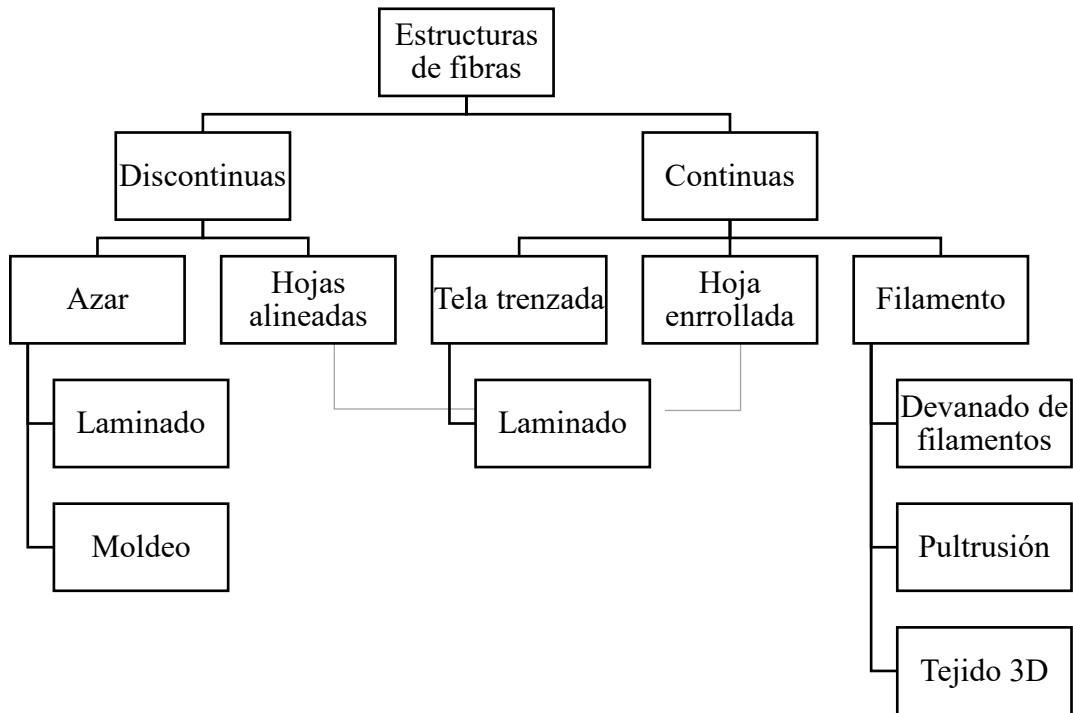


Figura 2. Clasificación de procesos de manufactura de materiales compuestos. (Heslehurst, 2011)

2.2 Características principales de los materiales compuestos

- Son heterogéneos, es decir, se pueden distinguir y separar entre fases.
- Presentan comportamiento anisotrópico, por lo que el comportamiento del material está dominado por la dirección de la fibra.
- Son más frágiles que los metales, por lo que las uniones son aspectos críticos en el diseño.
- Las propiedades del compuesto pueden cambiar al presentarse vibración en la misma orientación que las fibras.
- El diseño y fabricación de estructuras de compuestos deben ir relacionados. (Heslehurst, 2011)

2.3 Estructura de los materiales compuestos

Las propiedades únicas y diversas de los materiales compuestos han provocado un aumento en su utilización en todo el mundo. Desde cañas de pesca hasta piezas de aviones de alto rendimiento, el uso de materiales compuestos reforzados con fibra se está volviendo más popular debido a su alta relación entre resistencia y peso combinada con métodos de fabricación fáciles. Los compuestos de matriz polimérica reforzada con fibra consisten en fibras de refuerzo y una resina polimérica. Las fibras se consideran como el principal componente de los compuestos que transportan la carga, mientras que la función de la matriz polimérica es transferir la carga entre las fibras y proporcionar resistencia a la corrosión, estabilidad térmica y ambiental. Los compuestos poliméricos reforzados con fibra se desarrollan a partir de resinas termoplásticas o termoestables combinadas con fibras unidireccionales discontinuas, continuas o telas tejidas. Los refuerzos típicos consisten en fibras de vidrio, carbono o aramida. (Halpin, 1983)

Se utilizan muchos métodos para fabricar materiales compuestos reforzados con fibra, incluida la artesanal de materiales preimpregnados (prepeg), la colocación automatizada de cintas de materiales preimpregnados, el moldeo por transferencia de resina, el moldeo por transferencia de resina asistida por vacío, la infusión de película de resina, la colocación húmeda, el filamento bobinado, poltrusión y moldeo por compresión de moldeo de láminas o compuestos de moldeo a granel. Si bien estos procesos tienen una descripción general, el proceso real de combinar las fibras y la resina de matriz es único y puede ser diferente con cada sistema de resina-fibra y entre fabricantes. Los procesos descritos y los parámetros de fabricación pueden conducir a diferencias en la morfología de las estructuras compuestas curadas y no curadas. (Halpin, 1983)

2.4 Materiales preimpregnados

Los preimpregnados son los materiales más utilizados para fabricar compuestos de alto rendimiento. La fabricación de preimpregnado generalmente se lleva a cabo mediante impregnación con solvente o termofusible de la resina de matriz en los materiales de tela de fibra tejida o unidireccionales continuos. (W.J. Lee, 1986) (Sefereis, 1993)

Estos materiales de laminación prediseñados tienen una proporción única de resina y fibra que requiere una manipulación manual adicional de las capas continuas de fibra para lograr el compuesto final. La disposición previa al preimpregnado se somete a temperatura y presión elevadas para curar y consolidar la pieza. El método de aplicación de presión depende de la pieza y la configuración, pero el uso de autoclave es más común para piezas de alto rendimiento.

La diferencia en cuanto a propiedades físicas entre los polímeros termoendurecibles y termoplásticos consiste en las características de manejo de los materiales preimpregnados en forma de adherencia y drapeado. La adherencia (tack) se puede definir como la capacidad de las capas de preimpregnación para unirse, mientras que el drapeado (drape) es la capacidad de preimpregnación para adaptarse a diferentes contornos. (K.J. Ahn y J.C. Seferis, 1992)

La característica de alta viscosidad del preimpregnado de matriz termoplástica proporciona capacidades limitadas de pegajosidad y drapeado. Si bien esto limita el uso de materiales termoplásticos para algunas aplicaciones, la dureza inherente de estos materiales es superior en la mayoría de los casos en comparación con los termoestables no modificados. Este aspecto deseable, junto con el corto tiempo de fabricación, ha proporcionado un mercado creciente para estos materiales. Sin embargo, la presión de compactación y la temperatura requeridas para la consolidación de preimpregnados termoplásticos son generalmente más altas que las que se usan típicamente para materiales preimpregnados de matriz termoestable. Si la pegajosidad del material preimpregnado termoestable es demasiado alta, puede generar una mayor retención de aire entre las capas. El aire, agua o solventes atrapado en los materiales compuestos que no se elimina durante la fabricación pueden provocar huecos en el material curado, como resultado de un aumento en la presión de vapor del solvente con la temperatura de curado. (JL Kardos, 1980) (BS Hayes, 1988) (R. Dave, 1987)

2.5 Matrices poliméricas

Las matrices de polímeros utilizadas para materiales compuestos pueden describirse generalmente como termoplásticos o termoestables. Los termoestables son resinas poliméricas que se entrelazan y forman una estructura tridimensional cuando se curan. Una vez curada, la estructura de la red es irreversible y no se puede reformar o hacer que fluya por debajo de su temperatura de descomposición. Por el contrario, los termoplásticos, que consisten en cadenas

de polímeros lineales o ramificados de alto peso molecular (no reticulados), se pueden remodelar con la aplicación de calor y presión. (Rodríguez, 1989)

En relación con los materiales compuestos, la distinción entre estos tipos de matrices es que son polímeros reactivos (termoestables) y no reactivos (termoplásticos). La mayoría de los compuestos de matriz termoplástica se desarrollan con su polimerización completa. Como resultado, los compuestos termoplásticos reforzados con fibra son generalmente más difíciles de producir debido a la alta viscosidad resultante de las cadenas de polímero de alto peso molecular. Estos materiales generalmente requieren altas temperaturas, presiones o el uso de solventes para el procesamiento que deben eliminarse después de la fabricación. Existe una complejidad adicional de procesamiento de termoplásticos en la capacidad para formar una estructura semicristalina. (Billmeyer, 1971)

Esto es muy importante para darse cuenta, si el material utilizado es amorfo o semicristalino, porque las velocidades de calentamiento o enfriamiento pueden afectar la cristalinidad de la matriz y, por lo tanto, las propiedades del compuesto final. (McKague, 2001)

Las matrices comerciales actuales de materiales compuestos de alto rendimiento pueden contener un termoplástico de ingeniería en combinación con un termoestable, aprovechando así las diferentes propiedades. (B.S. Hayes L. M., 2010)

La selección del material de la matriz y el tipo de fibra depende de las propiedades físicas y mecánicas que se requieren para la parte diseñada. Las matrices termoendurecibles comúnmente utilizadas en materiales compuestos incluyen poliéster, ésteres de vinil epoxi, epoxis, ésteres de cianato, bismaleimidias y otras resinas de mayor temperatura. Algunas matrices termoplásticas comunes utilizadas en materiales compuestos incluyen tereftalato de polietileno o poliamidas (nylon). (B.S. Hayes L. M., 2010)

2.6 Fibra reforzante en materiales compuestos

Los ejemplos más comunes de materiales compuestos sintéticos son aquellos con fibras de refuerzo a escala de micras. Dentro de esta categoría hay dos subgrupos: 1) fibra de vidrio que generalmente usa fibras de vidrio con valores moderadamente altos de módulo elástico, y 2) compuestos avanzados con fibras de módulo aún más altas. (Sefereis, 1993)

La fibra de vidrio es un ejemplo clásico de un sistema compuesto moderno. La tabla 2 enumera algunas composiciones de vidrio comunes utilizadas para el refuerzo de fibras. Cada uno es el resultado de un desarrollo sustancial que ha llevado a una idoneidad óptima para aplicaciones específicas. Por ejemplo, la composición de fibra de vidrio más utilizada es el vidrio E, en el que E significa “tipo eléctrico”. El bajo contenido de Sodio del vidrio E es responsable de su baja conductividad eléctrica y de su atractivo uso como dieléctrico. (Shackelford, 2015)

Tabla 2. Composición de la fibra de vidrio en % de peso sin representación de impurezas.

(J.G. Mohr, 1978)

Designación	Característica	Al ₂ O ₃						
		SiO ₂	+ Fe ₂ O ₃	CaO	MgO	Na ₂ O	K ₂ O	B ₂ O ₃
C-glass	Resistente a corrosión química	65	4	13	3	8	2	5
E-glass	Composición eléctrica	54	15	17	5	<1	<1	8
S-glass	Alto módulo de elasticidad	65	25	0	10			

La tabla 3 enumera algunos de los materiales de matriz polimérica comunes, entre éstas se encuentra la fenólica que ha sido empleada para la presente investigación. En la figura 3 se ilustran las configuraciones más comunes de fibra, siendo la opción de tejido la configuración seleccionada para el análisis reportado. Las partes a) y b) muestran el uso de fibras continuas y fibras discretas (cortadas), respectivamente. La parte c) muestra la configuración de la tela tejida, que se coloca en capas con el polímero matriz para formar un laminado. Las implicaciones de estas diversas geometrías en las propiedades mecánicas se tratarán en la

discusión del promedio de propiedades. Por ahora, notamos que la resistencia óptima se logra mediante el refuerzo de fibra continuo y alineado. Sin embargo, es necesario tener cuidado al citar esta resistencia porque es máxima solo en la dirección paralela a los ejes de fibra. En otras palabras, la fuerza es altamente anisotrópica, es decir, varía con la dirección. (Shackelford, 2015)

Tabla 3. Principales resinas termoestables empleadas como matriz para fibra de vidrio. (L. J. Broutman, 1967)

Polímero	Características y aplicaciones
Epóxica	Soporta altos esfuerzos
Poliéster	Para estructuras generales
Fenólica	Aplicaciones de altas temperaturas
Silicón	Aplicaciones eléctricas

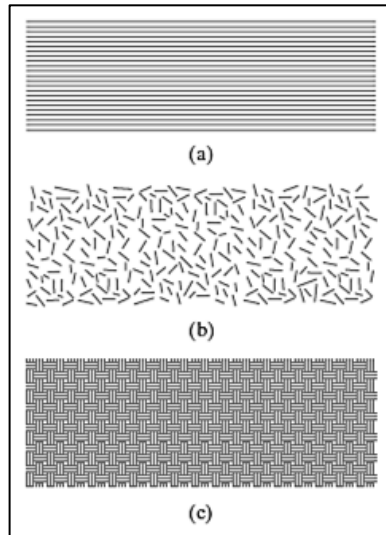


Figura 3. Las tres configuraciones comunes para las fibras son a) fibra continua, b) discreta, y c) tejido, que es usado para realizar laminados. (Shackelford, 2015)

Para aplicaciones donde se requiere más de una orientación de fibra, se propone la configuración señalada con rojo en la figura 4, la cual es útil para un tejido que combine orientación plana de fibra 0° y 90° . Los tejidos consisten en un patrón regular o estilo producido por un entrelazado de urdimbre (0°) y fibras de trama (90°). La integridad de la tela se mantiene a través del entrelazado mecánico de las fibras.

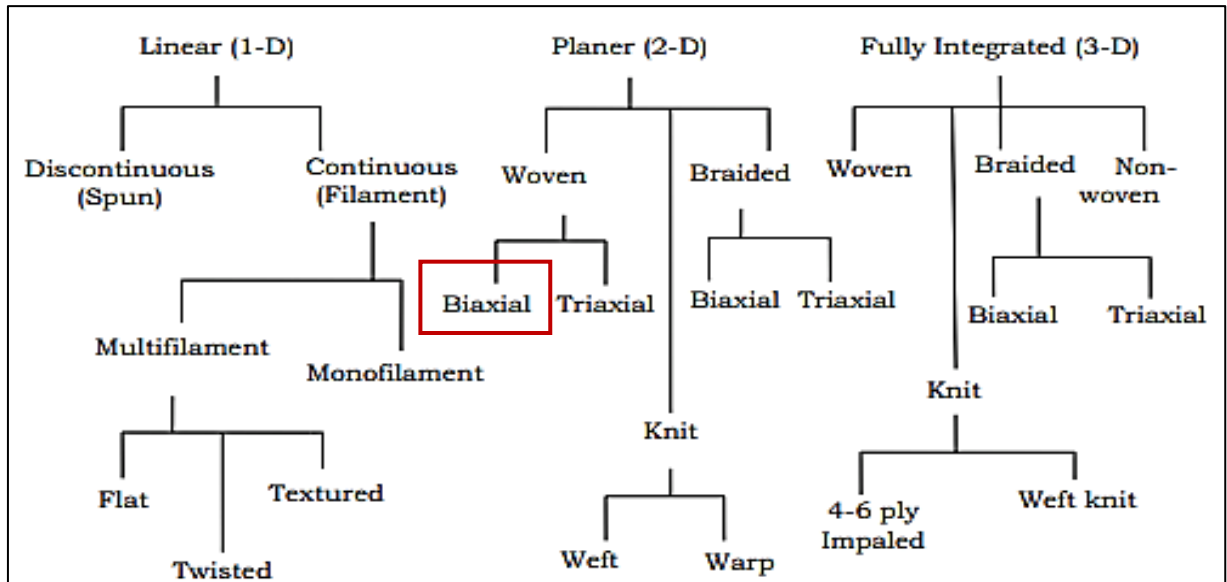


Figura 4. Clasificación de fibras por estructuras, para presente investigación se emplea el tejido liso 2D biaxial. (Kar, 2017)

Existen principalmente tres geometrías básicas de tejido: tejido liso, satinado y tejido de sarga. El tejido liso, que es el más entrelazado, es el diseño de tela básico más ajustado y muestra el más resistente al movimiento de corte en el plano. El tejido satinado representa una familia de construcciones, tejidas como estándar, satén de cuatro, cinco u ocho arneses con la menor cantidad de entrelazado de hilo. En el tejido de satén, un hilo de urdimbre salta sobre algunos hilos de trama y pasa por debajo de un hilo de trama. Al igual que en el satén de cuatro arneses (4H), el hilo de urdimbre salta sobre tres hilos de trama y se coloca debajo de uno. Las construcciones de tejido satinado ofrecen pocas ventajas, como fracciones de alto volumen, mayor resistencia y módulo, y mayor eficiencia de traslación de tensiones sobre tejidos lisos. (Kar, 2017)

Además de estas ventajas, los tejidos satinados son preferibles a los tejidos lisos debido a su capacidad para conformar contornos complejos. El tejido de sarga se ha modelado entre tejido liso y tejido satinado con urdimbres y tramas entrelazadas regularmente. Aunque los problemas de falla interlaminar asociados con la arquitectura de fibra unidireccional se tienen cuidado en las estructuras planas, la resistencia interlaminar todavía se rige por las propiedades de la matriz, que pueden mejorarse colocando la fibra en el grosor o la tercera dirección de la estructura. (Kar, 2017)

El patrón de tejido más común será la varianza basada en el conteo de hilos y el estilo de los tejidos, como lo muestra gráficamente la figura 5. Tejido liso, asargada y satinado (4H Satinado, 5H Satinado, 8H satinado). Para producir la tela lisa, los tejidos básicos son necesarios con hilos básicos de urdimbre y trama. (Kar, 2017)

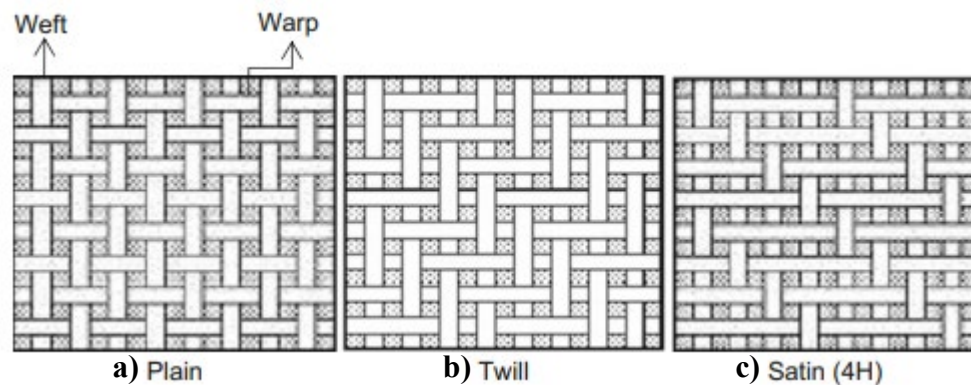


Figura 5. Geometría estructural de tejidos: a) plano, b) asargada, c) satinada. (Kar, 2017)

La configuración de la tela propuesta es BMS estilo 7781 tejido plano de fibra de vidrio. Este diseño de tejido fue diseñado para prevenir estiramiento y encogimiento al estar expuesto a altas o bajas temperaturas. (Copyright 2019 Pacific Coast Composites, 2019)

Sin embargo, existen compuesto de matrices cerámicas, que actúan con una fuerza impulsora principal para proporcionar resistencia superior a altas temperaturas. Estos compuestos, a diferencia de las cerámicas tradicionales, representan la mayor promesa de obtener la dureza necesaria para aplicaciones estructurales como los diseños de motores a reacción de alta eficiencia. Un sistema compuesto especialmente avanzado en esta categoría es el carbono-carbono. Este material de alto módulo y alta resistencia también es bastante costoso.

El gasto aumenta significativamente por el proceso de formación de las moléculas de la cadena de carbono de la matriz mediante el pirólisis (calentamiento en una atmósfera inerte) de un hidrocarburo polimérico. (Shackelford, 2015)

2.7 Variables de diseño y fabricación de material compuesto

El análisis de la estructura de un material compuesto es esencial para comprender cómo funcionará la pieza en servicio. Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos son solo una función de los materiales, ya que el proceso de fabricación incluyendo ciclo de curado agrega otra variable que dicta el rendimiento final. Si bien generalmente se supone la uniformidad del espesor total, las variaciones de volumen de la fibra, el contenido de huecos, la variabilidad de la orientación de las capas, las partículas ajenas identificadas como FOD y otros factores pueden degradar el rendimiento compuesto. Algunas de estas variables pueden controlarse mediante estrictos estándares de control de calidad, mientras que otras son una función del diseño y la fabricación de la pieza compuesta. (J.M. Tang, 1987)

2.8 Microscopía óptica de materiales compuestos.

La microscopía óptica es una herramienta valiosa en investigaciones de materiales relacionados con la resolución de problemas, el análisis de fallas, el desarrollo de materiales avanzados y el control de calidad. (B.S. Hayes L. M., 2010)

La microscopía se ha utilizado desde el siglo XVII cuando se comenzó a experimentar con lentes (llamados así por su forma de lentejas) para evaluar insectos, luego se evolucionó a los microscopios para lograr avances en la medicina, hasta llegar a los TEM y SEM para análisis biológicos. (Lanfranconi)

Para fines de esta investigación, la evaluación de microestructuras de compuestos reforzados con fibra se realizará por medio de microscopios metalográficos y SEM.

El uso más extendido de la microscopía óptica para materiales compuestos es determinar el contenido de vacío, el conteo de capas y las orientaciones de fibra. Si bien esto constituye la mayoría del análisis, la investigación de los mecanismos de falla y el análisis microestructural también es común. Además, la comprensión de la morfología de la fibra, los modificadores de matriz, los rellenos y el efecto de los parámetros de procesamiento utilizados para fabricar materiales compuestos también se estudian mediante técnicas de microscopía óptica. (B.S. Hayes L. M., 2010)

Para la mayoría de los casos, la microscopía de luz reflejada proporciona la mayor parte de la información necesaria que uno desearía. En algunos casos, pueden ser necesarios colorantes para una mayor claridad de la morfología o identificación de microgrietas. Si las técnicas reflejadas no brindan la información requerida, la microscopía óptica de luz transmitida puede proporcionar información sobre las microestructuras de estos materiales que de otro modo permanecerían ocultos al usar técnicas estándar de preparación metalográfica. Debido a que muchos materiales termoestables son inertes a ataques químicos metalográficos, a menudo la muestra se observa mejor con luz polarizada transmitida y varios medios de contraste para mejorar las diferencias en el índice de refracción de fases discretas en el compuesto. (B.S. Hayes L. M., 2010)

2.9 Ventajas y desventajas de los materiales compuestos sobre materiales estructurales

- Ventajas (Heslehurst, 2011):
 - Alta dureza específica.
 - Alto esfuerzos específicos.
 - Mayor libertad de diseño de proceso.
 - Coeficiente de expansión térmica bajo o controlado.
 - Propiedades de fatiga favorables.
 - Comportamiento favorable a la fractura por esfuerzo.
 - Relativamente alta resistencia a la corrosión.
 - Bajo costo potencial de componentes debido a:
 - Diseños más eficientes.
 - Fabricación automatizada.
 - Menor maquinado.
 - Menor número de partes.
- Desventajas (Heslehurst, 2011):
 - Intolerantes a daños por impacto.
 - Alto costo de los materiales:
 - Materia prima.
 - Procesamiento.
 - Equipo de fabricación.

CAPÍTULO III

3.0 Marco teórico

Los materiales compuestos involucran alguna combinación microscópica de dos o más componentes de los tipos de materiales estructurales fundamentales: metales, cerámicas, vidrios y polímeros. Una filosofía clave en la selección de materiales compuestos es que deben proporcionar “lo mejor de ambos mundos”. Un ejemplo clásico es la fibra de vidrio. La resistencia de las fibras de vidrio de diámetro pequeño se combina con la ductilidad de la matriz polimérica. La combinación de estos dos componentes proporciona un producto superior a cualquiera de los componentes solos. La industria aeroespacial ha impulsado gran parte del desarrollo de materiales compuestos más sofisticados. Cada vez más, estos materiales avanzados se están utilizando en aplicaciones civiles, como puentes mejorados de relación resistencia/peso y automóviles más eficientes en combustible. (Shackelford, 2015)

La fibra de vidrio, o polímero reforzado con fibra de vidrio, es un excelente ejemplo de un compuesto reforzado con fibra sintética. El refuerzo de fibra generalmente se encuentra en una de las tres configuraciones principales: alineado en una sola dirección, cortado al azar o tejido en una tela que está laminada con la matriz. (Shackelford, 2015)

3.1 Análisis de microgrietas en materiales compuestos

La formación de microgrietas en materiales compuestos puede surgir de situaciones de carga estática, dinámica, de impacto o de fatiga y también por cambios de temperatura o ciclos térmicos. (J.A. Nairn, 2000) (N.L. Hancox, 1998)

Otros factores ambientales, como el agua, los solventes y la absorción química, también pueden hacer que se formen microgrietas y se expandan en materiales compuestos. El inicio del microcraqueo, y la propagación de las microgrietas, en general ocurre más rápidamente en un material compuesto si una combinación de estos eventos es simultánea. (B.S. Hayes L. M., 2010)

Después de la formación de microgrietas, las propiedades mecánicas generalmente se degradan y continuarán degradando a medida que las microgrietas se hagan más grandes y aumenten en número. A menudo, esta degradación se nota por primera vez en las propiedades dominadas por la matriz. En respuesta a la carga mecánica, las microfisuras se encuentran con mayor frecuencia en las capas fuera del eje a la dirección de carga. (J.A. Nairn, 2000)

Las microgrietas pequeñas en la superficie pueden no ser inicialmente perjudiciales para el rendimiento, pero pueden propagarse para formar grietas más grandes y/o más anchas que también pueden provocar la delaminación. Es importante determinar cuándo se forma la primera microfisura en un material compuesto a partir de la carga térmica o mecánica del material compuesto. Incluso las microgrietas pequeñas pueden propagarse en materiales duros en el entorno adecuado, creando caminos para el agua, los solventes y los líquidos criogénicos, lo que puede causar más daños. (B.S. Hayes L. M., 2010)

Los esfuerzos residuales en un material compuesto actúan para precargar el compuesto y pueden iniciar el microcraqueo a niveles de tensión mucho más bajos y/o menos ciclos térmicos. (Daniel, Progressive Transverse Cracking of Cross-ply Composite Laminates, 1990)

En consecuencia, las tensiones térmicas, que se incrementan aún más a medida que la temperatura cae por debajo de la temperatura libre de tensiones, generalmente está cerca de la temperatura de curado y, por lo tanto, a medida que la temperatura se reduce aún más por debajo de la temperatura ambiente, se produce una mayor propensión a las microfisuras. (Hahn, 1989)

En algunas matrices termoendurecibles, solo la reducción de la temperatura desde la temperatura de curado hasta la temperatura ambiente ha provocado la formación de microgrietas. (J.E. Lincoln, 2001)

Las tensiones residuales son causadas por los coeficientes de expansión anisotrópica de las capas adyacentes y los componentes del material (resina / fibra), así como por la contracción de curado de la matriz. Se observa comúnmente que la modificación del ciclo de curado, por contracción en una matriz termoestable. (M.S. Madhuakar, 1995)

Sin embargo, la temperatura y el tiempo de curado definitivos dictan en gran medida la tensión residual en los materiales compuestos. (B.S. Hayes L. M., 2010)

Existe mayor interés en los tipos de materiales compuestos reforzados con fibra, de modo que las propiedades combinadas de la fibra y la matriz se utilizan para mejorar entre sí.

3.2 Cálculo de propiedades

Las propiedades de los compuestos deben, de alguna manera, representar un promedio de las propiedades de sus componentes individuales. Sin embargo, la naturaleza precisa del “promedio” es una función sensible de la geometría microestructural. (Shackelford, 2015)

Usando el módulo de elasticidad para ilustrar el promedio de propiedades, que es consistente con nuestro énfasis en las aplicaciones estructurales de los compuestos. En la ecuación 9 se muestra la tensión uniaxial de un compuesto reforzado con fibra (tensión paralela a la dirección de alineación de la fibra). Si la matriz está íntimamente unida a las fibras de refuerzo, la tensión tanto de la matriz como de las fibras debe ser la misma. Esta condición de anisotropía es cierta a pesar de que los módulos elásticos de los componentes tenderán a ser bastante diferentes. La ecuación lo expresa en otras palabras:

$$\epsilon_c = \frac{\sigma_c}{E_c} = \epsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} = \epsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f} \quad (1)$$

Donde todos los términos se definen en la figura 6. También es evidente que la carga transportada por el compuesto, P_c , es la suma simple de cargas transportadas por cada componente, como lo muestra la ecuación 2:

$$P_c = P_m + P_f. \quad (2)$$

Según la ecuación 3, cada carga es igual, por definición, a una tensión multiplicada por un área, es decir:

$$\sigma_c A_c = \sigma_m A_m + \sigma_f A_f, \quad (3)$$

Donde, nuevamente, los términos se ilustran en la figura 6. La combinación de las ecuaciones 1 y 3 resultan en la ecuación 4:

$$E_c P_c A_c = E_m P_m A_m + E_f P_f A_f. \quad (4)$$

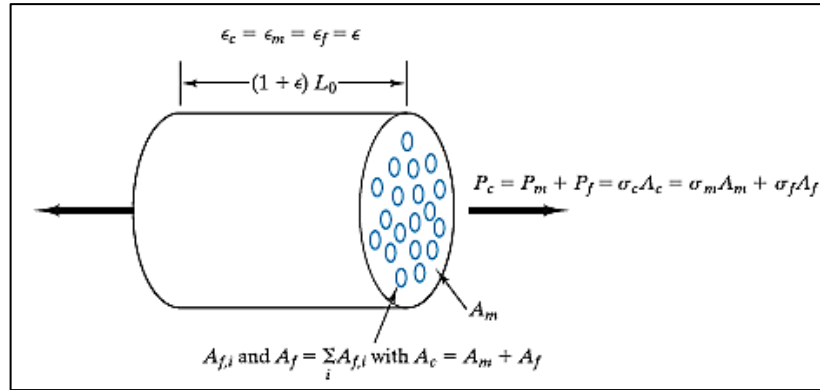


Figura 6. Tensión uniaxial de un material compuesto con refuerzo continuo de fibra. La carga es paralela a las fibras de refuerzo. (Shackelford, 2015).

Observemos en ecuación 5 que $P_c = P_m = P_f$ y dividamos ambos lados de la ecuación 3 por A_c :

$$E_c = E_m \frac{A_m}{A_c} + E_f \frac{A_f}{A_c} \quad (5)$$

Debido a la geometría cilíndrica de la figura 6, la fracción de área también es la fracción de volumen, representada por ecuación 6:

$$E_c = v_m E_m + v_f E_f \quad (6)$$

Donde v_m y v_f son las fracciones de volumen de matriz y fibras, respectivamente. En este caso, por supuesto, $v_m + v_f$ debe ser igual a 1. La ecuación 6 es un resultado importante, ya que, identifica el módulo de un compuesto fibroso cargado axialmente como un promedio simple y ponderado de los módulos de sus componentes. El módulo como la pendiente de una curva de tensión-deformación para un compuesto con 70% en volumen de fibras de refuerzo. En esta fibra de vidrio típica (epoxi reforzado con vidrio E), el módulo de fibra de vidrio (72.4×10^3 MPa) es aproximadamente 10 veces mayor que el módulo de matriz polimérica (6.9×10^3 MPa). El módulo compuesto, aunque no es igual al del vidrio, es sustancialmente más alto que el de la matriz.

Igualmente, importante para la contribución relativa de las fibras de vidrio al módulo compuesto es la fracción de la carga compuesta total, P_c , en la ecuación 2, transportada por las fibras cargadas axialmente. De la ecuación 2, observamos en la 7 que:

$$\frac{P_f}{P_c} = \frac{\sigma_f A_f}{\sigma_c A_c} = \frac{E_f \epsilon_f A_f}{E_c \epsilon_c A_c} = \frac{E_f}{E_c} v_f \quad (7)$$

Para el ejemplo de fibra de vidrio en discusión, $P_f/P_c = 0.96$; es decir, casi toda la carga uniaxial es transportada por el 70% en volumen de fibras de alto módulo. Esta geometría es una aplicación ideal de un compuesto. El alto módulo y la resistencia de las fibras se transmiten efectivamente al compuesto en su conjunto. Al mismo tiempo, la ductilidad de la matriz está disponible para producir un material sustancialmente menos frágil que el vidrio por sí solo. El resultado de la ecuación 6 no es exclusivo del módulo de elasticidad. Varias propiedades importantes exhiben este comportamiento, lo cual es especialmente cierto en el caso de las propiedades de transporte. En general, podemos escribir la ecuación 8:

$$X_c = v_m X_m + v_f X_f \quad (8)$$

Donde X puede ser difusividad, D; conductividad térmica, k; o conductividad eléctrica, s. La relación de Poisson para la carga paralela a las fibras de refuerzo también se puede predecir a partir de la ecuación 8. (Shackelford, 2015)

También vale la pena señalar que se puede hacer un análisis similar para cargas de tensión perpendiculares a la dirección de alineación de la fibra, denominada carga de tensión. Sin derivación, podemos establecer el resultado de la carga perpendicular a las fibras con la ecuación 9 como:

$$E_c = \frac{E_m E_f}{v_m E_f + v_f E_m} \quad (9)$$

La consecuencia práctica de la ecuación 9 es un uso menos efectivo del alto módulo de las fibras de refuerzo. El módulo de la matriz domina el módulo compuesto, excepto con concentraciones muy altas (~70%) de fibras. (Shackelford, 2015)

Al igual que con la similitud entre las ecuaciones 6 y 8, el módulo no es la única propiedad que sigue una forma como la ecuación 9. En general, podemos escribir en ecuación 10:

$$X_c = \frac{X_m X_f}{v_m X_f + v_f X_m} \quad (10)$$

Donde, de nuevo, X puede ser difusividad, D; conductividad térmica, k; o conductividad eléctrica, s. Las formas de las ecuaciones 6 y 9 son las inversas para las ecuaciones de resistencia (o resistividad) para circuitos en paralelo y en serie, porque $r = 1/s$. (Shackelford, 2015)

La interfaz entre la matriz y la fase discontinua debe ser lo suficientemente fuerte como para transmitir el esfuerzo o la tensión debido a una carga mecánica de una fase a la otra. Sin esta fuerza, la fase dispersa puede fallar al “comunicarse” con la matriz. En lugar de tener el “mejor de ambos mundos” como se implica en la introducción de esta sección, podemos obtener el peor comportamiento de cada componente. Las fibras de refuerzo que se deslizan fácilmente de una matriz pueden ser un ejemplo. Las microestructuras contrastantes de interfaces mal unidas y bien unidas en un compuesto de fibra de vidrio. Se ha dedicado un esfuerzo considerable a controlar la fuerza interfacial. El tratamiento de la superficie, la química y la temperatura son algunas consideraciones en el “arte y la ciencia” del enlace interfacial. Para resumir, se requiere cierta resistencia interfacial en todos los compuestos para garantizar que el promedio de propiedades esté disponible a niveles de esfuerzo relativamente bajos. (Shackelford, 2015)

3.3 Análisis de laminados de acuerdo con la mecánica de la fractura

3.3.1 Teoría de Griffith

La fractografía es un área de investigación activa y se ha beneficiado de un interés estrechamente relacionado en la evaluación cuantitativa de la capacidad de transporte de carga según lo previsto por la mecánica de fractura. La probabilidad de acoplamiento se hizo evidente por primera vez cuando el modelo de Griffith para fractura frágil se aplicó al estudio de la fractura por “cleavage” en materiales metálicos en 1954. (Kumar, 2009)

Griffith, a principios de la década de 1920, desarrolló algunos conceptos básicos. Era consciente de la solución analítica, desarrollada por Inglis, que determina el campo de tensión alrededor de un orificio elíptico en una placa, cargada bajo la tensión σ como se muestra en la figura 7. Señaló que la tensión máxima se desarrolla en el punto A de la elipse y está dada por: (Kumar, 2009)

$$\sigma_{22max} = \sigma_0 \left(1 + \frac{2a}{b}\right) \quad (11)$$

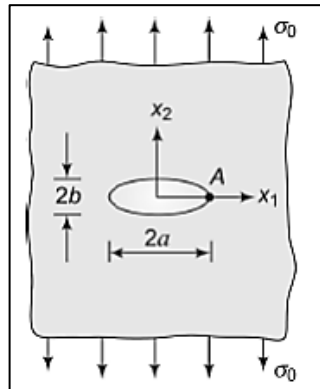


Figura 7. Orificio elíptico en placa. (Kumar, 2009)

Para una grieta circular, σ_{22max} es tres veces mayor que σ . Pero para una grieta elíptica donde el eje mayor a es mucho más largo que el eje menor b , σ_{22max} se vuelve bastante grande; que para una grieta aguda con un eje menor que tiende a ser muy pequeño (del orden de las distancias interatómicas), ningún material real puede soportar el esfuerzo. Por lo tanto, incluso para un pequeño esfuerzo aplicado σ , la ecuación 11 indica que σ_{22max} sería muy grande y excedería la resistencia final del material. La ecuación 11 propone que incluso una grieta aguda de pequeña longitud puede crecer y romper el componente en dos partes. Así, Griffith concluyó que deben existir otros mecanismos que ayuden a los materiales a mantener formas sólidas. (Kumar, 2009)

Griffith se dio cuenta de que una grieta en un cuerpo no crecería a menos que se liberara energía para superar las necesidades de energía de formar dos nuevas superficies, una debajo y otra sobre el plano de la grieta. La energía superficial de un material depende de las propiedades del material, y en la tabla 4 es posible observar algunos ejemplos de materiales cotidianos, con resultados de magnitud bastante pequeña, ya que son del orden de 1 J/m^2 . (Kumar, 2009)

Tabla 4. Energía superficial de materiales comunes. (Kumar, 2009) (W.T.Becker, 2002)

Material	Energía superficial (J/m^2)
Cu	0.98
Acero	1.20
Al	0.60
NaCl	1.35
MgO	3.30
Fibra de vidrio	2.30
Hielo	0.07
Diamante	5.50

3.3.2 Fractura lineal elástica

En general, hay dos tipos de condiciones que pueden conducir a fallas estructurales:

- Inestabilidad de la sección de red donde la sección transversal estructural general ya no puede soportar la carga aplicada.
- El tamaño crítico de falla es excedido por alguna discontinuidad preexistente o cuando los mecanismos de grietas subcríticas (por ejemplo, fatiga, grietas por corrosión bajo tensión o fluencia) hacen que la grieta alcance un tamaño crítico. (W.T.Becker, 2002)

Los cálculos básicos de elasticidad muestran que tanto el esfuerzo como la deformación se vuelven una discontinuidad, como una grieta, que supera cualquier nivel de propiedad reconocido que pueda ofrecer algún tipo de limitación. Dos situaciones son posibles:

- La grieta alcanzó una longitud crítica, por lo que se produce inestabilidad y se produce una fractura cataclísmica. La fractura es macroescala quebradiza.
- La grieta se despunta, redistribuyendo el estado de esfuerzo, con la carga continúa creando una zona de desgarro frente a la grieta. (W.T.Becker, 2002)

La mecánica de fractura dice que hay un triángulo de variables que deben considerarse en el análisis de fractura. Esto contrasta con los criterios de diseño tradicionales de las propiedades del material y las condiciones de carga aplicadas. Para el análisis de MFEL, los tres parámetros involucrados son la tensión creada por la carga aplicada (σ), la intensidad de la tensión (K) y la geometría de grietas y componentes, para comprender las variables de la fórmula 12, es necesario revisar la descripción en tabla 5. La K creada por la carga aplicada se relaciona con el esfuerzo y la longitud de la grieta a través de: (W.T.Becker, 2002)

$$K = \sigma(\sqrt{\pi a}) \left[f \left(\frac{a}{W} \right) \right] \quad (12)$$

Tabla 5. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)

Símbolo	Propiedad
σ	Esfuerzo creado por la carga aplicada.
K	Intensidad de esfuerzo.
a	Longitud de la grieta.
$f\left(\frac{a}{W}\right)$	Factor de corrección de geometría.

Los ejemplos comunes incluyen una grieta en el borde de una placa, una grieta en el centro, una grieta en el doble borde, etc. Se supone que ocurre una fractura cuando la K creada por las cargas aplicadas excede una propiedad de material K_c . Es importante reconocer que el factor de corrección de la geometría no es un factor de concentración de tensiones. (W.T.Becker, 2002)

La fractura puede ser macroescala; frágil, dúctil o mixta dúctil y frágil. El atractivo de la mecánica de fracturas para el análisis de fracturas es que, siempre que el volumen de material descrito por el factor de intensidad de tensión sea pequeño con respecto a las dimensiones del componente y el tamaño de la zona plástica en la punta de la grieta, sea pequeño con respecto al K-zona, se puede suponer que la descripción del estado de tensión en la vecindad del defecto es elástica (análisis MFEL) y el estado de tensión resultante y el factor de intensidad de tensión son los mismos, sin importar la geometría del componente. Por lo tanto, existe la descripción de “un parámetro” (K) del proceso de fractura representado en ecuación 14. (W.T.Becker, 2002)

Suponga la presencia de una imperfección grieta en un material como se muestra en la figura 8. Irwin demostró que el estado de esfuerzo alrededor de la imperfección podría describirse en dos dimensiones, donde:

En el plano de la grieta ($\theta=0$ figura 8), el único esfuerzo existente es σ_{yy} ecuación 13: (W.T.Becker, 2002)

Hay una singularidad en el campo de tensión cuando γ se acerca a cero; es decir, el esfuerzo se aproxima al infinito con las variables descritas en tabla 6. (W.T.Becker, 2002)

$$\sigma_{yy} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} [f(\theta)] \quad (13)$$

$$K = \sigma(\sqrt{\pi a}) \left[f\left(\frac{a}{W}\right) \right] \quad (14)$$

Tabla 6. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)

Símbolo	Propiedad
a	Longitud de grieta.
W	Espesor de plano con grieta como defecto.

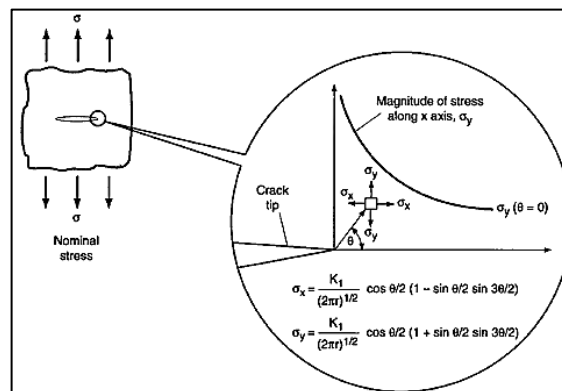


Figura 8. Distribución de esfuerzo cercano a la orilla a través de la grieta del espesor del plano. (W.T.Becker, 2002)

Si el material no es inherentemente frágil, la tensión de la punta de la grieta σ_{yy} alcanza la tensión de fluencia (YS) a cierta distancia frente a la punta de la grieta, lo que hace que se cree una zona de plástico. Sin embargo, el enfoque más simple es suponer en ecuación 15, que el rendimiento se produce a una distancia frente a la punta de la grieta: (W.T.Becker, 2002)

$$r = \left(\frac{2}{2\pi}\right)\left(\frac{K_c}{YS}\right)^2 \quad (15)$$

El análisis de Irwin fue 2D. Si el cuerpo es lo suficientemente grueso, el estado de tensión se convierte en 3D mediante la adición de una tensión transversal, σ_{zz} , que actúa en la dirección del grosor del cuerpo y que tiene una magnitud dada por la ecuación 16: (W.T.Becker, 2002)

$$\sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (16)$$

Dado que el valor de K en la fractura ya no depende del grosor de la sección, es una propiedad del material y no se describe como K_c sino como la resistencia a la fractura por deformación plana K_{Ic} . Para la evaluación cuantitativa en el diseño o en el análisis de fallas, se debe conocer la resistencia del material en la fractura. (W.T.Becker, 2002)

Para condiciones de deformación plana. Si el grosor de la sección que se utilizará en el diseño o el de un componente fallido no crea una restricción suficiente para desarrollar condiciones de deformación plana, se desconoce la resistencia a la fractura en la fractura, pero es mayor que el valor de deformación plana tabulada. Para fines de diseño, empleando las variables de tabla 7, se puede estimar el espesor de sección requerido para obtener condiciones de deformación plana (para una grieta de espesor total cargado en modo de apertura) por ecuación 17: (W.T.Becker, 2002)

$$B \geq 2.5\left(\frac{K_{Ic}}{S}\right)^2 \quad (17)$$

Tabla 7. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)

Símbolo	Propiedad
B	Espesor de la sección
S	Esfuerzo en diseño

Típicamente, el límite elástico disminuyó por un factor de seguridad. Este criterio es conservador ya que los valores de deformación plana se obtendrán en este espesor de sección, pero también se pueden obtener para espesores de sección más pequeños. Para la aplicación al análisis de falla de un componente fracturado, el análisis de la superficie de la fractura indicará si toda la superficie de la fractura es plana y normal a las cargas aplicadas o si la fractura está en modo mixto y contiene fractura abierta en terminación de punta, conocida como “crack tip”. Si hay “crack tip”, la restricción fue incompleta, de modo que el valor de K al comienzo de la fractura es mayor que K_{Ic} . (W.T.Becker, 2002)

Esta ecuación también se puede utilizar para fines de inspección y determinación de idoneidad para el servicio. Suponiendo que se conoce K_{Ic} y el límite elástico del material, la ecuación también se puede usar donde la longitud de grieta, a , reemplaza el grosor de sección B (ecuación 17), lo que permite la estimación de longitudes críticas de grieta. (W.T.Becker, 2002)

Por lo tanto, el análisis debe modificarse para incluir una pequeña zona de plasticidad en la punta de la grieta. La distribución de tensión modificada se muestra esquemáticamente en la figura 9. (W.T.Becker, 2002)

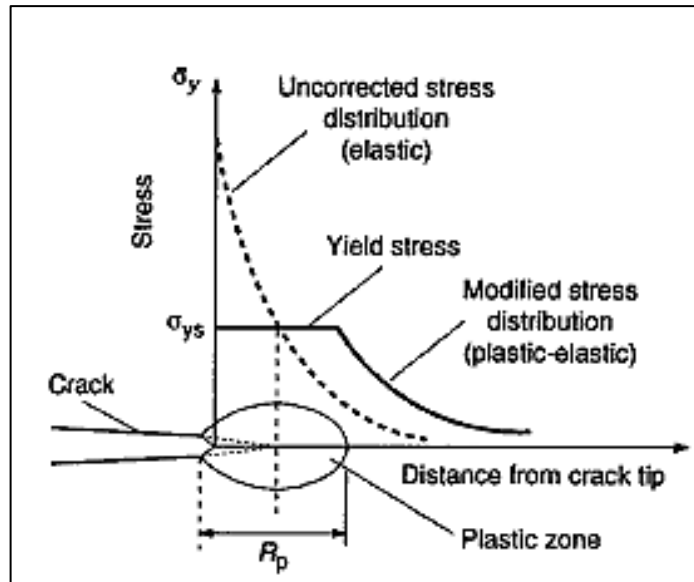


Figura 9. Distribución de esfuerzos a lo largo de la grieta en que la plasticidad está incluida en escala pequeña. (W.T.Becker, 2002)

El pequeño enclave plástico se llama zona plástica, y su extensión directamente delante de la grieta se denota por R_p . (W.T.Becker, 2002)

El campo de tensión en la punta de la grieta se puede caracterizar en términos de la intensidad de tensión (K), donde el tamaño de la zona plástica depende de K y σ_{ys} , empleando los símbolos de tabla 8. (W.T.Becker, 2002)

$$R_p = C \left(\frac{K}{\sigma_y} \right)^2 \quad (18)$$

Tabla 8. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)

Símbolo	Propiedad
C	Diferentes valores como espesor y deformación del material entre $1/\pi$ y $1/3\pi$.
R_p	Para cuerpos linealmente elásticos R _p es más pequeño que el tamaño de la grieta (i.e. R _p <10% de tamaño de grieta).
K	Como K aumenta R _p también incrementa, y el material viene como mayor esfuerzo.

Cuando la región de la deformación plástica alrededor de una grieta es pequeña en comparación con el tamaño de la grieta, la magnitud del campo de tensión alrededor de la grieta se relaciona así con el factor de intensidad de tensión, K, con ecuación 19 y tabla 9 de la siguiente manera: (W.T.Becker, 2002)

$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \tag{19}$$

Tabla 9. Descripción de fórmula. (W.T.Becker, 2002)

Símbolo	Propiedad
Y	Factor de geometría
σ	Esfuerzo en los planos de fractura
a	Longitud de grieta

De esta manera, el análisis elástico lineal a pequeña escala se puede utilizar para definir un factor único, K , que es proporcional al campo de tensión local de la punta de la grieta fuera de la pequeña zona plástica de la punta de la grieta. (W.T.Becker, 2002)

La deformación macroscópica del material también influye en la tenacidad. Si el material es lo suficientemente dúctil o delgado, tiende a afectar (cuello) paralelo al plano de la grieta. Sin embargo, si el tamaño de la sección es lo suficientemente grueso, la contracción lateral se opone a la mayor parte del material grueso, y se desarrolla un componente de tensión adicional paralelo al plano de la grieta. Bajo condiciones de deformación plana, la deformación plástica en la punta de la grieta está severamente limitada. La contracción lateral está restringida a lo largo del plano de grieta, y la superficie de fractura es muy plana con poca o ninguna deformación macroscópica perpendicular al plano de grieta. (W.T.Becker, 2002)

3.3.3 Análisis de laminados de acuerdo con la mecánica de la fractura

En la predicción del inicio de la delaminación y/o el comportamiento de crecimiento en estructuras compuestas avanzadas, el enfoque de la mecánica de fractura interlaminar tiene varias ventajas sobre los métodos basados en el esfuerzo. La mecánica de fractura interlaminar calcula la velocidad de liberación de energía de deformación de la estructura y compara estos valores con la resistencia a la fractura interlaminar del material medido para evaluar el comportamiento de la delaminación. A diferencia de las consideraciones de fractura translaminar, la mecánica de fractura interlaminar captura la física de la delaminación mediante la consideración discreta de la separación entre capas. Un análisis elástico de una delaminación revelará singularidades de tensión en la “punta de grieta” de estas discontinuidades macroscópicas a nivel de capa. En la figura 10 se muestra como se ha adoptado un análisis basado en la mecánica de fracturas y la caracterización de este problema, para evitar las incertidumbres asociadas con el análisis de campos de tensión singulares, y para aprovechar los efectos volumétricos que están inherentemente incluidos en el parámetro de velocidad de liberación de energía de deformación, G . Delaminación en modo I. es un evento clásico de crecimiento de grietas frágiles dominado por la dilatación. (Composite materials handbook, 2012)

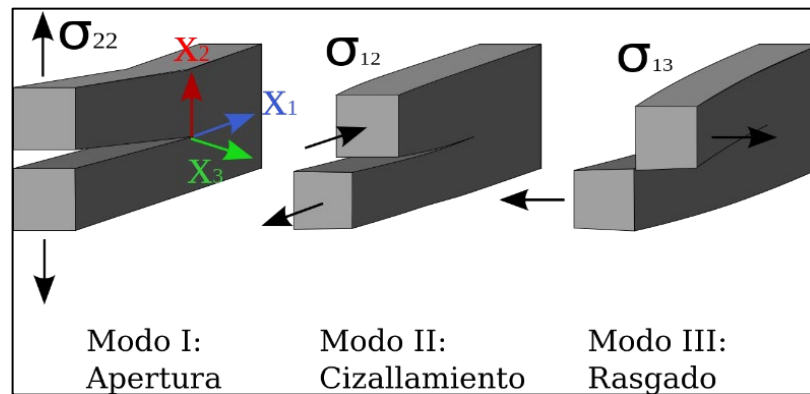


Figura 10. Ilustración de los modos de falla. Apertura, cizallamiento y rasgado. (Composite materials handbook, 2012)

En la predicción del inicio de la delaminación y/o el comportamiento de crecimiento en estructuras compuestas avanzadas, el enfoque de la mecánica de fractura interlaminar tiene varias ventajas sobre los métodos basados en el esfuerzo. La mecánica de fractura interlaminar calcula la velocidad de liberación de energía de deformación de la estructura y compara estos valores con la resistencia a la fractura interlaminar del material medido para evaluar el comportamiento de la delaminación. A diferencia de las consideraciones de fractura translaminar, la mecánica de fractura interlaminar captura la física de la delaminación mediante la consideración discreta de la separación entre capas. Un análisis elástico de una delaminación revelará singularidades de tensión en la “punta de grieta” de estas discontinuidades macroscópicas a nivel de capa. Se ha adoptado un análisis basado en la mecánica de fracturas y la caracterización de este problema para evitar las incertidumbres asociadas con el análisis de campos de tensión singulares y para aprovechar los efectos volumétricos que están inherentemente incluidos en el parámetro de velocidad de liberación de energía de deformación, G . Delaminación en modo I. es un evento clásico de crecimiento de grietas frágiles dominado por la dilatación. La delaminación en modo II y III generalmente es una fusión de pequeñas grietas de matriz entre fibras orientadas de manera normal al esfuerzo principal en la matriz, pero el enlace de estas grietas crece como una grieta dominante en modo II o III cuando se observa en la lámina homogénea. Al más alto nivel, se aplican métodos de mecánica de fractura interlaminar para calcular los componentes de la velocidad de liberación de energía de deformación; $G_I(a)$, $G_{II}(a)$, $G_{III}(a)$, para la estructura en función de la longitud de delaminación. El inicio o crecimiento de la delaminación se predice al comparar estas relaciones $G(a)$ con la tenacidad de fractura compuesta inherente del material obtenido de los experimentos con cupones. La implementación práctica de la mecánica de fractura interlaminar implica cálculos de las tasas de liberación de energía de deformación, que se pueden obtener utilizando FEM en combinación con varios métodos diferentes. El enfoque más versátil y comúnmente utilizado es FEM con VCCT. Comenzando con un modelo estructural de elementos finitos, los elementos principales en la determinación de las tasas de liberación de energía de deformación son:

- Definición de delaminación en modelo.
- Solución de elementos finitos.
- Cálculo de G .

3.3.4 Pasos importantes en el cálculo de las tasas de liberación de energía de deformación

- Definición de delaminación en modelo: (Composite materials handbook, 2012)
 - Identificación de interfaces de capas para la probabilidad de delaminación.
 - Selección en formulación de elementos para el análisis de elementos finitos.
 - Definición de estrategia para variación de geometría de malla y refinamiento en la región de grietas.
 - Creación de superficie de delaminación en modelo separando elementos.
 - Construcción en sistemas de coordenadas de elementos para una orientación de capa dada y coordenadas locales para orientación de delaminación.
 - Cálculo de algoritmo de contacto seleccionado y asignar ecuaciones de restricción o elementos de contacto según sea necesario.
- Solución de elementos finitos: (Composite materials handbook, 2012)
 - Cálculo de parámetros activos de solución no lineal para problemas de contacto y grandes deformaciones.
 - Cálculo de múltiples soluciones en el rango de longitudes de delaminación almacenando resultados clave.
 - Verificación de resultados, particularmente que la solución de desplazamiento satisfaga la condición de contacto.
- Procedimiento para cálculo de G: (Composite materials handbook, 2012)
 - Extracción de resultados para cada solución de longitud de grieta en la región de la punta de la grieta en un sistema de coordenadas definido a lo largo de la ruta de delaminación.
 - Cálculo de $G_I(a)$, $G_{II}(a)$, $G_{III}(a)$ usando VCCT para un tipo de elemento dado y corrigiendo tamaños de elementos no uniformes.
 - Evaluar consideraciones especiales para el cálculo de Modo Mixto.

3.5 Consideraciones sobre el criterio de Hashin

Los modelos propuestos a continuación, ayudan a determinar cómo y dónde ocurren las primeras fallas y como el daño va perjudicando. Los modelos de falla de Hashin y Puck son utilizados en compuestos laminados.

El primer criterio que surge con la idea de que es preciso adecuar las ecuaciones que predicen el fallo del material compuesto a los mecanismos de fallo de este, es el criterio de Hashin-Rotem que se propone para el caso de una lámina y en el contexto de un estudio a fatiga. Algunos años después el propio Hashin propone un criterio general con carácter tridimensional que particulariza para el caso de una lámina y que conlleva algunas modificaciones con respecto a las propuestas anteriores que se enlistan en la tabla 10 y describe la simbología en la tabla 11. (F. & J.C., 2015)

Tabla 10. Evolución de los criterios de Hashin, por medio de la interacción cuadrática que Hashin supone entre los componentes del vector tensión asociado al plano de fallo. (F. & J.C., 2015)

Criterio/ Modo de fallo	Fibra en tracción	Fibra en compresión	Matriz en tracción	Matriz en compresión	Ec.
Hashin- Rotem	σ_{11} $= X_{\tau}(\sigma_{11}, X_{\tau}$ $> 0)$	$ \sigma_{11} $ $= X_C (\sigma_{11}$ $< 0; X_C$ $> 0)$	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\tau}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2$ $= 1$	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$	(20)
Hashin 2D	σ_{11} $> 0: \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\tau}}\right)^2$ $+ \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$	σ_{11} $< 0: \sigma_{11} $ $= X_C$	σ_{11} $> 0: \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\tau}}\right)^2$ $+ \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$	$\sigma_{22} < 0: \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{\tau}}\right)^2$ $+ \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{\tau}}\right)^2$ $- 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_{\tau}}$ $+ \left(\frac{\sigma_{22}}{S}\right)^2 = 1$	(21)
Hashin 3D	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\tau}}\right)^2$ $+ \frac{1}{S^2} (\sigma_{12}^2$ $+ \sigma_{13}^2)$ $= 1$ o σ_{11} $= X_{\tau}$	$ \sigma_{11} = X_C$	$(\sigma_{22} + \sigma_{33}) = \sigma$ $> 0: \frac{1}{Y_{\tau}^2} \sigma^2$ $+ \frac{1}{S_{\tau}^2} (\sigma_{23}^2$ $- \sigma_{22}\sigma_{33})$ $+ \frac{1}{S^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2)$ $= 1$	$(\sigma_{22} + \sigma_{33}) = \sigma$ $< 0: \frac{1}{Y_C} \left[\left(\frac{X_{\tau}}{2S_{\tau}}\right)^2$ $- 1\right] \sigma + \frac{1}{4S_{\tau}^2} \sigma^2$ $+ (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33})$ $+ \frac{1}{S^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2)$ $= 1$	(22)

Tabla 11. Descripción de fórmula. (F. & J.C., 2015)

Símbolo	Propiedad
σ_{11}	Tensión nominal en la lámina en la dirección de las fibras
σ_{22}	Tensión nominal en el laminao en la dirección transversal a las fibras
σ_{12}	Tensión tangencial nominal en la lámina
X_{τ}	Resistencia en la dirección de las fibras en tracción
X_C	Resistencia en la dirección de las fibras en la compresión
Y_{τ}	Resistencia a la tracción en la dirección transversal a las fibras
Y_C	Resistencia a la compresión en la dirección transversal a las fibras
S	Resistencia a la cortadura
S_{τ}	Representa la resistencia transversal a cizalladura

El interés sobre estas propuestas de criterios de falla para materiales compuestos laminados se despierta por el reconocimiento de los mecanismos de falla, la estimación de las variables macromecánicas asociadas a ese mecanismo y proponiendo finalmente una interacción entre ellas. (F. & J.C., 2015)

Sin embargo, se derivan de polinomios generales de los primeros cuatro invariantes de tensión transversalmente isotrópicos con el término de orden más alto para cada una de estas cuatro invariantes, que se selecciona de tal manera que da como resultado que un orden más alto de tensión sea cuadrático. Además, los criterios de falla de Hashin asumen que dos modos distintos de falla de fibra y matriz ocurren en dos planos de fractura diferentes, y solo los componentes de tensión relevantes en el plano de fractura asociado de cada modo contribuirán a los criterios de falla para ese modo de falla. (Chun H. Wang C. N., 2016)

Los criterios de Hashin proporcionan una mejora para la predicción de fallas intralaminar. Sin embargo, como señaló Hashin, los criterios de falla cuadrática para el modo matriz implican que el plano de fractura es el plano de corte transversal máximo y esto puede no ser siempre posible. (Chun H. Wang C. N., 2016)

Con referencia al fallo de la matriz, la diferencia con respecto a la primera propuesta proviene de la consideración adicional en el caso tridimensional de que si el material falla en presencia de una presión transversalmente isotrópica ($\sigma_{22} = \sigma_{33} = -p$), esta presión puede alcanzar valores mucho más grandes que los de la resistencia a compresión uniaxial Y_C . (París F., 2015)

Con referencia al fallo de la matriz en compresión, la primera cuestión sería dilucidar si es razonable aceptar la propuesta de interacción cuadrática de las componentes del vector tensión asociado al plano, para predecir el fallo en ese plano. Consideremos como la forma más realista de tomar en consideración el fallo, el criterio de Hashin. Una primera aproximación a que el fallo en un plano esté gobernado por el vector tensión asociado a ese plano, podría realizarse a través de la configuración que se indica en la figura 11. Si consideramos el plano de fallo que aparece en la figura 11 a), la hipótesis de Hashin conduciría a asociar el fallo a las tensiones σ_{22} y σ_{33} , mientras que σ_{33} no jugaría ningún papel en el fallo. Una evaluación micromecánica del problema conduciría a la configuración presentada en la figura 11 b), cuestionándonos si tiene o no σ_{33} influencia en el crecimiento de la grieta supuesta. La respuesta parece evidente: σ_{33} puede acelerar o retrasar el crecimiento de la grieta. (F. & J.C., 2015)

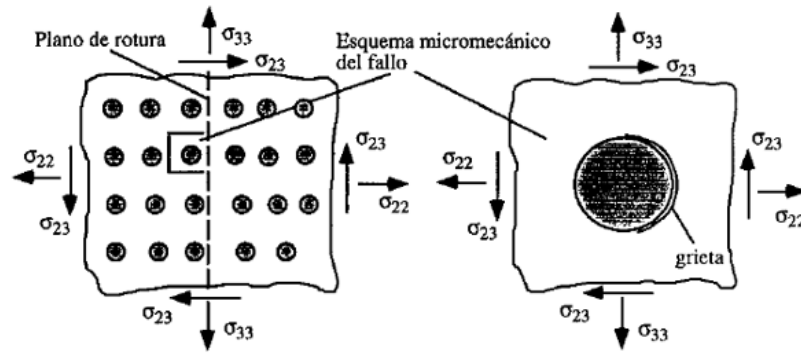


Figura 11. Implicaciones de asociar el fallo en un plano al vector tensión del plano. (F. & J.C., 2015)

3.6 Criterio de falla de Puck

Las fallas de fibras y las fallas interfibras en un compuesto unidireccional, son estudiadas por el criterio de Puck. Las fallas de fibras proveen dos modos físicos diferentes (tensión y compresión) y las interfibras tres modos físicos distintos como se describe en la tabla 12. (K. S. S. Reddy, 2018)

Tabla 12. Lista de criterios de falla de Puck. (K. S. S. Reddy, 2018)

Criterio/ Modo de falla	Fibra en tracción	Ec.
Falla de fibra por tensión	$\frac{1}{R_{\parallel}^t} \left[\sigma_1 - \left(\nu_{\perp\parallel} - \nu_{\perp\parallel f} m_{\sigma f} \frac{E_{\parallel}}{E_{\parallel f}} \right) (\sigma_2 + \sigma_3) \right] \geq 1$	(23)
Falla de fibra por compresión	$\frac{1}{-R_{\parallel}^c} \left[\sigma_1 - \left(\nu_{\perp\parallel} - \nu_{\perp\parallel f} m_{\sigma f} \frac{E_{\parallel}}{E_{\parallel f}} \right) (\sigma_2 + \sigma_3) \right] \geq 1$	(24)
Falla interfibra modo A	$\sqrt{\left(\frac{\tau_{21}}{S_{21}}\right)^2 + \left(1 - p_{\perp\parallel} \frac{Y_T}{S_{21}}\right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2} + p_{\perp\parallel} \frac{\sigma_2}{S_{21}} = 1 - \left \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right $	(25)
Falla interfibra modo B	$\frac{1}{S_{21}} (\tau_{21}^2 + (p_{\perp\parallel} \sigma_2)^2 + p_{\perp\parallel} \sigma_2) = 1 - \left \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right $	(26)
Falla interfibra modo C	$\left[\left(\frac{\tau_{21}}{2(1 + p_{\perp\parallel})S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 \right] \frac{Y_C}{-\sigma_2} = 1 - \left \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right $	(27)

3.7LaRC03

Uno de los objetivos actuales del Proyecto LaRC es reducir el tiempo que lleva certificar futuras aeronaves construidas con materiales compuestos. Dado que estos proyectos de compuestos avanzados buscan mejorar las herramientas preliminares de diseño rápido, una herramienta de alta confianza a nivel estructural es útil para proporcionar una comparación de los resultados obtenidos de las herramientas de diseño rápido para problemas que involucran grietas. En la tabla 13 se presenta la simbología que será utilizada para comprender los criterios de LaRC03. (K. E. Gould, 2016)

Tabla 13. Descripción de fórmula. (Camanho, 2009)

Símbolo	Propiedad
γ_T^{UD}	Esfuerzo a tensión transversal siendo el espécimen de prueba unidireccional
t	Espesor de la capa
G_2	Tenacidad a la fractura modo I
S_L^{UD}	Esfuerzo cortante siendo el espécimen de prueba unidireccional
G_6	Tenacidad a la fractura modo II
β	Resultado del factor cortante
ϕ	Es definido acorde a la configuración del laminado

$$\Lambda_{22}^{\circ} = 2 \left(\frac{1}{E_2} - \frac{v_{21}^2}{E_1} \right) \quad (28)$$

Por “in situ” el esfuerzo cortante es obtenido como: (Camanho, 2009)

$$S_L = \sqrt{\frac{(1 + \beta\phi G_{12}^2)^{1/2} - 1}{3\beta G_{12}}} \quad (29)$$

Capa gruesa: (Camanho, 2009)

$$\phi = \frac{12(S_L^{UD})^2}{G_{12}} + 18\beta(S_L^{UD})^4 \quad (30)$$

Capa delgada: (Camanho, 2009)

$$\phi = \frac{48G_6}{\pi t} \quad (31)$$

Capa externa: (Camanho, 2009)

$$\phi = \frac{24G_6}{\pi t} \quad (32)$$

El criterio LaRC para predecir la falla bajo un esfuerzo de tensión transversal ($\sigma_{22} \geq 0$) y en plano cortante es definido a continuación: (Camanho, 2009)

$$(1 - g) \frac{\sigma_{22}}{Y_T} + g \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_L} \right)^2 - 1 \leq 0 \quad (33)$$

$$(1 - g) \frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T} + g \left(\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^{(m)}}{S_L} \right)^2 - 1 \leq 0, \sigma_{11} < 0, |\sigma_{11}| < X_c/2 \quad (34)$$

Donde $g = \frac{G_{2+}}{G_6}$

Los esfuerzos $\sigma_{ij}^{(m)}$ son calculados de manera que se alinean con la dirección de la fibra según las siguientes expresiones: (Camanho, 2009)

$$\sigma_{11}^{(m)} = \sigma_{11} \cos^2 \varphi + \sigma_{22} \sin^2 \varphi + 2|\sigma_{12}| \sin \varphi \cos \varphi \quad (35)$$

$$\sigma_{22}^{(m)} = \sigma_{11} \sin^2 \varphi + \sigma_{22} \cos^2 \varphi - 2|\sigma_{12}| \sin \varphi \cos \varphi \quad (36)$$

$$\sigma_{12}^{(m)} = -\sigma_{11} \sin\varphi \cos\varnothing + \sigma_{22} \sin\varphi \cos\varnothing + |\sigma_{12}| (\cos^2\varphi - \sin^2\varphi) \quad (37)$$

Donde la desalineación del ángulo φ es definida como: (Camanho, 2009)

$$\varphi = \frac{|\sigma_{12}| + (G_{12} - X_C)\varphi^c}{G_{12} + \sigma_{11} - \sigma_{22}} \quad (38)$$

$$\varphi^c = \tan^{-1} \left[\frac{1 - \sqrt{1 - 4\varpi \left(\frac{S_L}{X_C}\right)}}{2\varpi} \right] \quad (39)$$

$$\text{Con } \varpi = \frac{S_L}{X_C} + \eta^L$$

El criterio de falla utilizado para predecir fractura bajo compresión transversal ($\sigma_{22} < 0$) y en plano cortante es definido a continuación: (Camanho, 2009)

$$\left(\frac{\tau_e^T}{S_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_e^L}{S_L}\right)^2 - 1 \leq 0, \sigma_{11} \geq -Y_C \quad (40)$$

$$\left(\frac{\tau_e^{(m)T}}{S_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_e^{(m)L}}{S_L}\right)^2 - 1 \leq 0, \sigma_{11} < -Y_C \quad (41)$$

El esfuerzo cortante resultante en el plano de fractura es definido como: (Camanho, 2009)

$$\tau_e^T = \langle |\tau^T| + \eta^T \sigma_n \cos \theta \rangle \quad (42)$$

$$\tau_e^L = \langle |\tau^L| + \eta^L \sigma_n \sin \theta \rangle \quad (43)$$

Con $\theta = \tan^{-1} \left(\frac{-|\sigma_{12}|}{\sigma_{22} \sin \alpha} \right)$. $\langle \chi \rangle$ es la operación McAuley definida como $\langle \chi \rangle := \frac{1}{2}(\chi + |\chi|)$.

Los componentes de tensión de esfuerzo en el plano de fractura están dados por: (Camanho, 2009)

$$\sigma_n = \sigma_{22} \cos^2 \alpha \quad (44)$$

$$\tau^T = -\sigma_{22} \sin \alpha \cos \alpha \quad (45)$$

$$\tau^L = \sigma_{12} \cos \alpha \quad (46)$$

Los términos $\tau_e^{(m)T}$ y $\tau_e^{(m)L}$ son calculados de ecuaciones 42-43 usando los componentes relevantes de la tensión de esfuerzo establecido representando la desalineación de la fibra. El plano de fractura es definido como el ángulo α . La determinación de α es desarrollada numéricamente maximizando las ecuaciones 40 y 41. (Camanho, 2009)

Los coeficientes de influencia transversal y longitudinal, η^T y η^L respectivamente, puede ser obtenido como: (Camanho, 2009)

$$\eta^T = \frac{-1}{\tan 2\alpha_0} \quad (47)$$

$$\eta^L = -\frac{S_L \cos^2 \alpha_0}{Y_C \cos^2 \alpha_0} \quad (48)$$

Donde α_0 es el ángulo de fractura bajo compresión transversal ($\alpha_0 \approx 53^\circ$). En la ausencia de datos experimentales, el esfuerzo transversal cortante puede ser estimado de la siguiente manera: (Camanho, 2009)

$$S_T = Y_C \cos \alpha_0 \left(\sin \alpha_0 + \frac{\cos \alpha_0}{\tan^2 \alpha_0} \right) \quad (49)$$

El criterio de falla utilizado para predecir la fractura de la fibra bajo tensión longitudinal ($\sigma_{11} \geq 0$) se define como: (Camanho, 2009)

$$\frac{\sigma_{11}}{X_T} - 1 \leq 0 \quad (50)$$

El criterio de falla utilizado para predecir la fractura de la fibra bajo compresión longitudinal ($\sigma_{11} < 0$) y en plano cortante (fibra torcida) es dada como: (Camanho, 2009)

$$\left\langle \frac{|\sigma_{12}^{(m)}| + \eta^L \sigma_{22}^{(m)}}{S_L} \right\rangle - 1 \leq 0, \sigma_{22}^{(m)} < 0 \quad (51)$$

$$(1 - g) \frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T} + g \left(\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^{(m)}}{S_L} \right)^2 - 1 \leq 0, \sigma_{22}^{(m)} \geq 0, |\sigma_{11}| \geq X_C/2 \quad (52)$$

3.8 LaRC04

Funciones de fractura basadas en el criterio de falla LaRC04 son utilizadas para predecir diferentes mecanismos de daño ocurriendo al mismo nivel de capa. El criterio LaRC04 representa una evolución del criterio LaRC03: algunos criterios como el de una fibra torcida, son más precisos en LaRC04. Sin embargo, la mejora en precisión es atribuida al desarrollo computacional. (Pere Maimí, 2006)

A pesar de una gran cantidad de artículos publicados sobre el comportamiento de daño y falla de los laminados compuestos bajo diversas cargas, todavía no se ha logrado un criterio muy efectivo para predecir el comportamiento de falla de los compuestos. Varios criterios fenomenológicos de falla ampliamente utilizados, como el esfuerzo máximo, Hoffman, Tsai-Wu y Tsai se proponen para describir la falla de toda la capa de las estructuras de material compuesto. Otros criterios fenomenológicos populares, como los criterios de Hashin, los criterios de Hou, los criterios de Chang-Chang, los criterios de Linde, los criterios de LaRC04 y los criterios de Maimí, pueden describir el proceso de daño de las estructuras compuestas en detalle, como la rotura de la fibra, el pandeo de la fibra, agrietamiento de la matriz, por lo tanto, compresión de la matriz. Todos estos criterios no pueden ajustarse mediante experimentos. Por lo tanto, estos criterios no pueden considerar ninguna propiedad especial del material compuesto.

Al estudiar los problemas de falla dinámica por flexión de vigas laminadas compuestas, Santiuste et sugirieron que los criterios de Hashin pueden ser adecuados para materiales compuestos dúctiles, y los criterios de Hou pueden ser adecuados para material frágil en vigas laminadas unidireccionales. Por lo tanto, para diferentes materiales y diferentes estructuras, un solo criterio de falla que no puede ajustarse mediante experimentos no podría satisfacer varios requisitos. Cuando se emplean algunos criterios conocidos en nuestro estudio directamente, se ha utilizado la suposición de que las propiedades del material utilizadas en su propia ingeniería son las mismas que las del estudio que propuso los criterios conocidos.

De hecho, los criterios de falla deben decidirse mediante experimentos. Si un criterio se decide mediante experimentos, el criterio puede considerar especiales propiedades de cualquier material utilizado en ingeniería. Y también, puede utilizar los nuevos criterios de falla en la simulación numérica para obtener mejores resultados numéricos. Aquí intentamos proponer nuevos criterios de falla de polinomios bidimensionales, que se pueden ajustar mediante experimentos. (PuXue, 2014)

Los criterios LaRC04 consideran la influencia alternativa del ángulo. Sin embargo, la eficiencia computacional disminuye si el ángulo de fractura cambia con frecuencia, por lo que Maimí asumió que el ángulo de fractura solo puede tomar uno de los dos valores discretos. (PuXue, 2014)

Se propone un conjunto de criterios de falla tridimensionales para compuestos laminados reforzados con fibra, denominados LaRC04. Los criterios se basan en modelos físicos para cada modo de falla y toman en consideración el comportamiento de corte de la matriz no lineal. El modelo de falla por compresión de la matriz se basa en el criterio de Mohr-Coulomb y predice el ángulo de fractura. El retorcimiento de la fibra se desencadena por un ángulo de desalineación inicial de la fibra y por la rotación de las fibras durante la carga de compresión. El modelo predice el plano de torsión de la fibra. LaRC04 consta de 6 expresiones que se pueden utilizar directamente con fines de diseño, utilizando tabla 14 para identificar simbología. Las predicciones que utilizan LaRC04 se correlacionan bien con los datos experimentales, posiblemente mejor que la mayoría de los criterios existentes. La buena correlación parece atribuirse a la solidez física de los modelos de falla subyacentes. (Silvestre T. Pinho, 2005)

LaRC04 #1: El criterio de un índice de falla para la tensión de la matriz se puede expresar en términos de las tensiones de las capas y las resistencias “in situ”. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_M = (1 - g) \frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} + g \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} \right)^2 + \frac{\Lambda_{23}^\circ \tau_{23}^2 + \chi(\gamma_{12})}{\chi(\gamma_{12is}^u)} \quad (53)$$

LaRC04 #2: “Kinking” para una compresión pura como resultado de una falla de la matriz. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_M = \left(\frac{\tau^T}{S^T - \eta^T \sigma_n} \right)^2 + \left(\frac{\tau^L}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_n} \right)^2 \leq 1 \quad (54)$$

LaRC04 #3: Fractura por falla en fibra a tensión. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_F = \frac{\sigma_{11}}{X^T} \leq 1 \quad (55)$$

LaRC04 #4: Para $\sigma_{2^m 2^m} < 0$, parece razonable suponer que la falla se debe a la formación de una “kinking band” solo si LaRC04 #2 $\alpha = 0$. De lo contrario, se considera que la falla conduce a la falla de la matriz, sin formación de banda de torsión. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_F = \frac{|\tau_{1^m 2^m}|}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_{2^m 2^m}} \leq 1 \quad (56)$$

LaRC04 #5: Predicción de falla de la matriz bajo compresión biaxial. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_M = \left(\frac{\tau^{Tm}}{S^T - \eta^T \sigma_n^m} \right)^2 + \left(\frac{\tau^{Lm}}{S^L - \eta^L \sigma_n^m} \right)^2 \leq 1 \quad (57)$$

LaRC04 #6: Criterio de fractura por tensión de la matriz bajo compresión longitudinal. (Silvestre T. Pinho, 2005)

$$FI_{M/F} = (1 - g) \frac{\sigma_{2^m 2^m}}{Y_{is}^T} + g \left(\frac{\sigma_{2^m 2^m}}{Y_{is}^T} \right)^2 + \frac{\Lambda_{23}^{\circ} \tau_{2^m 3^m}^2 + \chi(\gamma_{1^m 2^m})}{\chi(\gamma_{12^m is}^v)} \leq 1 \quad (58)$$

Tabla 14. Descripción de fórmula. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Símbolo	Propiedad
σ	Esfuerzo
S	Superficie
n	Normal
Λ	Tensor de fractura
L	Dirección longitudinal
γ_{12}^u	Esfuerzo cortante ingenieril a la fractura, para un laminado unidireccional.
σ_{22}	Esfuerzo de tensión transversal.
τ	Esfuerzos cortantes transversales asociados con la carga en modo II.
η	Coefficientes de reducción de la intensidad de la tensión para la propagación en dirección transversal.
Y_{is}^T	Resistencia a la tracción transversal “in situ”.
$\gamma_{12I is}^v$	Deformación máxima por cizallamiento “in situ” en el plano.
S_{is}^L	Resistencia al corte longitudinal “in situ”.
g	Constante del material.

$\chi(\gamma_{12})$	Término de la energía interna de cizallamiento en el plano.
γ^T	Resistencia a la tracción transversal.
Sub-índice 1	Dirección longitudinal (fibra).
Sub-índice 2	Dirección transversal en el plano.
Sub-índice 3	Dirección a través del espesor.

CAPÍTULO IV

4.0 Metodología

El siguiente diagrama de proceso en figura 12, ha sido creado para comprender el desarrollo del proyecto de investigación, basándose en la filosofía de “6M”, de manera tal que el interesado pueda consultar las características de la prueba según la clasificación que se encuentra como segunda jerarquía. Este diagrama fue empleado para seguimiento en las etapas semestrales, con fines de exposición a asesores, facilitadores académicos y sinodales.

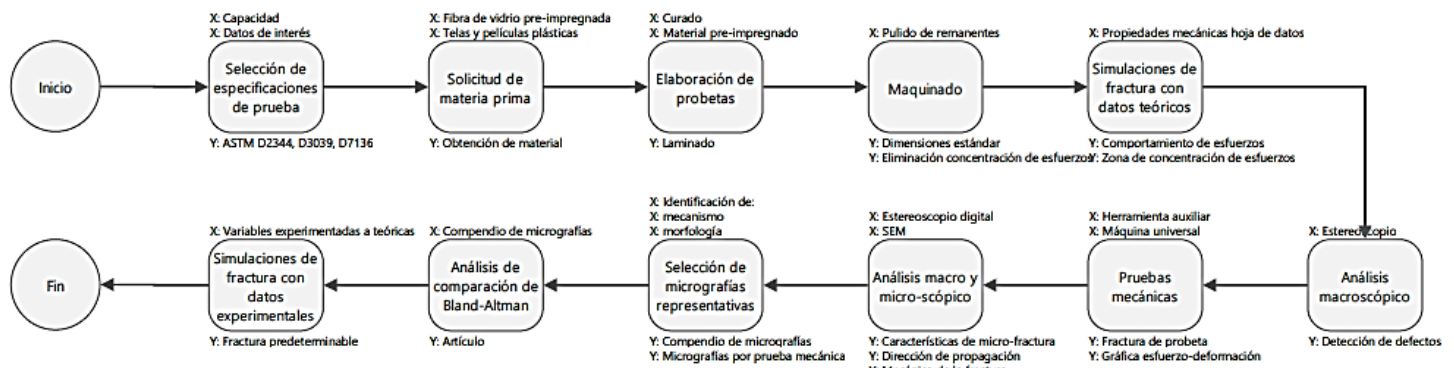


Figura 12. Diagrama panorámico de proyecto de tesis.

4.1 Propiedades de materia prima

Siendo un material compuesto preimpregnado de fibra de vidrio y resina fenólica, se caracterizarán la matriz (resina fenólica) y el reforzante (fibra de vidrio), comenzando en tabla 15 con la descripción de propiedades de la matriz.

Tabla 15. Propiedades de resina fenólica

Propiedades físicas, químicas y mecánicas	Valores
Temperatura de curado	79.5-176.7 °C [175-350 °F]
Tiempo de ciclo de curado	4 hrs
Contenido de resina después de curado	20-28 %
Esfuerzo máximo de flexión, mínimo requerido, a temperatura ambiente	414 MPa [60 Ksi]
Esfuerzo máximo de tensión, mínimo requerido, a temperatura ambiente	296 MPa [43 Ksi]
Esfuerzo máximo de compresión, mínimo requerido, a temperatura ambiente	276 MPa [40 Ksi]
Esfuerzo máximo de flexión, mínimo requerido, a 500F durante media hora	296 MPa [43Ksi]
Espesor	0.0203-0.0305 cm [0.0080-0.0120 in]
Color aparente	Oscuro

Las resinas fenólicas son un grupo de una resina termoestable formada en una polimerización por condensación de fenol y formaldehído, mostrando en tabla 16 la cuantificación de estos elementos. Las resinas fenólicas exhiben una gran variación en sus propiedades estructurales y mecánicas, que dependen de las condiciones de procesamiento durante la síntesis del prepolímero. Los parámetros tales como temperatura, tiempo de condensación, pH, catalizador, relación molar de formaldehído a fenol, etc. son los parámetros rectores. Estas propiedades químicas, regirán propiedades físicas como: mayor rendimiento de Carbono, alto contenido no volátil, mayor resistencia a los alcalinos, alta estabilidad dimensional, resistencia al desgaste, buena resistencia química y buena adhesión interfacial con fibras de Carbono y mejor maleabilidad. Mientras que en la tabla 17, se muestra el comportamiento general del material compuesto trabajando en conjunto como preimpregnado. (Kar, 2017)

Tabla 16. Referencias OSHA/ACGIH de resina fenólica.

Componente	%	TWA/ceiling
Isopropanol	1.8-2.0	400 ppm
Phenol	10-12	5 ppm
Formaldehido	1.4-2.9	0.7 5ppm
Carbono	6.5-7.5	7.12 ppm
Etanol	18-19	1000 ppm

Tabla 17. Propiedades físicas y mecánicas del material compuesto fibra de vidrio pre impregnado de resina fenólica.

Propiedades físicas y mecánicas	Valores
Espesor	0.0203-0.0305 cm [0.0080-0.0120 in]
Peso	0.6723-0.7093 kg/m ³ [18.13-19.13 oz/yd ³]
Esfuerzo a la tensión (mínimo requerido)	276 MPa [40 Ksi]
Esfuerzo a la flexión longitudinal (mínimo requerido)	345 MPa [50 Ksi]
Propiedades obtenidas a flexión a 500F después de ½ hr de exposición a 500F	
Esfuerzo máximo	276 MPa [40 Ksi]
Módulo de elasticidad	3.0 MPa [0.435 Ksi]
Esfuerzo máximo a la compresión	207 MPa [30 Ksi]
Esfuerzo máximo a la tensión	207 MPa [30 Ksi]

4.2 Elaboración de probetas

Los laminados fueron elaborados con las siguientes dimensiones: 30.48 x 30.48 cm [12 x 12 in] con un espesor que dependerá del número de capas a evaluar, sin embargo, como ejemplo para 12 capas, se obtienen 0.3175cm [0.125 ± 0.10in]. Los laminados fueron diseñados balanceados, es decir, cada lámina + θ , medida con respecto al eje de referencia laminado, está equilibrado por una lámina $-\theta$ del mismo material como se ejemplifica en figura 13.

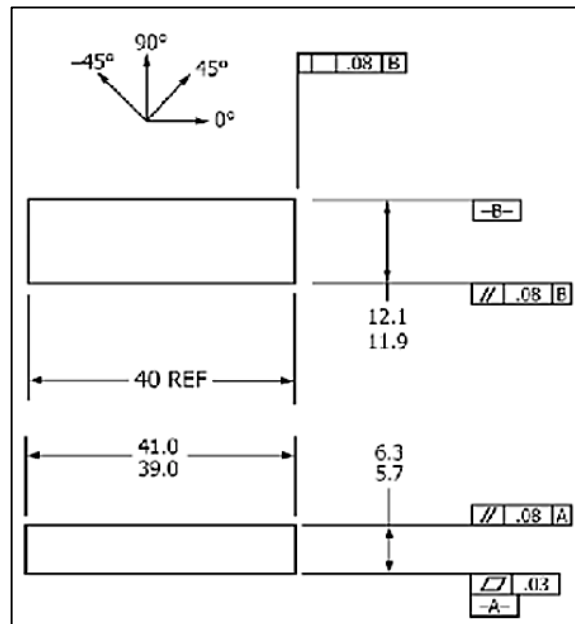


Figura 13. Configuración de espécimen plano. (ASTM Committee D20, 2014)

Los laminados unidireccionales pueden ser experimentados, siempre que haya al menos 10% de fibras de 0° en la dirección del tramo de la viga (preferiblemente bien distribuido a través del grosor), y los laminados son equilibrados y simétricos con respecto al dirección del tramo de la viga.

4.3 Número de especímenes

DOT/FAA/AR-03/19 “Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems”, es el manual “handbook” que se toma como referencia, ya que presenta bases para una metodología de calificación para ayudar a garantizar el control de las propiedades y procesos de materiales compuestos para su uso en productos de aeronaves.

Cada probeta fabricada para la prueba debe tener una referencia trazable. Para incluir el efecto de la variabilidad del procesamiento dentro de los datos de calificación, el proceso de fabricación para producir las probetas de prueba debe ser representativo de múltiples ciclos de proceso. Los paneles fabricados para cada condición de carga, método de prueba y lote de pruebas de calificación deben ser representativos de un mínimo de dos ciclos de curado de procesamiento independientes.

El muestreo reducido generalmente requiere tres lotes únicos, (figura 14) de prepreg con un total de seis muestras por lote por condición de carga. Para fines de este estudio, se muestrearán dos lotes.

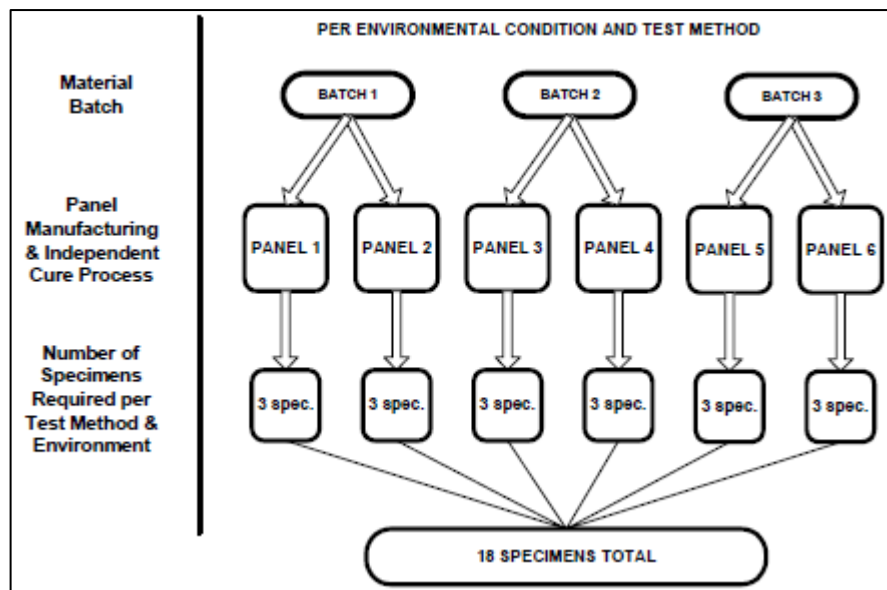


Figura 14. Trazabilidad y metodología de experimentación de especímenes. (DOT/FAA/AR-03/19)

CAPÍTULO V

5.0 Resultados

En este capítulo se presentan los resultados cuantitativos y cualitativos, obtenidos del comportamiento mecánico controlado del material compuesto por fibra de vidrio con resina fenólica. Las pruebas mecánicas seleccionadas para evaluación han sido seleccionadas de acuerdo con, los estándares internacionales ASTM de la rama D para materiales compuestos, las capacidades de equipos para ejecución, y pruebas comúnmente evaluadas por su aportación de información crítica para diseño de aeronaves.

5.1 ASTM D2344 Short-Beam Strength (SBS) de materiales compuestos de matriz polimérica y sus laminados

La aplicación de este método de prueba se limita a continua o compuestos de matriz polimérica reforzada con fibra discontinua, para el cual las propiedades elásticas son equilibradas y simétricas con respecto al eje longitudinal de la viga.

En la mayoría de los casos, debido a la complejidad interna de tensiones y la variedad de modos de falla que pueden ocurrir en esta muestra, generalmente no es posible relacionar la resistencia a cualquier propiedad del material. Sin embargo, las fallas son normalmente dominadas por la resina y las propiedades interlaminares, y se ha encontrado que los resultados de la prueba son repetitivos para una determinada geometría de muestra (figura 15 con dimensiones de probeta), sistema de material y secuencia de laminado.

Este análisis se puede utilizar para pruebas comparativas de compuestos materiales, siempre que las fallas ocurran consistentemente en el mismo modo.

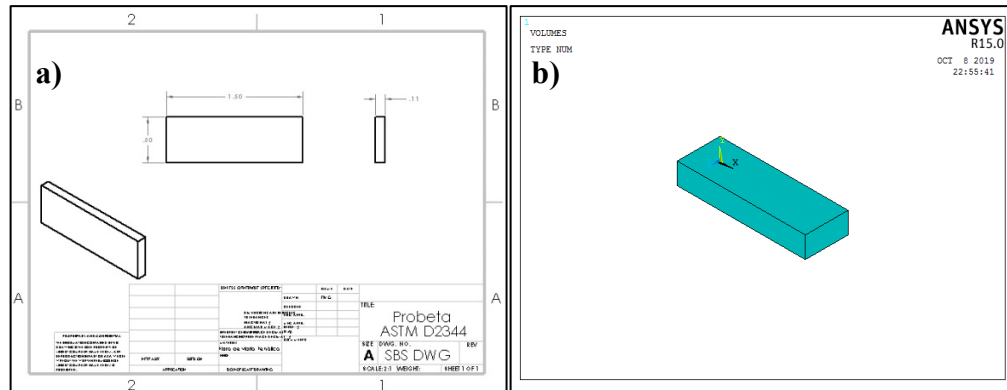


Figura 15. Probeta ASTM D2344-16. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys. (ASTM Committee D20, 2014)

Para la realización de esta prueba, la ASTM propone las bases de un diseño con dimensiones mostradas en la figura 16 y visualización de la herramienta en la figura 17. La presente herramienta permite realizar la prueba de 3 puntos encontrando el soporte de 2 rodillos y el mandril, 3.00 ± 0.40 mm [0.125 ± 0.010 in] diámetro del cilindro y 6.00 ± 0.50 mm [0.250 ± 0.020 in].

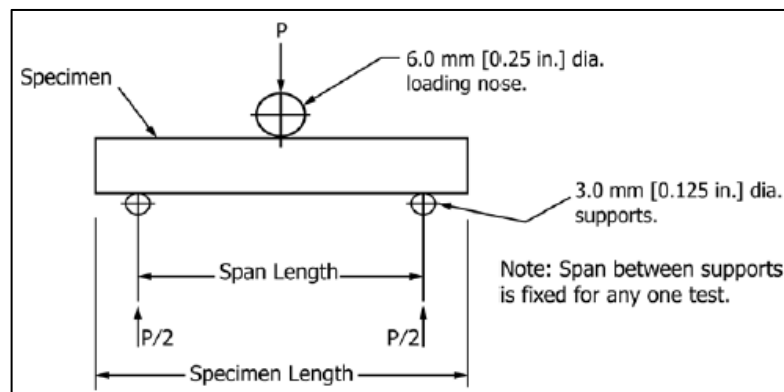


Figura 16. Diagrama de carga cizallante horizontal. (ASTM Committee D20, 2014)

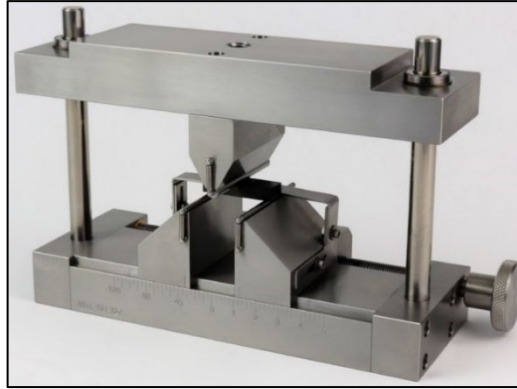


Figura 17. Herramienta disponible por Wyoming Test Fixtures.

La figura 18 ayuda a representar gráficamente los modos de falla que puede presentar una probeta al estar sometida bajo esfuerzos cortantes.

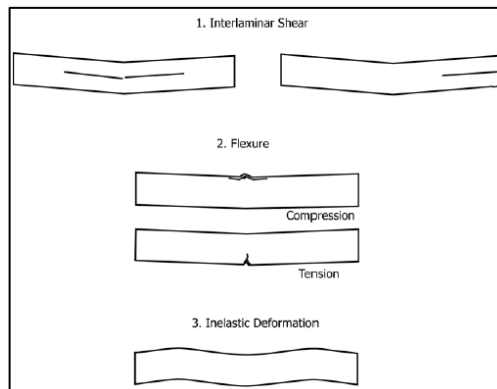


Figura 18. Modos de falla en esfuerzos cortantes. (ASTM Committee D20, 2014)

Al realizar una simulación en MEF de una probeta de 12 capas, sometida a esfuerzo SBS, se obtendría una distribución de esfuerzos como lo muestra la figura 19, esto sin considerar en unión la simulación de las fixturas de prueba.

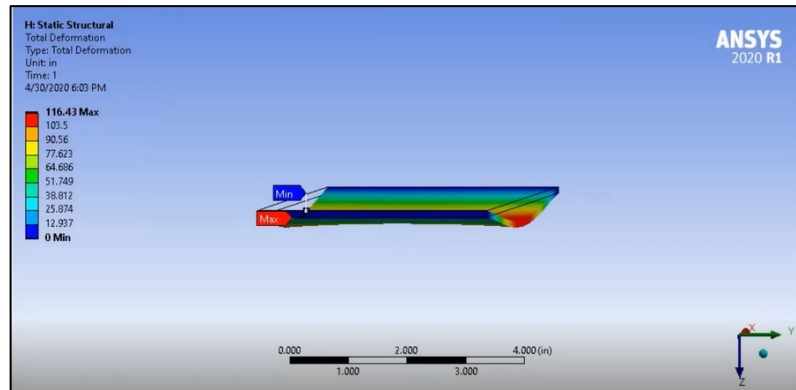


Figura 19. Conservando las dimensiones de 1.5x0.5x0.11 in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Para poder apreciar cómo se observan las probetas maquinadas antes de sufrir el esfuerzo mecánico. Se propone en la figura 20 algunas de estas probetas, listas para ser numeradas y tener trazabilidad de su comportamiento mecánico.

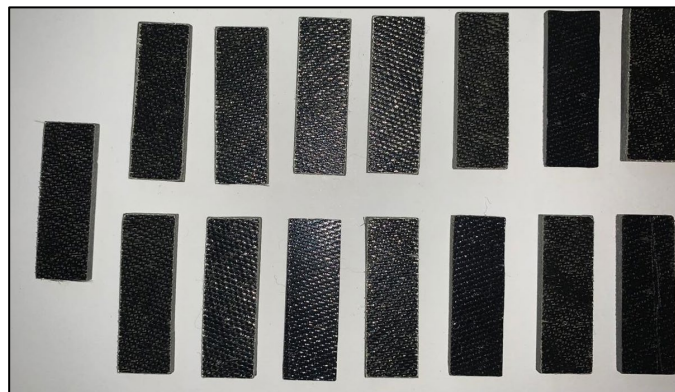


Figura 20. Probetas ASTM D2344 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina epóxica.

De manera adicional, se presenta en la figura 21 una simulación de fractografía en el software Franc2DL, para visualizar la ubicación y dimensionamiento del daño que puede ocasionarse sobre la probeta de 12 capas en esfuerzos SBS.

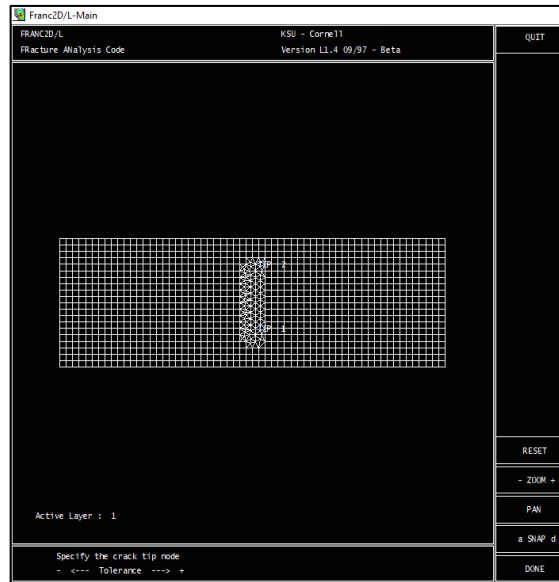


Figura 21. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.

Para llevar a cabo la ejecución de la prueba mecánica SBS, se considera la norma ASTM D2344 para seleccionar la distancia que divide de rodillo a rodillo como lo muestra la figura 16. Considerando el espesor de 14 probetas (1 adicional de prueba-error) de un laminado de 12 capas, se obtiene un promedio de 0.3048 cm [0.12 in] de espesor, como se muestra en la tabla 18.

El cálculo de la relación 4:1 del espesor nos indica que el espaciamiento “span” que debe ser acorde operación 20, permitiendo una tolerancia de 60.3 mm [0.012 in].

$$0.12 \text{ in} \times 4 = 0.48 \text{ in} \quad (20)$$

Tabla 18. Espesor de probetas laminadas y maquinadas de 12 capas para prueba SBS, ya sean sometidas a la falla o una carga máxima de 460lb.

SBS 12 Capas a la falla	
Probeta	Espesor (in)
1	0.1190
2	0.1180
3	0.1225
4	0.1145
5	0.1160
6	0.1210
Promedio	0.1185
SBS 12 Capas con carga máxima 460 lb	
7	0.1200
8	0.1195
9	0.1175
10	0.1190
11	0.1183
12	0.1178
13	0.1202
14	0.1169
Promedio	0.1187

Promedio de 14 probetas	0.1186 \approx 0.12
------------------------------------	---

La distancia que es posicionada es equidistante con el punto medio que será el rodillo que se moviice de manera vertical ejerciendo la carga. La seguridad de sujeción es correspondiente a evitar un movimiento de longitud después de cada prueba, dado que esta distancia calculada, como se muestra en la figura 22, será utilizada para los 3 espesores distintos; 3, 5 y 12 capas de laminado. Esta decisión, ha sido requerida con base en el diámetro del rodillo medio para evitar un atrapamiento entre rodillos o distorsión. al existir una reducción de longitud entre rodillos.



Figura 22. Longitud indicada con vernier entre 2 rodillos fijos, obteniendo un valor de “span” 1.22 cm [0.4800 in].

Durante la prueba SBS, es posible observar la flexión en forma de ‘v’, así como lo presenta la figura 23 con las probetas al momento de estar sometidas al esfuerzo de cizalladura, lo cual es un comportamiento típico de los materiales compuestos debido a su gran zona elástica.

La velocidad de prueba seleccionada en el software de la máquina universal es de 0.127 cm/min [0.05 in/min].

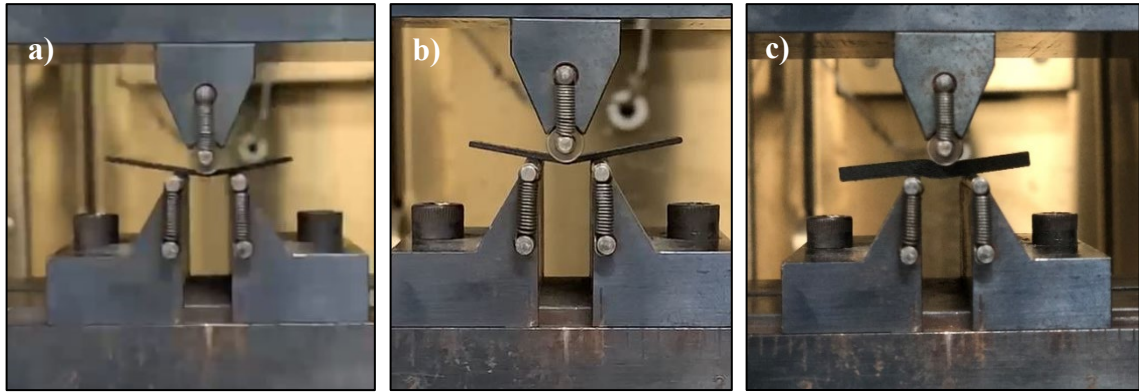


Figura 23. Representación en prueba Short-Beam Strength con diferentes espesores de laminado, siendo a) 3 capas, b) 5 capas, c) 12 capas.

En la tabla 19 con su respectiva gráfica de figura 24, se presentan los resultados de las pruebas mecánicas SBS, de probetas laminadas con 3 capas, por lo que se obtienen espesores aproximados de 0.0762 cm [0.03 in]. Evaluando 9 especímenes es posible determinar que éstos presentan un promedio de carga máxima de ~18.5973 kgf [41 lbf], valor que es empleado para realizar una evaluación del crecimiento de grieta a su falla final, como es posible de observar en la tabla 20 y figura 25, en su columna de límite de carga máxima.

Tabla 19. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 3 capas.

SBS 3 capas a la falla					
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)
1	0.0265	0.5030	43.152	2427.983	5652793.3390
2	0.0280	0.5030	40.542	2158.940	5555119.4810
3	0.0275	0.5065	40.885	2201.469	4490650.8440
4	0.0275	0.5230	40.616	2117.981	9980872.3330
5	0.0270	0.5000	42.151	2341.750	5117153.7340
6	0.0265	0.5040	42.528	2388.117	6264788.2220
7	0.0275	0.4955	38.866	2139.233	5753790.3420
8	0.0270	0.4930	39.410	2220.512	6886816.4310
9	0.0264	0.5090	41.726	2324.454	16749859.9110
Promedio	0.0271	0.5041	41.097	2257.827	7383538.2930
Desviación estándar	0.0006	0.0087	1.4224	114.771	3848253.3000

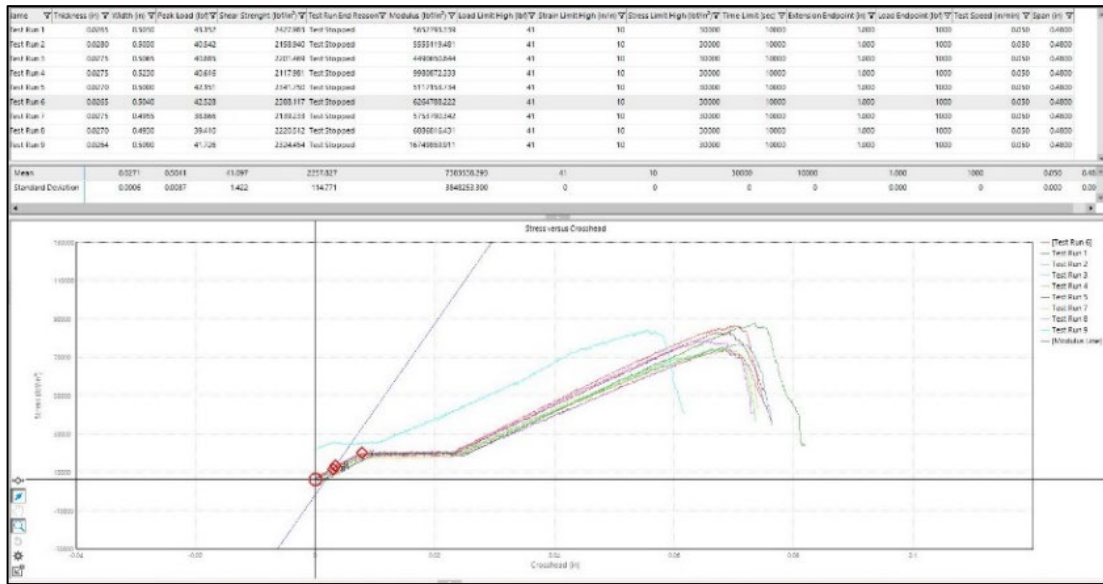


Figura 24. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 3 capas a la falla.

Tabla 20. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 41 lbf, con probetas de 3 capas.

SBS 3 capas con carga máxima 41 lb						
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)	Límite de carga máxima (lbf)
10	0.0270	0.5055	41.055	2251.868	32603189.440	41
11	0.0260	0.5050	40.948	2334.500	39741264.457	41
12	0.0261	0.4970	41.039	2372.802	34349727.050	41
13	0.0266	0.5015	41.098	2306.303	41512366.213	41
14	0.0268	0.5025	41.067	2291.383	42838451.581	41
15	0.0273	0.5020	41.128	2250.761	36142853.630	41
Promedio	0.0267	0.5022	41.056	2301.269	37864642.062	41
Desviación estándar	0.0005	0.0030	0.062	47.615	4112625.703	0

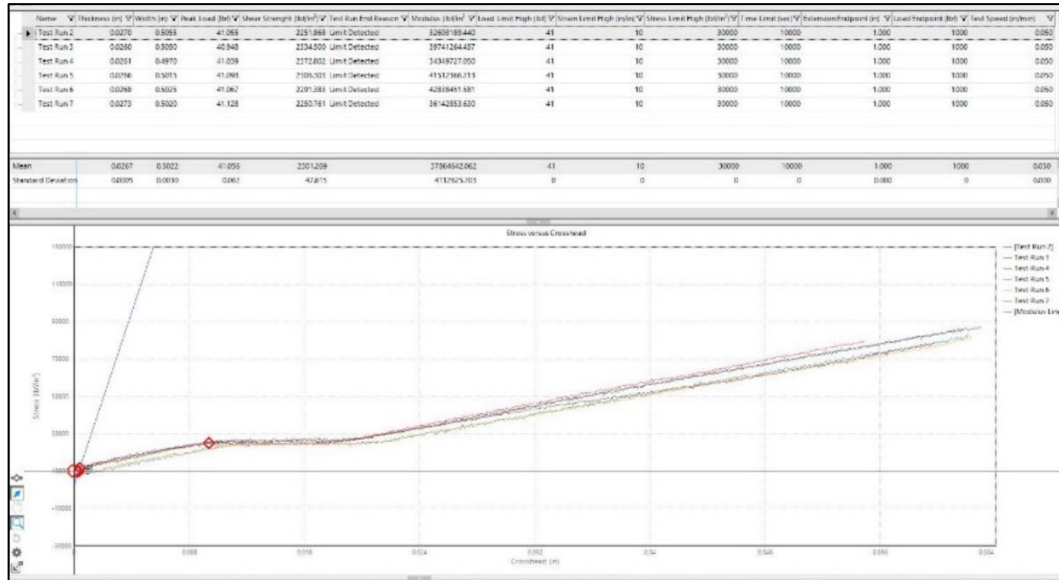


Figura 25. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 3 capas a 41 lbf.

Continuando con la evaluación de los especímenes de 5 capas, en la tabla 21 con su respectiva gráfica 26, se obtiene como promedio una carga de ~ 61.235 kgf [135 lbf], únicamente la probeta con numeración 4 llegó a su fractura final antes de la carga promedio. La carga promediada, es el valor que es considerado para evaluar 8 probetas que son sometidas a este esfuerzo según la tabla 22 y figura 27 en su columna de límite de carga máxima.

Tabla 21. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 5 capas.

SBS 5 capas a la falla					
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)
1	0.0450	0.4970	137.787	4620.639	3385805.416
2	0.0440	0.5045	138.744	4687.722	3424879.232
3	0.0455	0.5000	135.447	4465.286	3036760.188
4	0.0450	0.5010	130.842	4352.691	3247433.869
5	0.0455	0.5070	131.074	4261.468	3222872.209
6	0.0430	0.5080	137.204	4710.806	3600312.764
7	0.0440	0.4990	139.258	4756.953	3661047.538
Promedio	0.0446	0.5024	135.7650	4550.7950	3368444.4590
Desviación estándar	0.0090	0.0042	3.5020	192.3530	219360.8360

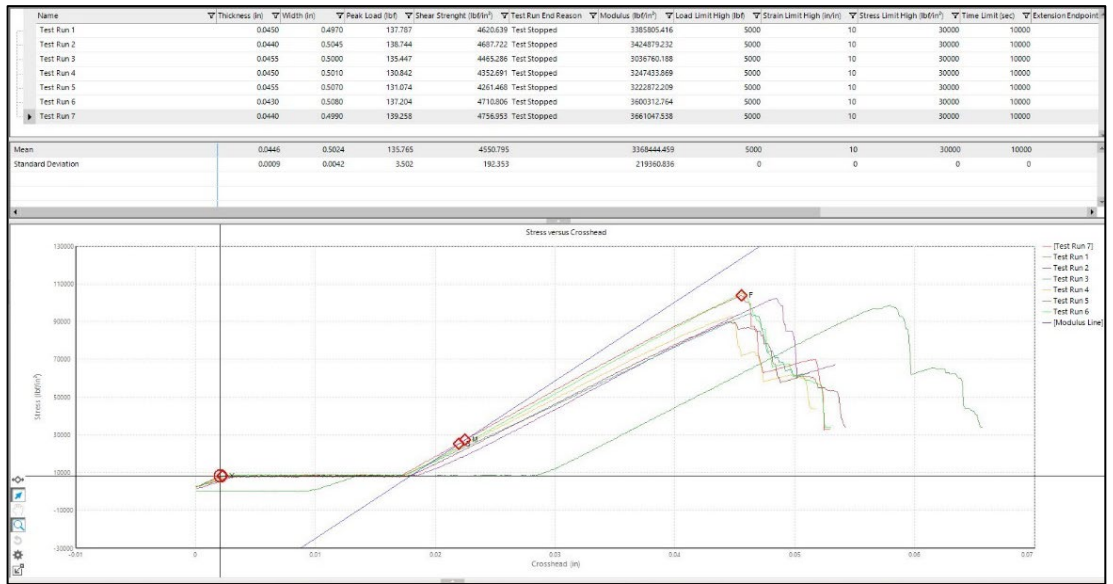


Figura 26. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 5 capas a la falla.

Tabla 22. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 135 lbf, con probetas de 5 capas.

SBS 5 capas con carga máxima 135 lb						
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)	Límite de carga máxima (lbf)
8	0.0435	0.5050	135.865	4638.624	4414680.622	135
9	0.0447	0.4980	135.500	4565.231	3533188.196	135
10	0.0440	0.5025	135.142	4584.180	4089383.510	135
11	0.0446	0.5005	129.839	4357.545	4138652.955	135
12	0.0422	0.5000	135.096	4807.704	5304740.681	135
13	0.0440	0.4960	135.042	4640.844	4418541.752	135
14	0.0449	0.4960	135.162	4551.851	4677858.415	135
15	0.0426	0.5015	135.179	4740.011	4353520.494	135
Promedio	0.0438	0.4999	134.6031	4610.749	4366320.828	135
Desviación estándar	0.0010	0.0032	1.9444	134.982	507874.275	0

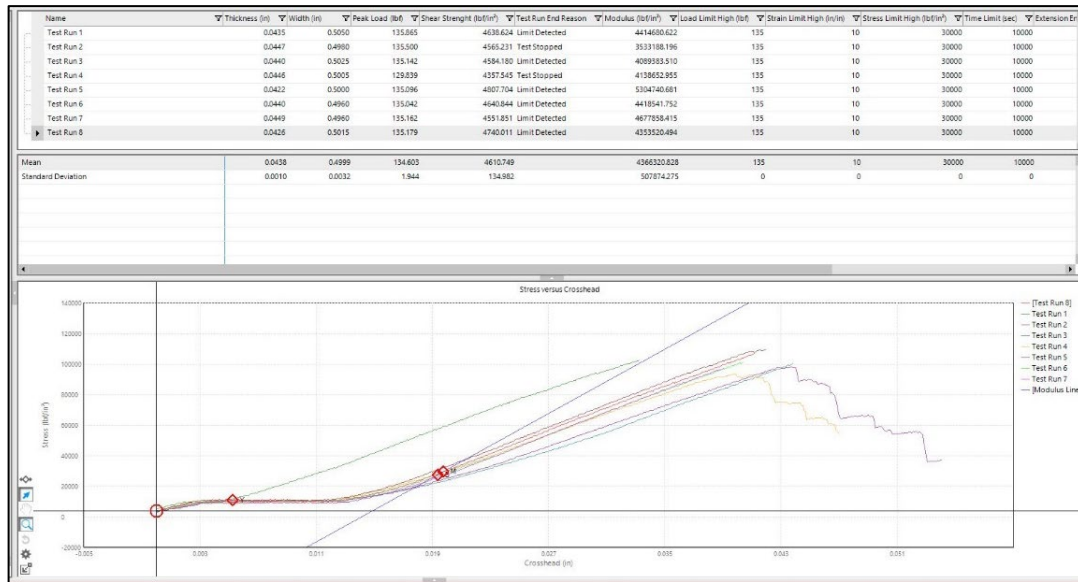


Figura 27. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 5 capas a 135 lbf.

Finalmente, las probetas elaboradas con 12 capas fueron capaces de presentar una carga elevada de ~217.72 kgf [480 lbf], según lo muestra la tabla 23 con figura 28. Sin embargo, considerando la desviación estándar, se optó por una carga máxima de 208.65 kgf [460 lbf] para las probetas consecuentes a evaluar, deteniendo la prueba en su esfuerzo máximo estimado, como se documenta en la tabla 24 con su respectiva gráfica en figura 29.

Tabla 23. Valores de comportamiento mecánico de SBS a la falla, con probetas de 12 capas.

SBS 12 capas a la falla					
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)
1	0.1190	0.5165	473.266	5774.968	852660.487
2	0.1180	0.5060	476.388	5983.967	889787.161
3	0.1225	0.5060	510.886	6181.564	830779.623
4	0.1145	0.5010	451.221	5899.399	970734.765
5	0.1160	0.5080	439.080	5588.345	898164.855
6	0.1210	0.5170	532.498	6384.158	794199.475
Promedio	0.1185	0.5091	480.5565	5968.7335	872721.0610
Desviación estándar	0.0030	0.0064	35.4096	284.6591	61436.9187

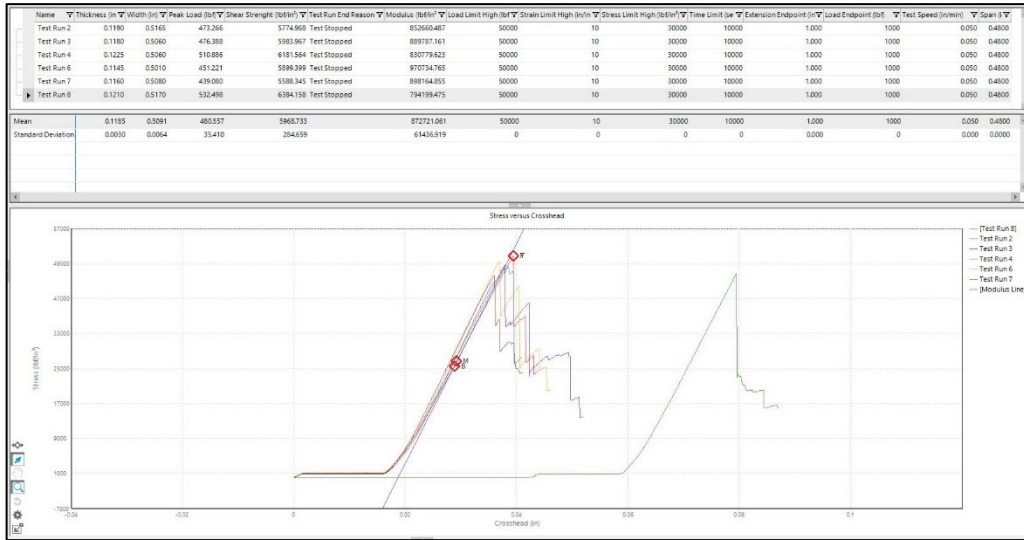


Figura 28. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 12 capas a la falla.

Tabla 24. Valores de comportamiento mecánico de SBS a 460 lbf, con probetas de 12 capas.

SBS 12 capas con carga máxima 460 lb						
Probeta	Espesor (in)	Ancho (in)	Carga Máxima (lbf)	Esfuerzo cortante (lbf/in²)	Módulo de Young (lbf/in²)	Límite de carga máxima (lbf)
7	0.1200	0.5070	449.831	5545.248	983057.371	460
8	0.1195	0.5060	460.129	5707.196	1052483.868	460
9	0.1175	0.5055	425.715	5375.525	1062766.875	460
10	0.1190	0.5060	460.078	5730.535	1096944.085	460
11	0.1183	0.5090	460.215	5732.174	1083861.507	460
12	0.1178	0.5060	426.249	5363.259	1024225.961	460
13	0.1202	0.5080	460.064	5650.813	1041523.995	460
14	0.1169	0.5060	460.232	5835.438	1136236.264	460
Promedio	0.1187	0.5067	450.3141	5617.5235	1060137.4908	460
Desviación estándar	0.0012	0.0012	15.4346	173.6128	46830.2623	0

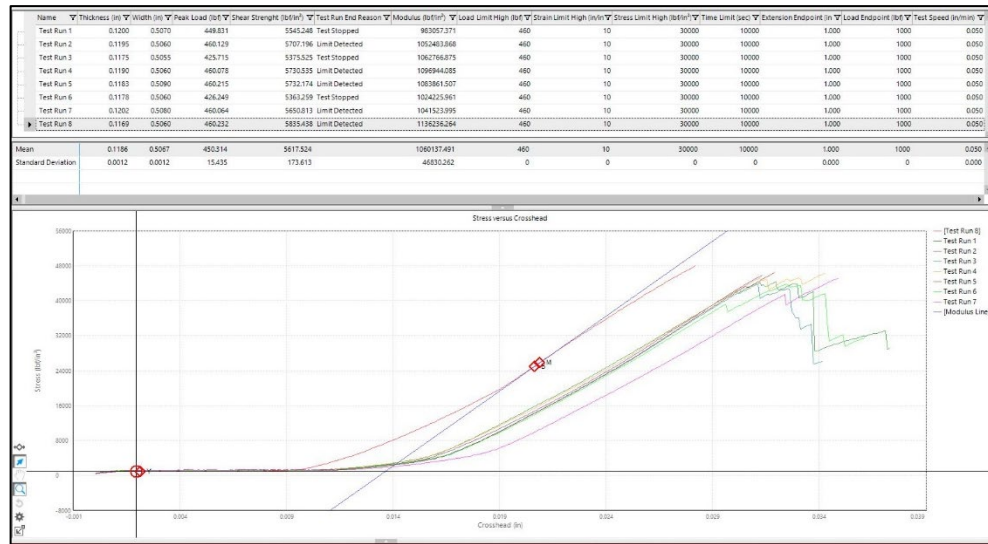


Figura 29. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba SBS de 12 capas a 460 lbf.

Los valores resultantes de las pruebas SBS de probetas de 3, 5 y 12 capas, son empleados para obtener simulaciones más aproximadas a las pruebas físicas, tanto en zona de fractura, como en dimensionamiento de daño ocasionado.

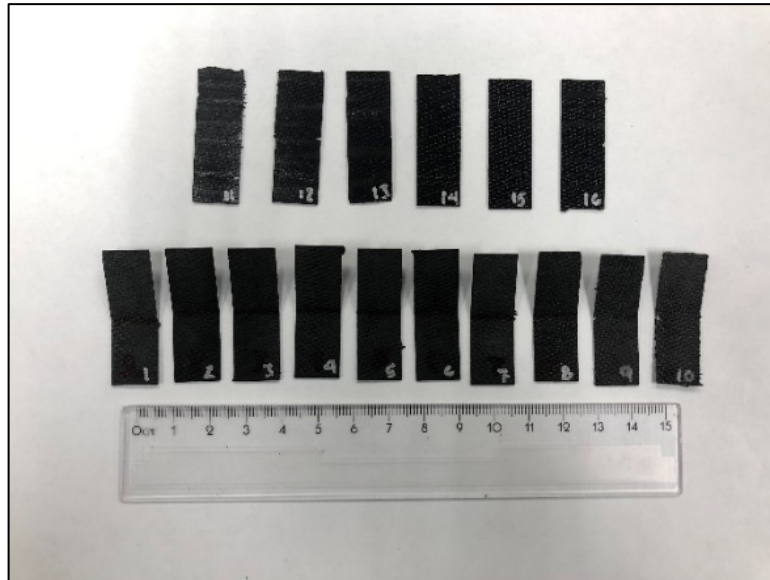


Figura 30. La cantidad de 15 especímenes, más 1 de prueba, fueron elaborados de 3 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo visible una angulación en el centro en forma de “v”, apreciable durante la carga aplicada, y conservada una vez removida esta.

Conservando las dimensiones de probeta SBS para 3 capas $1.5 \times 0.5 \times 0.027$ in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 31 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 25.

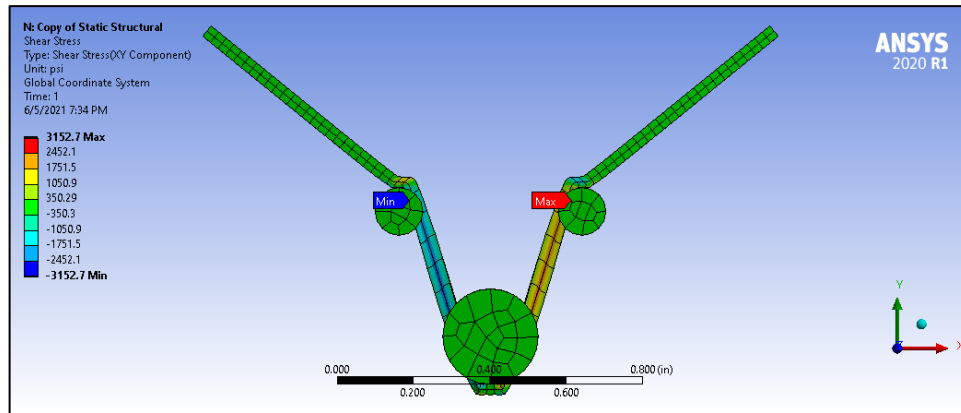


Figura 31. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 3 capas 1.5x0.5x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 25. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad		Valores
Geometría		
Volumen		1.4177 cm ³ [8.6518E-002 in ³]
Masa		0.9105 kg [2.0073E-0.002 lbm]
Cuerpos		4
Nodos		24786
Elementos		4374
Materiales		

Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	
Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Sin fricción	Compuesto-acero
Unión	Acero-acero
Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	0.0508 cm [2E-002 in]
Laminados importados	3 capas
Estructura estática	
Tiempo por paso terminado	1 segundo
Soportes fijos	2 caras de acero
Magnitud de fuerza de vector	18.6413 kgf [41.097 lbf]

De los especímenes mostrados en la figura 30, fueron seleccionados el 3 (figuras 32 y 33) y el 13 (figuras 34 y 35) para una evaluación de la fractura microscópica. Cabe mencionar que la primera capa, es decir, la que estuvo en contacto con la placa de Aluminio, es la capa que posicionó en contacto con los rodillos paralelos. Mientras que la última capa, siendo la más próxima a la bolsa de vacío, fue colocada para hacer contacto con el rodillo medio.



Figura 32. Probeta 3 de 3 capas, en zona convexa (sin contacto con rodillo central), mostrando fisuras a lo largo de la zona central.

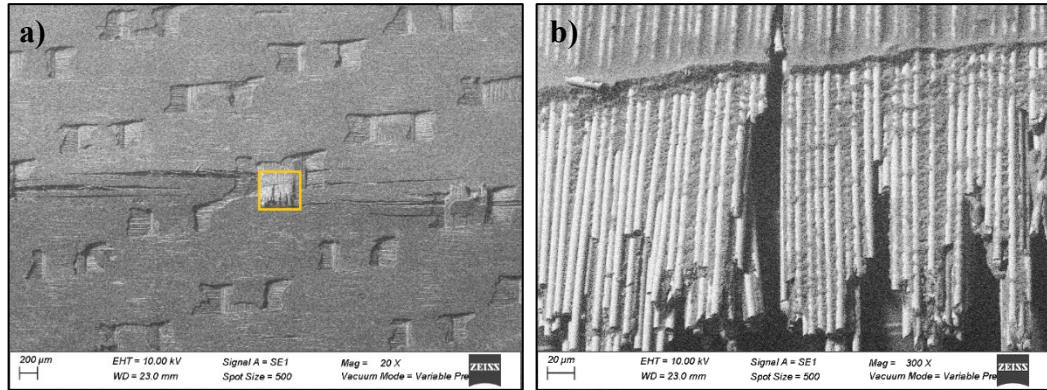


Figura 33. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 3 de 3 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 40.885 lbf. Las líneas centrales horizontales, muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas.



Figura 34. Probeta 13 de 3 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual.

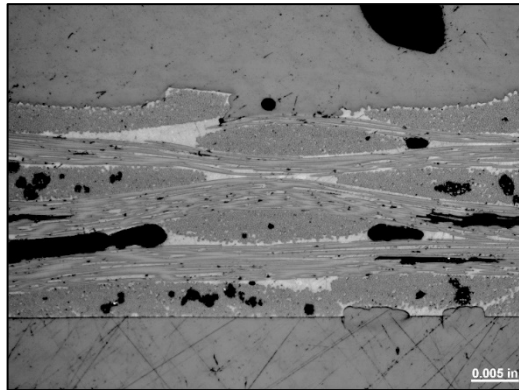


Figura 35. Se muestra la sección transversal de la probeta 13 de 3 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 41.098 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central.

En la siguiente figura 36, se presentan las probetas de SBS después de haber sido sometidas al esfuerzo mecánico. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 5 capas 1.5x0.5x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 37 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 26.

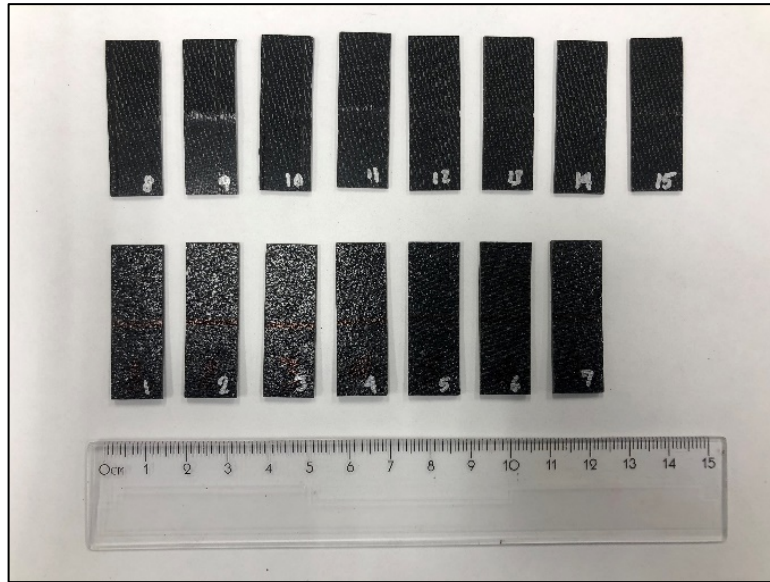


Figura 36. La cantidad de 15 especímenes, fueron elaborados de 5 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo visible una ligera angulación en el centro, una vez removida la carga.

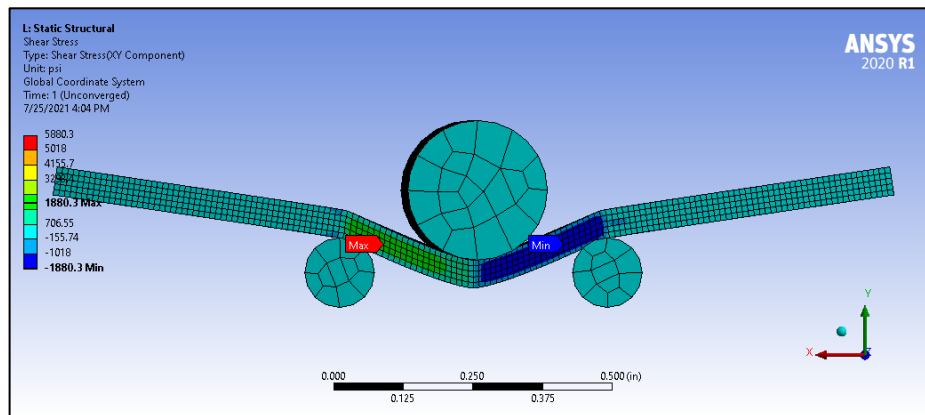


Figura 37. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 5 capas 1.5x0.5x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 26. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad		Valores
Geometría		
Volumen		1.6893 cm ³ [0.10309 in ³]
Masa		0.9511 kg [2.097E-0.002 lbm]
Cuerpos		4
Nodos		179267
Elementos		38124
Materiales		
Acero estructural (isotrópico)		
Módulo de Young		2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson		0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)		
Módulo de Young		2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson		0.22
Conexiones		
Sin fricción		Compuesto-acero
Unión		Acero-acero
Mallado		
Tamaño de los elementos en compuesto		0.0254 cm [1E-002 in]

Laminados importados	5 capas
Estructura estática	
Tiempo por paso terminado	1 segundo
Soportes fijos	2 caras de acero
Magnitud de fuerza de vector	208.65 kgf [460 lbf]

De los especímenes mostrados en la figura 36, fueron seleccionados el 5 (figuras 38 y 39) y el 8 (figuras 40 y 41) para una evaluación de la fractura microscópica.

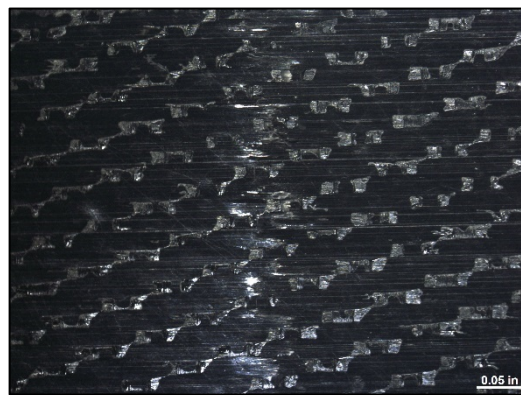


Figura 38. Probeta 5 de 5 capas, en zona convexa (sin contacto con rodillo central), mostrando fisuras a lo largo de la zona central.

a)

b)

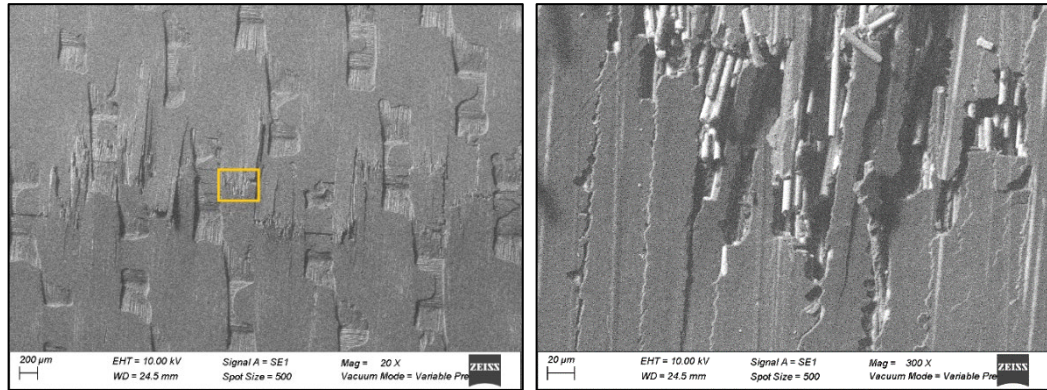


Figura 39. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 5 de 5 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 131.074 lbf. Las líneas centrales verticales, muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas



Figura 40. Probeta 8 de 5 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central, no presentó fisuras según la inspección visual.

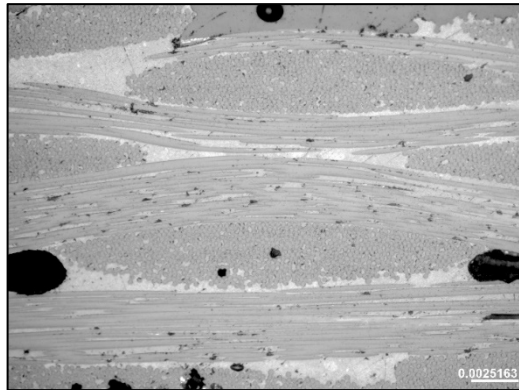


Figura 41. Se muestra la sección transversal de la probeta 8 de 5 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 135.865 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central.

En la siguiente figura 42, se presentan las probetas de SBS después de haber sido sometidas al esfuerzo mecánico. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 12 capas 1.5x0.5x0.1105 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 43 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 27.

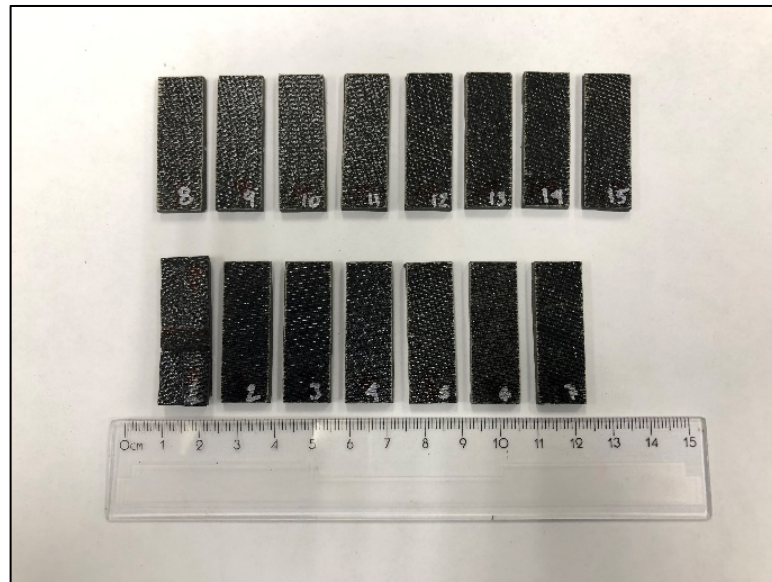


Figura 42. La cantidad de 14 especímenes, más 1 de prueba, fueron elaborados de 12 capas y sometidos a esfuerzos de SBS, haciendo muy poco visible una angulación en el centro, una vez removida la carga.

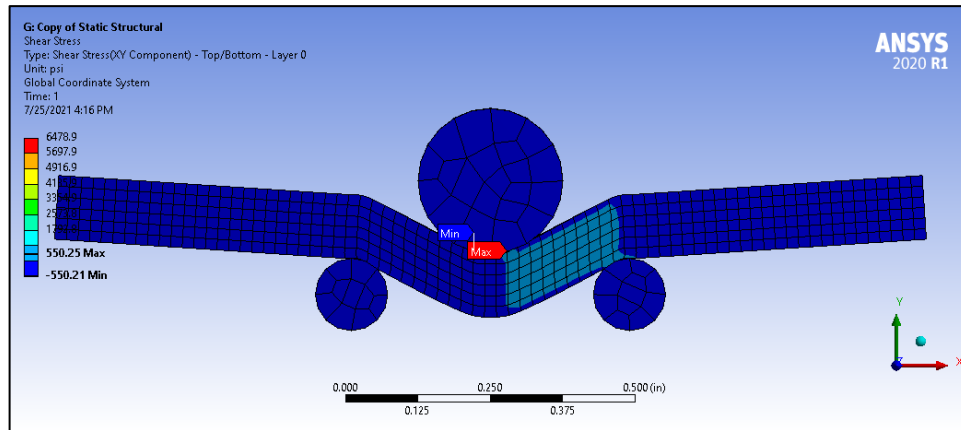


Figura 43. Conservando las dimensiones de probeta SBS para 12 capas 1.5x0.5x0.1105 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 27. Condiciones de frontera para pruebas SBS de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad	Valores
Geometría	
Volumen	2.4268 cm ³ [0.14809 in ³]
Masa	1.9049 kg [4.1998E-0.002 lbm]
Cuerpos	4
Nodos	55878
Elementos	11852
Materiales	
Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]

Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	
Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Sin fricción	Compuesto-acero
Unión	Acero-acero
Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	0.0508 cm [2E-002 in]
Laminados importados	12 capas
Estructura estática	
Tiempo por paso terminado	1 segundo
Soportes fijos	2 caras de acero
Magnitud de fuerza de vector	18.6413 kgf [41.097 lbf]

De los especímenes mostrados en la figura 42, fueron seleccionados el 1 (figuras 44 y 45) y el 3 (figuras 46-48), 13 (figuras 48 y 49) para una evaluación de la fractura microscópica.

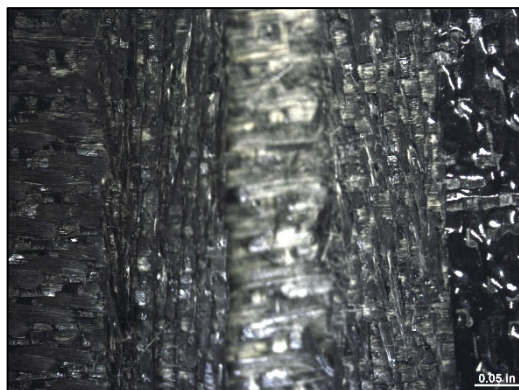


Figura 44. Probeta 1 de 12 capas que son visibles y posibles de contar. Zona sin contacto con rodillo central, mostrando fractura expuesta a lo largo de la zona central de la imagen.

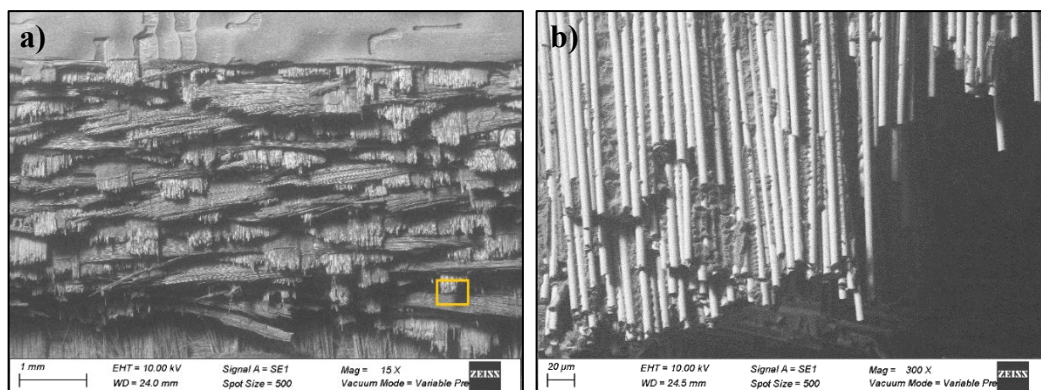


Figura 45. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 1 de 12 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 473.266 lbf. Al presentar la figura una fractura expuesta, permite que se pueda realizar un conteo de capas y los daños realizados en las fibras paralelas a la longitud del rodillo central. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, se presentan las primeras fibras fracturadas.

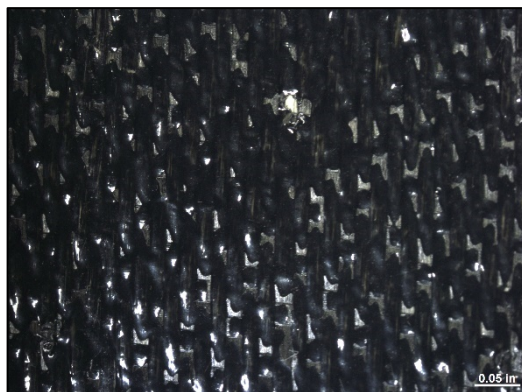


Figura 46. Probeta 3 de 12 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual.

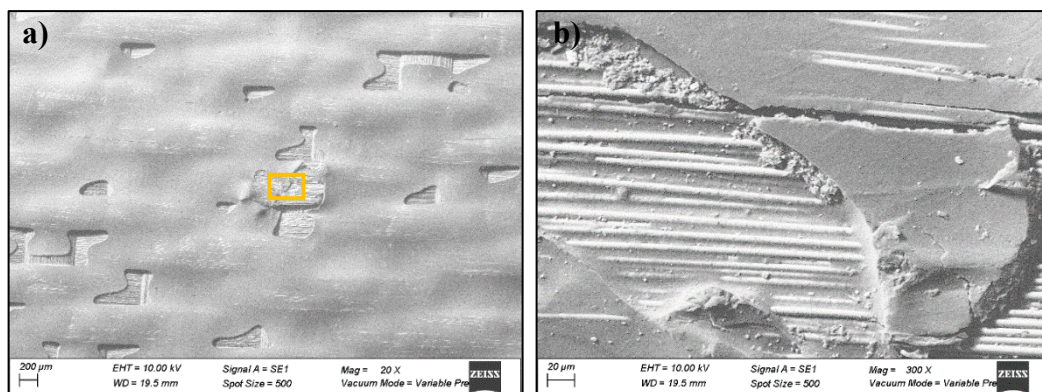


Figura 47. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas en un SEM en la probeta 3 de 12 capas. a) muestra un panorama de la zona convexa donde el rodillo medio realizó el esfuerzo a la falla de 510.886 lbf. Las líneas horizontales de zonas sin resina muestran el agrietamiento de la resina. Por medio de un cuadrado amarillo, se señala el acercamiento de la imagen sucesora. En b) es posible observar cómo después de la fractura de la resina, no es posible apreciar fibras fracturadas de la capa superior.

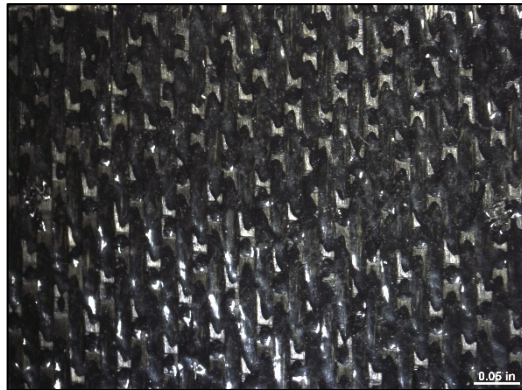


Figura 48. Probeta 13 de 12 capas, en zona inferior (sin contacto con rodillo central), no presentó fisuras según la inspección visual.



Figura 49. Se muestra la sección transversal de la probeta 13 de 12 capas, la cual presentó un esfuerzo máximo de 460.064 lbf, debido a que a este esfuerzo la prueba fue programada para detener la aplicación de carga. Por este método de evaluación, no fueron encontradas fibras seccionadas en la zona crítica de aplicación de carga del rodillo central.

Con los valores de esfuerzos máximos experimentales y que se utilizaron para realizar las simulaciones con elemento finito (tabla 28), ha sido posible crear una gráfica de apreciación de similitud en la figura 50 para los especímenes de 3, 5 y 12 capas, donde los valores por MEF marcados con línea naranja son ligeramente mayores a los experimentales. Este comportamiento es habitual, ya que dentro de las pruebas experimentales hay factores externos que ocasionan que la prueba proporcione valores menores a los simulados, aunque estos hayan sido disminuidos o controlados a lo máximo posible, como defectos de maquinado, laminado, partículas contaminantes en probetas, equipos y ambiente, etc.

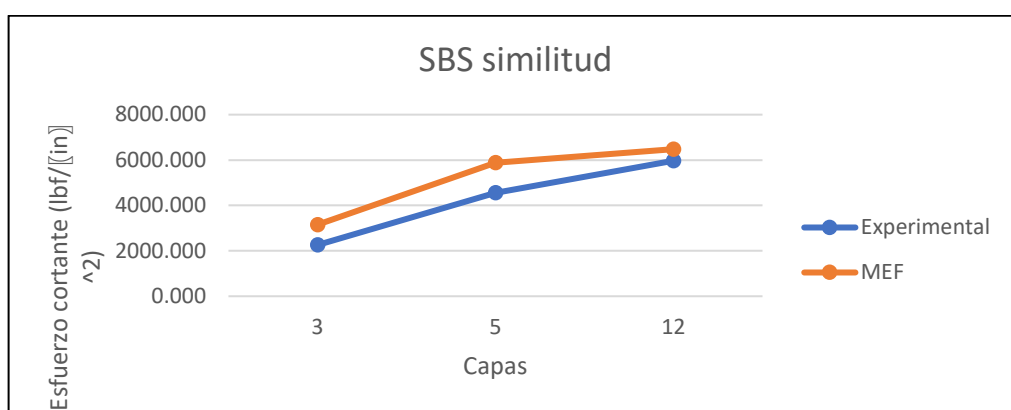


Figura 50. Gráfica de similitud en resultados de esfuerzo cortante entre evaluación de elemento finito y datos experimentales.

Tabla 28. Valores de esfuerzo cortante obtenidos en análisis experimental y elemento finito.

Número de capas	Esfuerzo cortante (<i>lbf/in²</i>)	
	Experimental	MEF
3	2257.827	3152.700
5	4550.795	5880.300
12	5968.7335	6478.910

5.2 ASTM D7136 Medición de la resistencia al daño de un compuesto de matriz de polímero reforzado con fibra ante un evento de impacto de caída de peso

Una placa compuesta rectangular plana se somete a un impacto concentrado fuera del plano utilizando un dispositivo de peso de caída con un impactador hemisférico. La energía potencial del peso del impactador, como se define por la masa y la altura de caída del instrumento mencionado, se especifica antes de la prueba.

El cálculo del nivel de energía de impacto basado en la energía potencial del impactador se describe en la fórmula 59 con sus propiedades en tabla 29.

$$E = C_E h \quad (59)$$

Tabla 29. Descripción de fórmula.

Símbolo	Propiedad
E	Energía de impactador previo al contacto, J [in-lbf].
C_E	Especifica la relación entre la energía de impacto y el espesor de la muestra 6.7 J-mm [1500 in-lbf/in].
h	Espesor nominal de la probeta, mm [in].

Para desarrollar la sustitución de la fórmula 59, ha sido necesario considerar el promedio del espesor de las probetas, como lo documenta la tabla 30.

Tabla 30. Medición de 8 probetas de 12 capas para realizar cálculo de espesor nominal de probetas.

Probetas de 12 capas	Espesor (in)
1	0.116
2	0.119
3	0.116
4	0.120
5	0.102
6	0.106
7	0.103
8	0.102
Promedio	0.1105

$$E = (1500 \text{ in} \frac{\text{lb}f}{\text{in}})(0.1105 \text{ in}) = 165.75 \text{ in} \quad (60)$$

Para calcular la altura de impacto requerida para producir la energía de impacto específica antes de la prueba, es necesario emplear la fórmula 61 con su descripción en tabla 31. Una vez obteniendo el resultado final en la fórmula 62, el valor longitudinal se fija en la columna de la máquina de impacto.

$$H = \frac{E}{m_{albm}} \quad (61)$$

Tabla 31. Descripción de fórmula.

Símbolo	Propiedad
H	Altura a la que será colocado el impactador, in
m_{dlbm}	Masa de impactador por gravedad estándar, según altura, 4.0 kg [8.8185 lb]

$$H = \frac{165.75 \text{ in}}{8.8185 \text{ lb}} = 18.7957 \text{ in} \quad (62)$$

Presente altura calculada en operación 62, es empleada para las probetas de los 3 tipos de espesores, debido a que la ASTM D7136 permite una altura de caída mínima de 300 mm [12 in]. No obstante, 12 capas presentan el espesor óptimo para respetar dicho requerimiento, mientras que las probetas de 3 y 5 capas serán evaluadas con la misma altura de 12 capas, permitiendo un análisis con una altura constante.

La razón de omitir el valor de la gravedad en la operación 24, es debido a que la libra de masa se define de modo que una libra de fuerza le imparte una aceleración de $32.17 \frac{\text{pies}}{\text{s}^2}$. En la gravedad estándar, una libra de fuerza es numéricamente lo mismo que una libra de masa, por lo que no es necesario incluir el término para la aceleración gravitacional en la versión pulgada-libra de la ecuación.

Se proporcionan equipos y procedimientos para la medición opcional de la fuerza y velocidad de contacto durante el evento de impacto. La resistencia al daño se cuantifica en términos del tamaño resultante y el tipo de daño en la muestra.

Las propiedades de resistencia al daño generadas por este método de prueba dependen en gran medida de varios factores, que incluyen la geometría de la muestra, la disposición, la geometría del impactador, la masa del impactador, la fuerza de impacto, la energía de impacto y las condiciones de contorno. (ASTM Committee D30, 2015)

El tamaño, la forma, el grosor y la secuencia de apilamiento de la placa, junto con la ubicación del impacto, pueden afectar significativamente la deformación por impacto y el comportamiento de formación de daños de las muestras, como se muestra ejemplificado en la figura 51. El grado de la ortotropía laminada puede afectar fuertemente la formación de daños. Los resultados pueden verse afectados si la fuerza de impacto no se aplica perpendicular al plano de la placa laminada. (ASTM Committee D30, 2015)

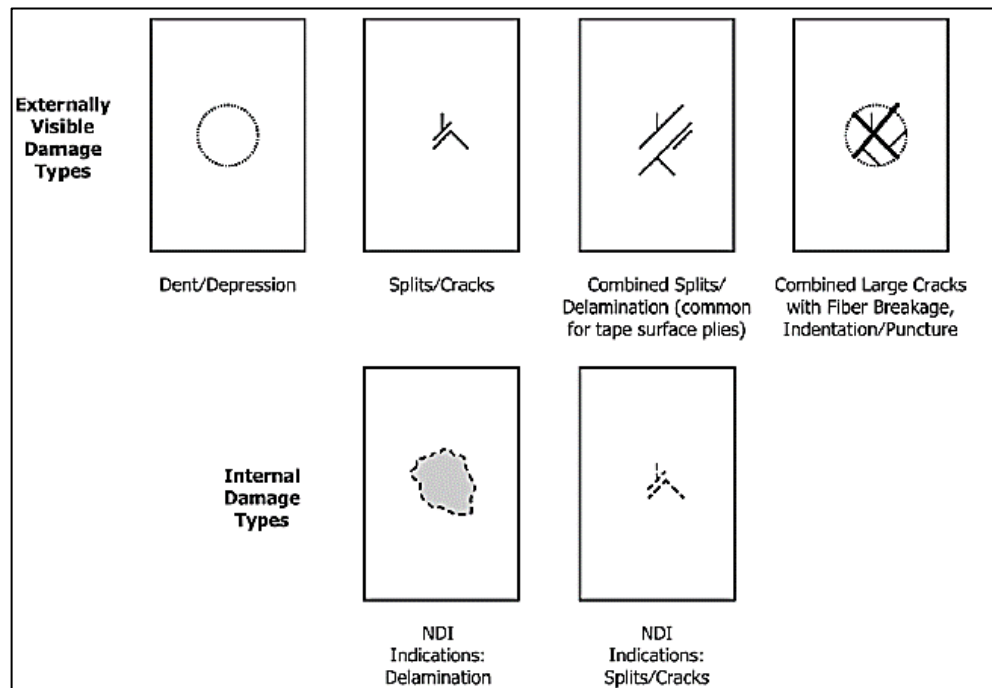


Figura 51. Modos de daño comúnmente observados por impacto de caída de peso fuera del plano. (ASTM Committee D30, 2015)

Los resultados se ven afectados por las dimensiones de corte del accesorio de soporte, el material, la rigidez de flexión del accesorio y la rigidez de la superficie sobre la que se encuentra el accesorio de soporte. La ubicación de los puntos de soporte, la geometría de éstas y la fuerza de sujeción pueden afectar la deformación de la muestra durante el impacto. (ASTM Committee D30, 2015)

A continuación, se presenta en la figura 52 las dimensiones de probeta maquinada para realizar de manera estandarizada la prueba de impacto. Estas mismas dimensiones se utilizaron en la figura 53 para hacer simulados los laminados bajo esfuerzo de impacto (sin considerar las herramientas que están en contacto directo con la probeta).

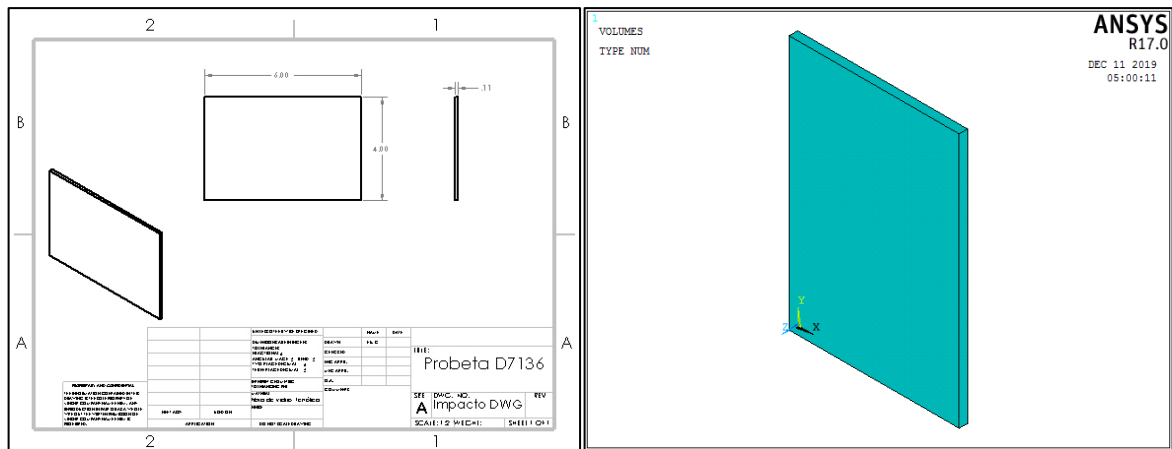


Figura 52. Probeta ASTM D7136-15. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys. (ASTM Committee D30, 2015)

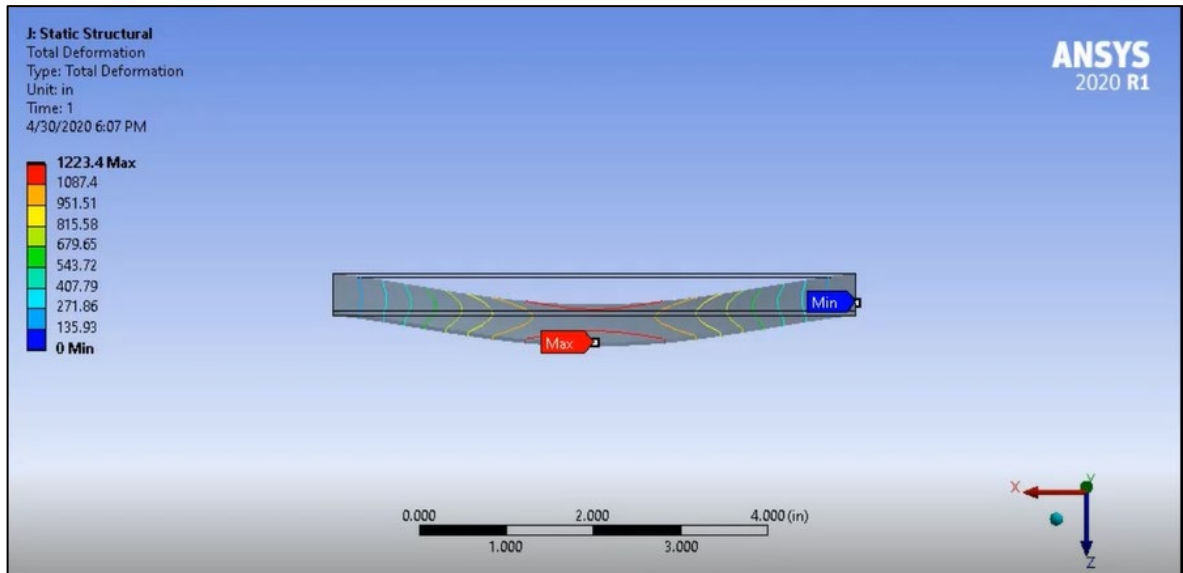


Figura 53. Conservando las dimensiones de 6x4x0.11 in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista isométrica de Ansys Workbench versión 2020.

En la figura 54 se muestran los laminados de 12 capas, listos para ser sometidos a la prueba de impacto estandarizada.



Figura 54. Probetas ASTM D7136 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina fenólica.

De manera adicional, se presenta en la figura 55 una simulación de fractografía en el software Franc2DL, para visualizar la ubicación y dimensionamiento del daño que puede ocasionarse sobre la probeta de 12 capas en esfuerzos de impacto.

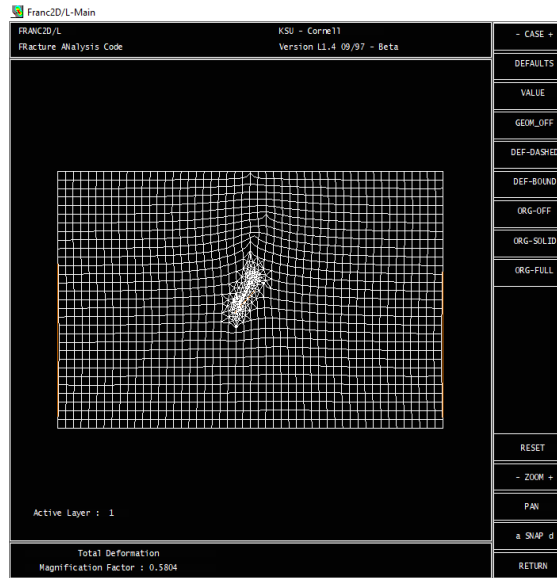


Figura 55. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.

La posición de las probetas en la base se muestra en la figura 56, y específicamente fue colocando hacia abajo la capa que estuvo en contacto con la base de Aluminio durante el laminado, y la capa que estuvo más cercana a la bolsa de vacío fue colocada para estar en contacto con el impactador y sujetadores.

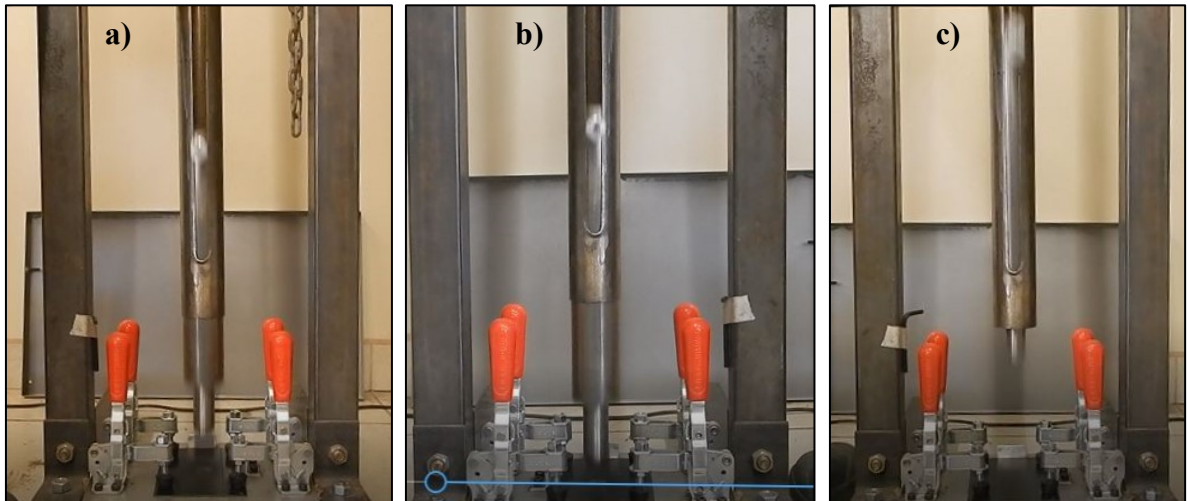


Figura 56. Representación de evento de impacto de caída de peso a diferentes espesores de laminado, siendo a) 3 capas, b) 5 capas y, c) 12 capas.

La profundidad residual de la depresión formada por un impactador, después del evento se definirá como la distancia máxima en una dirección normal a la cara del espécimen, desde el punto más bajo (zona azul de figura 57) en la abolladura hasta el plano de la superficie impactada que no es perturbado por el impactador (zona amarilla de figura 57).

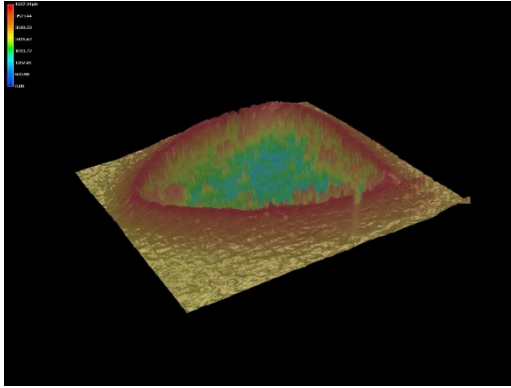


Figura 57. Imagen digital representativa, mostrando daño con diferencia de alturas, dado el impacto en probeta 9 de 5 capas.

La profundidad de la abolladura se ha medido utilizando un altímetro. Las distancias se miden en relación con un punto fijo, la profundidad de la abolladura será la diferencia entre el punto más capas bajo en la abolladura y la superficie de la placa. La profundidad se ha calculado directamente usando un medidor de profundidad, la profundidad será el promedio de dos mediciones con el medidor girado 90° entre mediciones. La base del medidor de profundidad es lo suficientemente grande para abarcar la región afectada por la abolladura.

Las mediciones fueron realizadas sobre una mesa de granito, según se muestra en la figura 58, y para el caso de probetas con hendiduras profundas, se colocaron barras paralelas para evitar daños en las fibras de las capas inferiores.



Figura 58. Medición de daño con altímetro en 4 zonas distintas para realizar cálculo de profundidad, a) toma de altura cero a 270° de la zona de impacto, b) toma de 1er lectura de mayor profundidad, c) toma de altura cero a 0° de la zona de impacto, d) toma de 2da lectura de mayor profundidad.

Con el software del estereoscopio ZEISS Model STEMI 2000-C-Axio Vision Rel. 4.8. Ink, se han marcado 8 puntos cada 45° en relación al centro del espécimen como lo explica la figura 59. También se han calculado la longitud, ancho y diámetro máximo del daño ocasionado por la prueba de impacto.

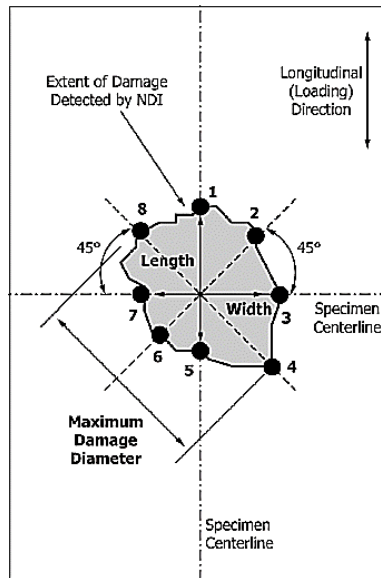


Figura 59. Diagrama de la medición de la extensión del daño. (ASTM Committee D30, 2015)

En la figura 60 se muestra una foto macro de las probetas después de haber sufrido su prueba de impacto.

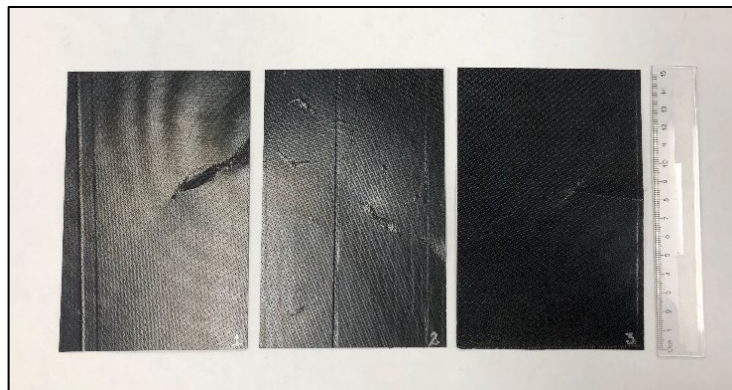


Figura 60. Probetas después de pruebas de impacto, realizadas sobre laminados de 3 capas. Mostrando agrietamiento macroscópico del centro a la orilla, por lo que el cálculo del área de impacto es omitido.

Conservando las dimensiones de probeta de impacto para 3 capas 6x4x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 61 en vista isométrica en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 32, así como su promedio de profundidad de hendidura por probeta en la tabla 33.

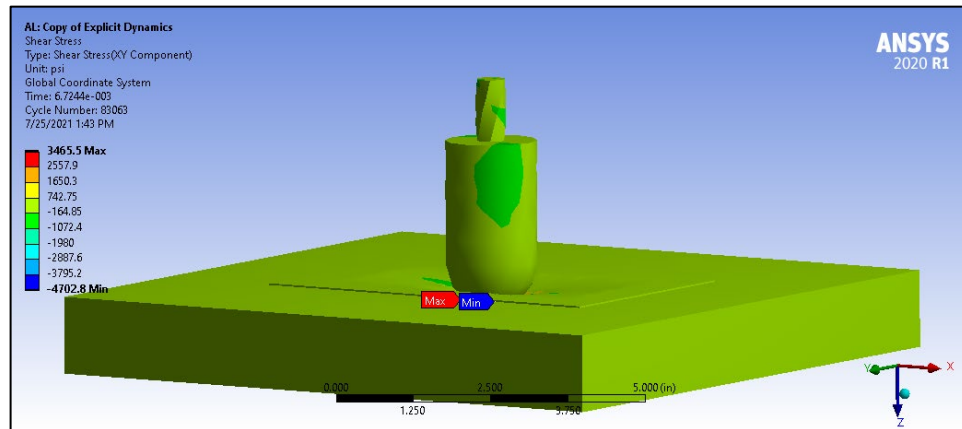


Figura 61. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 3 capas 6x4x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 32. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad	Valores
Geometría	
Volumen	1892.21 cm ³ [115.47 in ³]
Masa	18.195 kg [40.113 lbm]
Cuerpos	3
Nodos	5901

Elementos	3644
Punto de masa en penetrador	4 kg [8.8 lbm]
Materiales	
Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	
Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Sin fricción	Compuesto (laminado)-acero (penetrador y base)
Separación máxima en unión de laminado con base de acero	9.999E-6 cm [3.937E-006 in]
Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	0.254 cm [0.1 in]
Laminados importados	3 capas
Análisis dinámico explícito	
Tiempo de término	1.5E-002 segundo
Soportes fijos	1 base de acero
Velocidad componente en Z	3.06 m/s [120.47 in/s]

Tabla 33. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.

Probetas de 3 capas	Espesor (in)	Profundidad hendidura (in)		
		1	2	Promedio
1	0.026	0.0110	0.0110	0.0110
2	0.028	0.0470	0.0470	0.0470
3	0.027	0.0125	0.0125	0.0125
Promedio	0.027	0.0235	0.0235	0.0235

En la figura 62 se muestra una foto macro de las probetas después de haber sufrido su prueba de impacto.

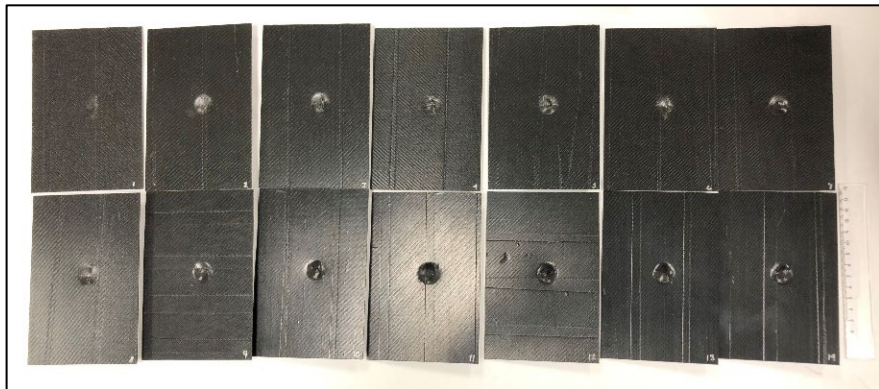


Figura 62. Probetas después de prueba de impacto realizada sobre laminados de 5 capas. Mostrando agrietamiento y hendidura en la zona de impacto.

Conservando las dimensiones de probeta de impacto para 5 capas 6x4x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 63 en vista isométrica en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 34, así como su promedio de profundidad de hendidura por probeta en la tabla 35.

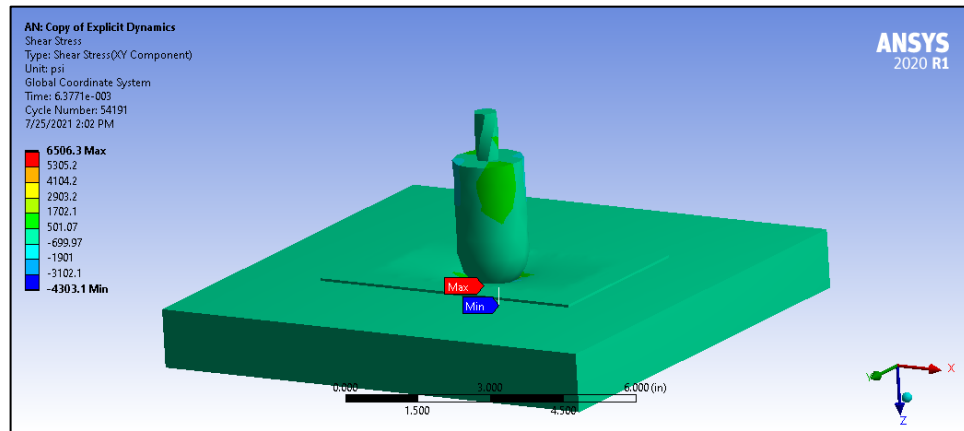


Figura 63. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 5 capas 6x4x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020

Tabla 34. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad	Valores
Geometría	
Volumen	1902.87 cm ³ [116.12 in ³]
Masa	18.214 kg [40.154 lbm]
Cuerpos	3
Nodos	5819
Elementos	3604
Punto de masa en penetrador	4 kg [8.8 lbm]
Materiales	
Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	
Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Sin fricción	Compuesto (laminado)-acero (penetrador y base)
Separación máxima en unión de laminado con base de acero	9.999E-6 cm [3.937E-006 in]

Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	0.254 cm [0.1 in]
Inflación	Transición suave
Laminados importados	5 capas
Análisis dinámico explícito	
Tiempo de término	2E-002 segundo
Soportes fijos	1 base de acero
Velocidad componente en Z	3.06 m/s [120.47 in/s]

Tabla 35. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.

Probetas de 5 capas	Espesor (in)	Profundidad hendidura			Ancho (in)	Largo (in)	Diám Máx (in)	Área (in ²)
		1	2	Promedio				
1	0.066	0.1250	0.1100	0.1175	0.0465	0.3796	0.4617	0.1305
2	0.067	0.1100	0.1120	0.1110	0.7196	0.6506	0.7196	0.3448
3	0.064	0.1125	0.1130	0.1128	0.6774	0.6353	0.6774	0.3067
4	0.066	0.1110	0.1105	0.1108	0.6157	0.6077	0.6157	0.2624
5	0.064	0.1280	0.1295	0.1288	0.6609	0.6030	0.6879	0.3055
6	0.064	0.1030	0.0940	0.0985	0.6191	0.6277	0.6277	0.2658
7	0.067	0.1355	0.1130	0.1243	0.6817	0.6494	0.6817	0.3144
8	0.062	0.1335	0.1450	0.1393	0.6089	0.6498	0.6498	0.2662
9	0.043	0.2265	0.2685	0.2475	0.7026	0.6277	0.7902	0.3700
10	0.043	0.0815	0.0820	0.0818	0.6630	0.6111	0.6630	0.3204
11	0.044	0.1435	0.1465	0.1450	0.6511	0.6430	0.6815	0.3404
12	0.043	0.1345	0.1565	0.1455	0.7502	0.6540	0.7745	0.4172
13	0.043	0.1670	0.1650	0.1660	0.6511	0.6719	0.7185	0.3513
14	0.043	0.2065	0.2090	0.2078	0.7017	0.6545	0.7017	0.3627
15	0.045	0.2145	0.2380	0.2263	0.6694	0.5911	0.7059	0.3300
Promedio	0.055	0.1422	0.1462	0.1442	0.6279	0.6171	0.6771	0.3126

En la figura 64 se muestra una foto macro de las probetas después de haber sufrido su prueba de impacto.

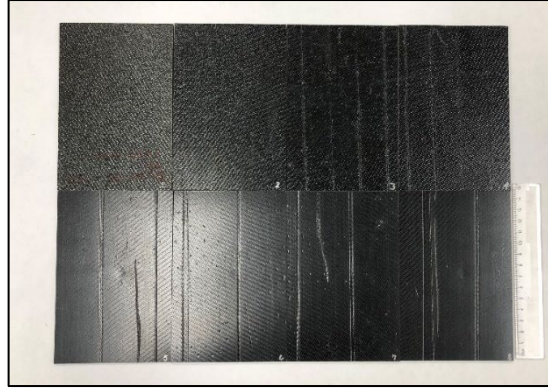


Figura 64. Probetas después de prueba de impacto realizada sobre laminados de 12 capas. Mostrando una disminución de daño superficial difícil de identificar sin lente óptico.

Conservando las dimensiones de probeta de impacto para 12 capas 6x4x0.1105 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 65 en vista isométrica en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 36, así como su promedio de profundidad de hendidura por probeta en la tabla 37.

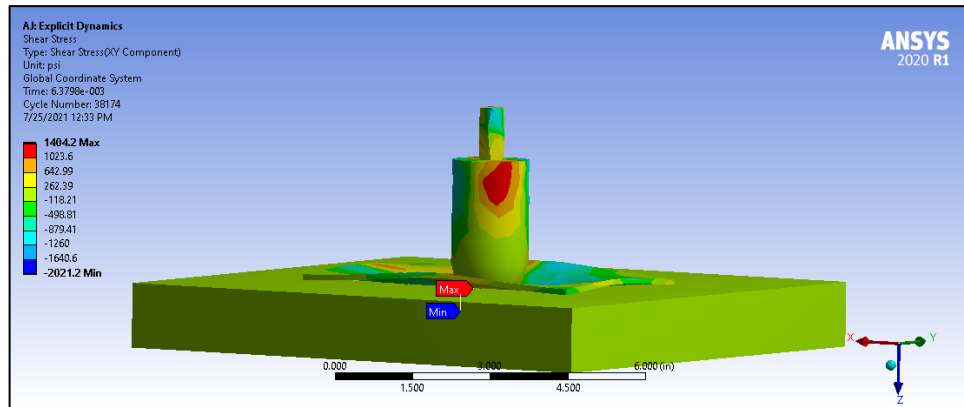


Figura 65. Conservando las dimensiones de probeta impacto para 12 capas 6x4x0.1105 in, adiciando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 36. Condiciones de frontera para pruebas de impacto de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad	Valores
Geometría	
Volumen	1924.99 cm ³ [117.47 in ³]
Masa	18.252 kg [40.239 lbm]
Cuerpos	3
Nodos	8320
Elementos	6004
Punto de masa en penetrador	4 kg [8.8 lbm]
Materiales	
Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	
Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Sin fricción	Compuesto (laminado)-acero (penetrador y base)
Separación máxima en unión de laminado con base de acero	9.999E-6 cm [3.937E-006 in]

Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	0.254 cm [0.1 in]
Inflación	Transición suave
Laminados importados	12 capas
Análisis dinámico explícito	
Tiempo de término	2E-002 segundo
Soportes fijos	1 base de acero
Velocidad componente en Z	3.06 m/s [120.47 in/s]

Tabla 37. Dimensiones de espesor de probetas, y descripción cuantitativa de daño cometido por impacto.

Probetas de 12 capas	Espesor (in)	Profundidad hendidura			Ancho (in)	Largo (in)	Diám Máx (in)	Área (in ²)
		1	2	Promedio				
1	0.116	0.0060	0.0070	0.0065	0.1213	0.1153	0.1312	0.0118
2	0.119	0.0045	0.0075	0.0060	0.1119	0.1187	0.1201	0.0107
3	0.116	0.0055	0.0065	0.0060	0.0932	0.0770	0.0932	0.0061
4	0.120	0.0070	0.0085	0.0078	0.0902	0.0877	0.0945	0.0063
5	0.102	0.0045	0.0055	0.0050	0.0694	0.0651	0.0694	0.0040
6	0.106	0.0045	0.0070	0.0058	0.1472	0.1404	0.1610	0.0162
7	0.103	0.0045	0.0045	0.0045	0.0911	0.0813	0.0911	0.0056
8	0.102	0.0035	0.0045	0.0040	0.0940	0.0928	0.1014	0.0070
Promedio	0.1105	0.0050	0.0064	0.0057	0.1023	0.0973	0.1077	0.0085

De los especímenes mostrados en la figura 60, fue seleccionado el 3 (figura 66) para evaluación de la fractura microscópica.

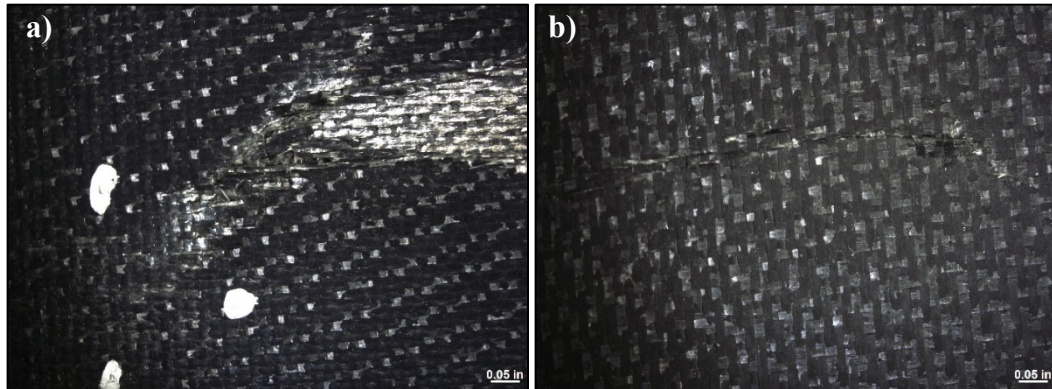


Figura 66. Inspección visual de probeta 3 de 3 capas. La capa mostrada es la superior que estuvo en contacto con la bolsa de vacío y con la punta del impactador durante la prueba. a) Origen de la zona de impacto entre los 3 puntos marcados con tinta, b) crecimiento de grieta hacia la orilla.

De los especímenes mostrados en la figura 62, fueron seleccionados el 9 (figuras 67 y 68) y el 12 (figuras 69 y 70), 13 (figuras 71 y 72) para una evaluación de la fractura microscópica.

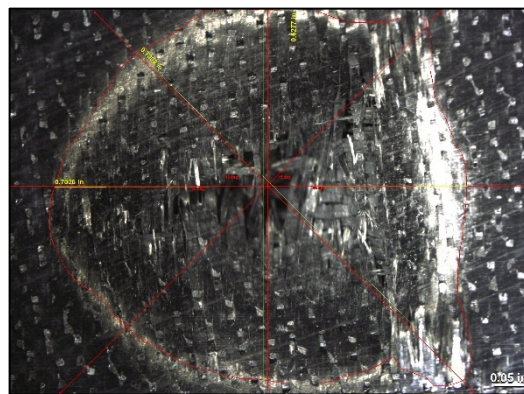


Figura 67. Medición de daño extendido en probeta 9 de 5 capas.

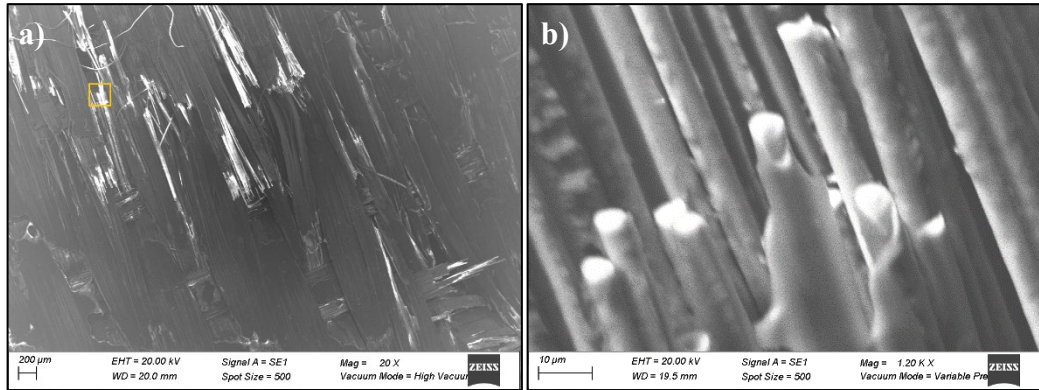


Figura 68. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 9 de 5 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta.

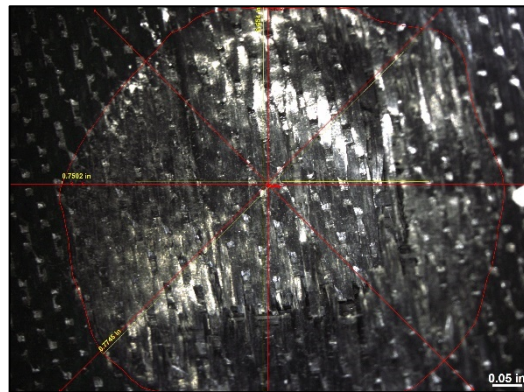


Figura 69. Medición de daño extendido en probeta 12 de 5 capas.

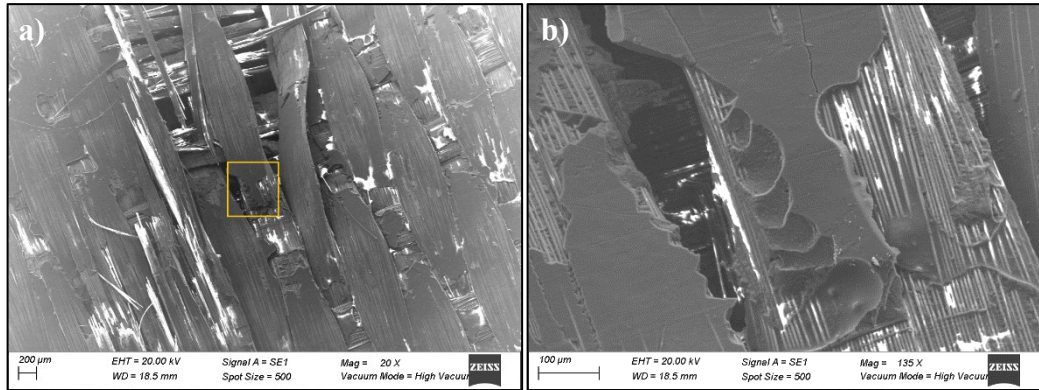


Figura 70. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 12 de 5 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento al daño de la matriz que crece formando cúspides y vieiras que resultan de la coalescencia de grietas espaciadas uniformemente (modo II siendo falla cortante). La morfología de estas cúspides proporciona información sobre la calidad de la interfaz fibra / matriz.

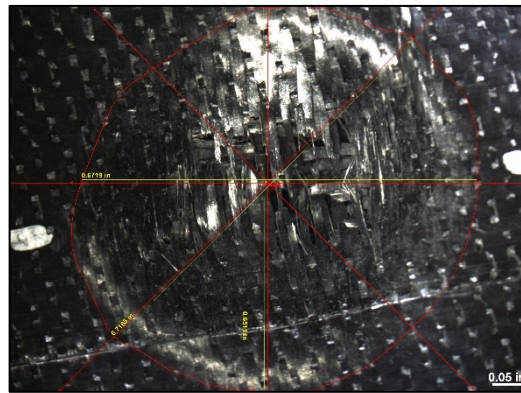


Figura 71. Medición de daño extendido en probeta 13 de 5 capas.

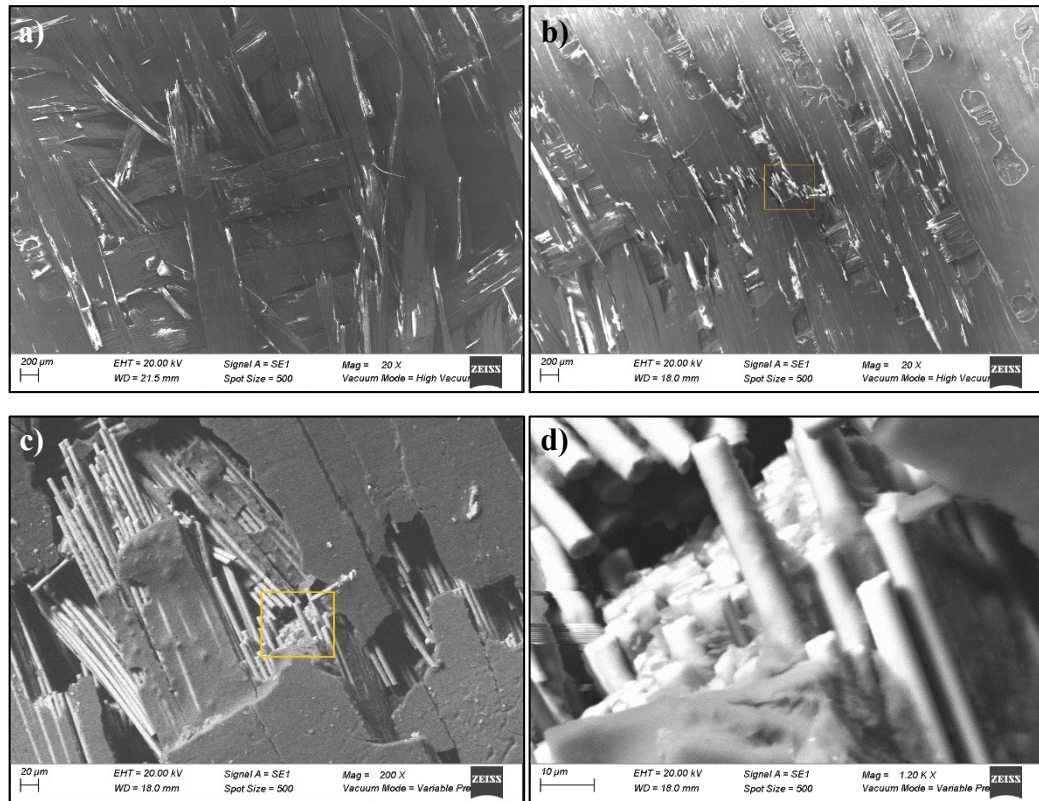


Figura 72. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 13 de 5 capas. a) Visualización de zona cóncava que estuvo en contacto con el impactador. b) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. c) Visibilidad de fracturas y grietas en matriz, además del seccionamiento de las fibras de vidrio. d) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta, y plana en fibras unitarias.

De los especímenes mostrados en la figura 64, fueron seleccionados el 5 (figuras 73 y 74) y el 7 (figuras 75-76), para evaluación de la fractura microscópica.

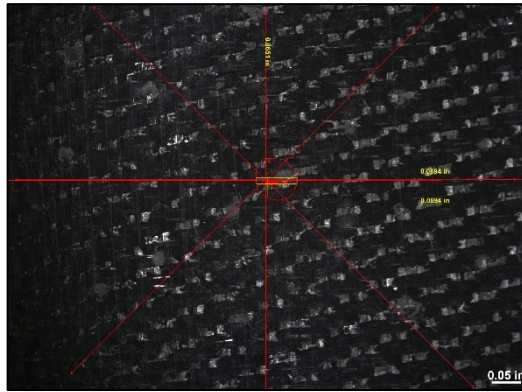


Figura 73. Medición de daño extendido en probeta 5 de 12 capas.

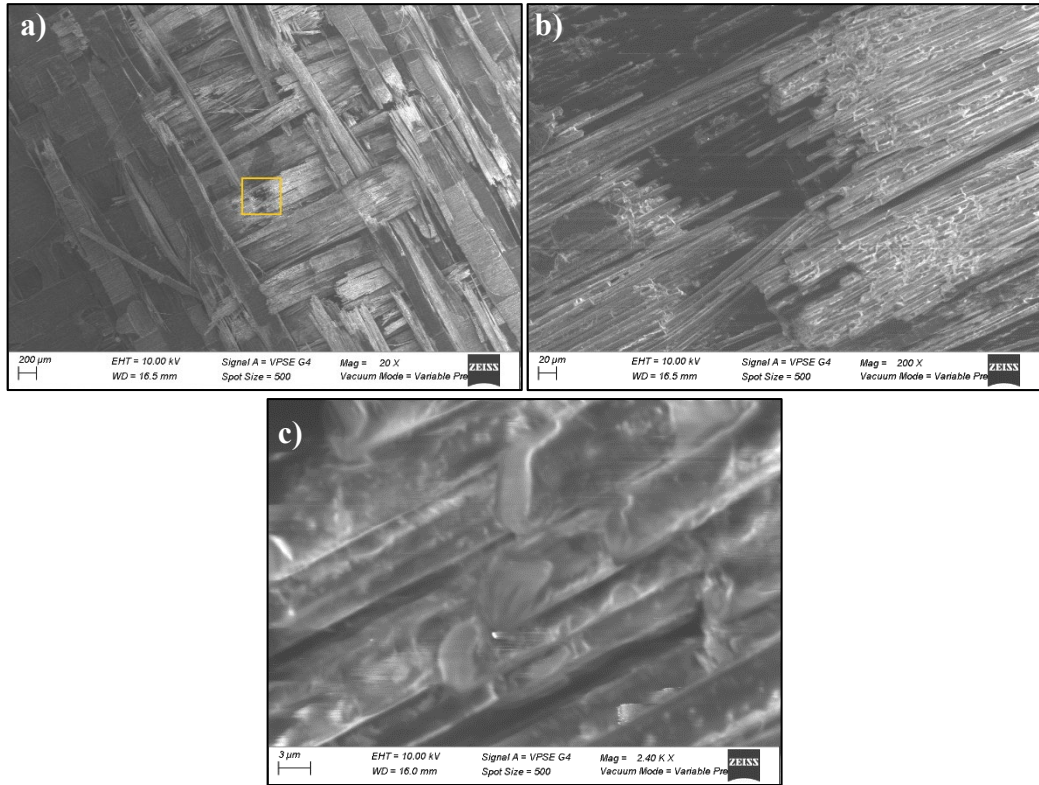


Figura 74. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 5 de 12 capas. a) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. b) Acercamiento a las fibras con fractura expuesta. c) Al centro de la imagen es visible el relieve de la superficie de una de las fibras fracturadas, las cuales, pueden fragmentarse en la zona de falla como resultado de la alta elasticidad de la matriz.

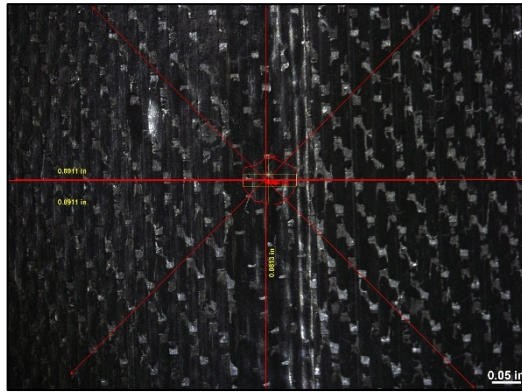


Figura 75. Medición de daño extendido en probeta 7 de 12 capas.

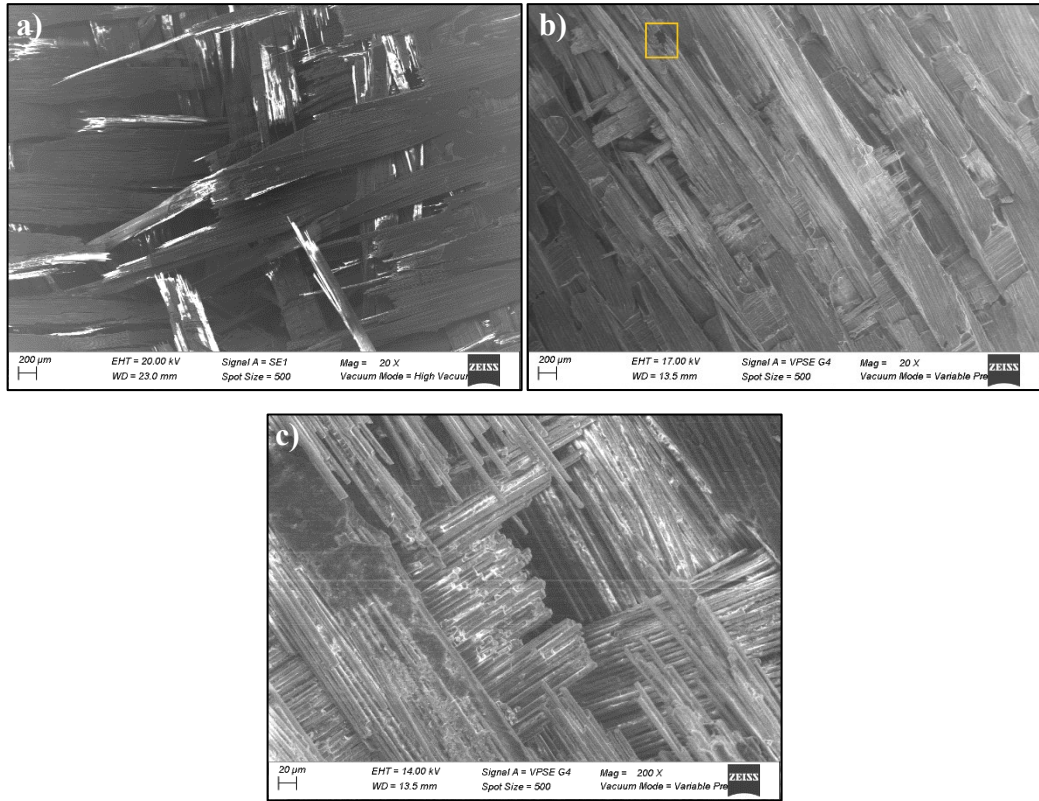


Figura 76. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 7 de 12 capas. a) Visualización de zona cóncava que estuvo en contacto con el impactador. b) Muestra un panorama del final de una de las grietas localizadas por la capa que estuvo en contacto con el impactador. c) Visibilidad de las orientaciones del tejido y las fracturas de las fibras de vidrio.

En la figura 77 junto con sus valores numéricos en tabla 38, se muestran los daños evaluados cualitativamente en microscopio muestran que los daños en probetas de 3 capas fracturan las muestras en casi su totalidad por lo que no es posible calificar su profundidad de hendidura, mientras que en las probetas de 5 capas, como lo muestran las pruebas experimentales y las simulaciones en MEF perciben un daño considerable en forma de media esfera que hace posible medir fácilmente la profundidad, sin embargo, en las probetas de 12 capas, el daño provocado ha sido más exhaustivo de evaluar, ya que ha sido minimizado tanto en las pruebas físicas como en elemento finito.

Figura 77. Gráfica de resultados de esfuerzo cortante en elemento finito.

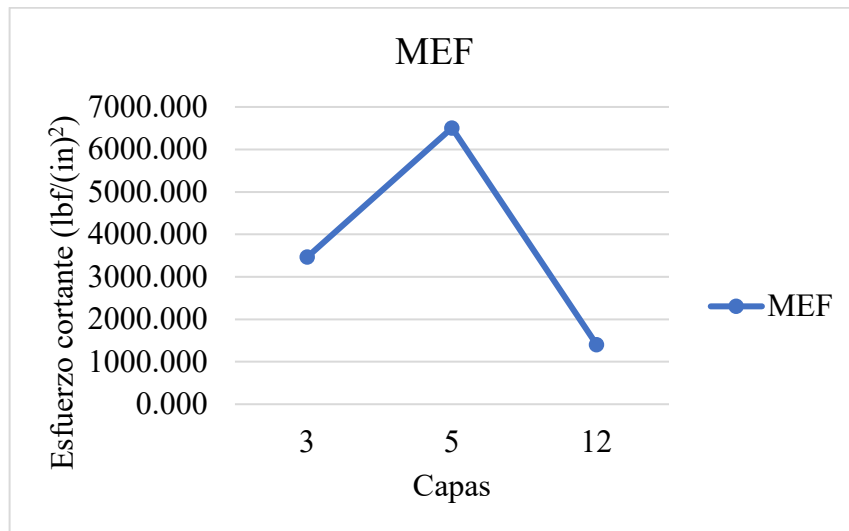


Tabla 38. Valores de esfuerzo cortante obtenidos de elemento finito.

Número de capas	Esfuerzo cortante (lb/in^2)
	MEF
3	3465.5
5	6506.3
12	1404.2

5.3D3039 Método estándar para pruebas de tensión de materiales compuestos de matriz polimérica

Este método de prueba determina las propiedades de tracción de los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados por fibras de alto módulo. Las formas de los materiales compuestos están limitadas a fibra continua o compuestos discontinuos reforzados con fibra en los que el laminado es equilibrado y simétrico con respecto a la dirección de prueba. (ASTM committee D30, 2017)

Se monta una probeta de sección transversal rectangular constante en los agarres de la máquina de prueba mecánica y se carga monotónicamente en tensión mientras se registra la fuerza. La resistencia final del material se puede determinar a partir de la fuerza máxima llevada antes del fallo. Si la deformación del cupón se controla con transductores de deformación o desplazamiento, entonces se puede determinar la respuesta de tensión-deformación del material, a partir de la cual se puede derivar la deformación a la tracción final, el módulo de elasticidad a la tracción, la relación de Poisson y la deformación de transición. (ASTM committee D30, 2017)

El factor clave en la selección de las tolerancias de la muestra y el método de sujeción es la introducción exitosa de la fuerza dentro de la muestra y la prevención de la fractura prematura como resultado de una discontinuidad significativa. Si los modos de falla aceptables ocurren con una frecuencia razonable, entonces no hay razón para cambiar un método de sujeción dado, para esto hay que identificar la zona y características de falla de la probeta, y comparar los resultados experimentales con la figura 78 y los respectivos códigos de la tabla 39. (ASTM committee D30, 2017)

Hay muchas configuraciones de materiales, como laminados multidireccionales, materiales basados en tejidos o compuestos de moldeo de láminas reforzados al azar, que se pueden probar con éxito sin material facilitador de agarre (tabs o pestañas). Sin embargo, las pestañas son muy recomendables cuando se prueban materiales unidireccionales para fallar en la dirección de la fibra. (ASTM committee D30, 2017)

La preparación de muestras es extremadamente importante para esta muestra. Moldear las muestras individualmente para evitar los efectos de borde y corte o cortarlas de las placas. Si se cortan de placas, tome precauciones para evitar muescas y rugosidades (ASTM committee D30, 2017).

Las superficies irregulares, o las delaminaciones causadas por métodos de mecanizado inadecuados, obtienen dimensiones finales mediante pulido, fresado o rectificado de precisión lubricados con agua. Los bordes deben ser planos y paralelos dentro de las tolerancias especificadas. (ASTM committee D30, 2017)

La condición previa a la prueba recomendada es el equilibrio efectivo de humedad a una humedad relativa específica según lo establecido por el Método de Prueba D5229. (ASTM committee D30, 2017)

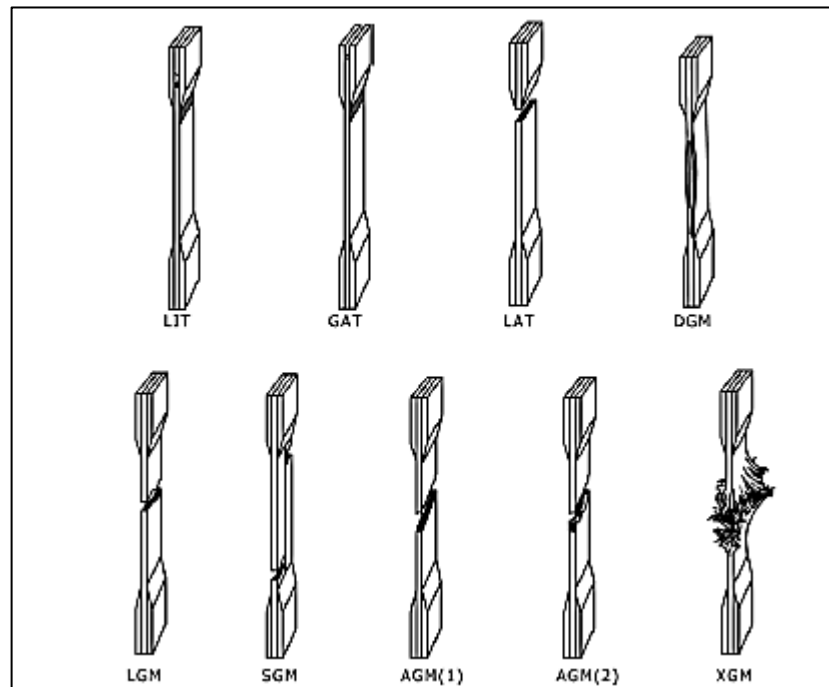


Figura 78. Código de modo de falla de tres partes y ubicación en la muestra. (ASTM committee D30, 2017)

Tabla 39. Códigos de modos típicos de fallas en pruebas de tensión. (ASTM committee D30, 2017)

1ra característica		2da característica		3ra característica	
Tipo de falla	Código	Tipo de falla	Código	Tipo de falla	Código
Angular	A	Dentro de facilitador de sujeción	I	Abajo	B
Delaminación en borde	D	En facilitador de sujeción	A	Arriba	T
Facilitador de sujeción	G	<1W del facilitador de sujeción	W	Izquierda	L
Lateral	L	“Gage”	G	Derecha	R
Multimodos	M (x, y, z)	Múltiples áreas	M	En medio	M
Separación a lo largo	S	Varios	V	Varios	V
Explosivo	X	Desconocido	U	Desconocido	Y
Otro	O				

A continuación, se presenta en la figura 79 las dimensiones de probeta maquinada para realizar de manera estandarizada la prueba de tensión. Estas mismas dimensiones se utilizaron en la figura 80 para simular los laminados bajo esfuerzo de tensión (sin considerar las herramientas que están en contacto directo con la probeta).

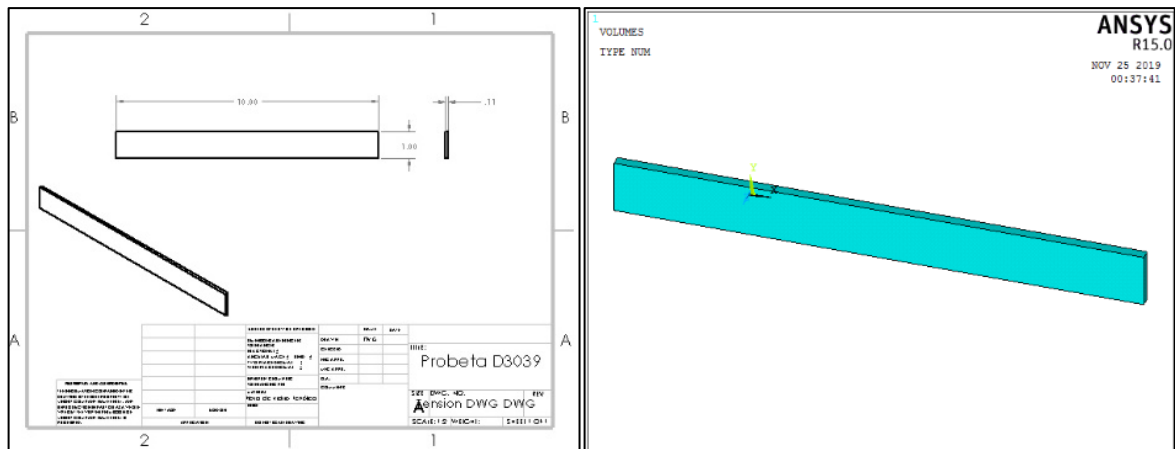


Figura 79. Probeta ASTM D3039-17. a) Dimensiones de probeta a experimentar (in). b) dibujo preparado para ser simulado en Ansys 1x10x0.11 in.

Al realizar una simulación en MEF de una probeta de 12 capas, sometida a esfuerzos de tensión, se obtendría una distribución de esfuerzos como lo muestra la figura 80, esto sin considerar en unión la simulación de las fixturas de prueba.

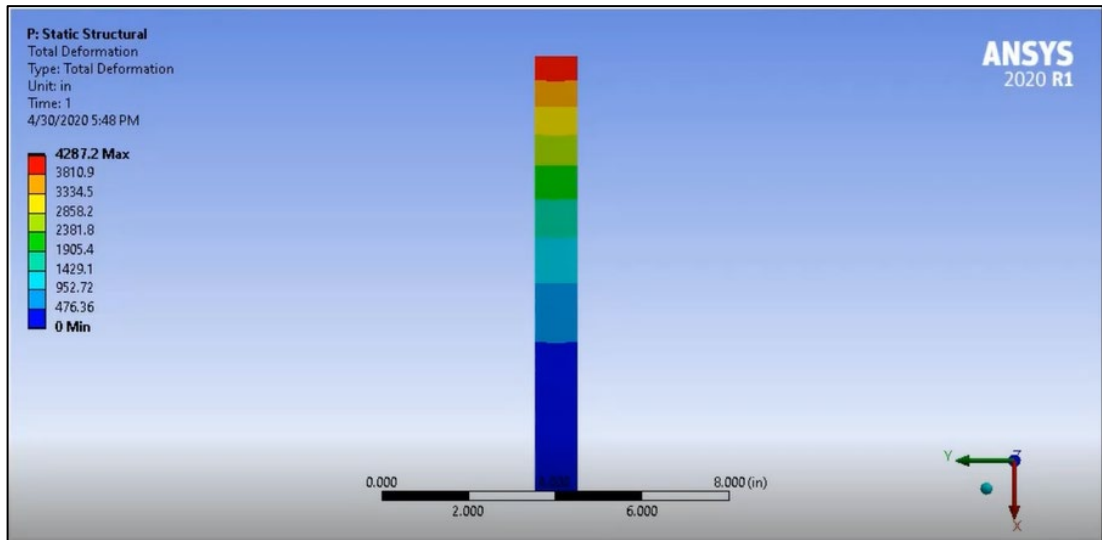


Figura 80. Conservando las dimensiones de 1x10x0.11 in, y adicionando los esfuerzos máximos. Se obtiene el siguiente análisis en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Para poder apreciar cómo se observan las probetas maquinadas antes de sufrir el esfuerzo mecánico. Se propone en la figura 81 algunas de estas probetas, listas para ser numeradas y tener trazabilidad de su comportamiento mecánico.

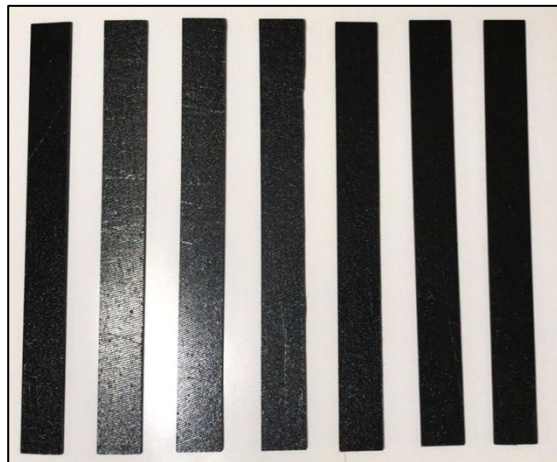


Figura 81. Probetas ASTM D3039 fabricadas de material compuesto de fibra de vidrio con resina epóxica.

De manera adicional, se presenta en la figura 82 una simulación de fractografía en el software Franc2DL, para visualizar la ubicación y dimensionamiento del daño que puede ocasionarse sobre la probeta de 12 capas en esfuerzos de tensión.

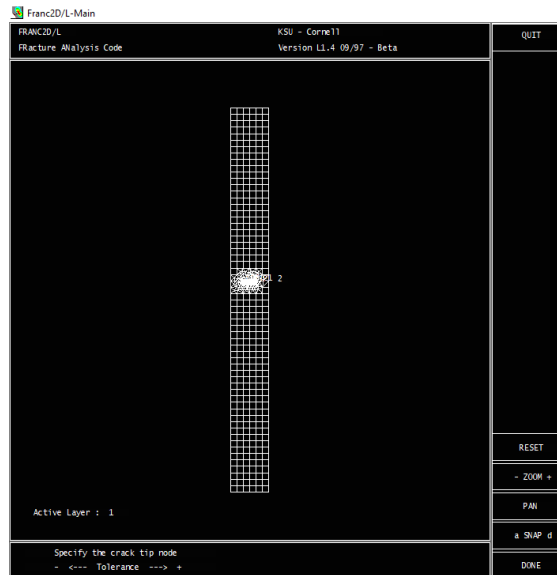


Figura 82. Factor de intensidad de esfuerzos en software Franc2DL.

Las fallas prematuras de las probetas en la región de sujeción con las mordazas son comunes, por lo tanto, se suelen adicionar “end tabs” o “pestañas”, que son rectángulos absorbedores de la presión o posible daño ocasionado por las mordazas, que al combinar de características específicas como el material, longitud y adhesivo, se minimizan las fallas inducidas por la sujeción.

Para la presente investigación se elaboraron pestañas de Aluminio reciclado de latas, de fibra de vidrio con resina fenólica (negro), epóxica (amarillo) y poliamida (café), como se presentan en la figura 83. Siendo los últimos tres de materiales compuestos los funcionales para ejecutar las pruebas de tensión, es decir, el Aluminio fue descartado de los ensayos de tensión.

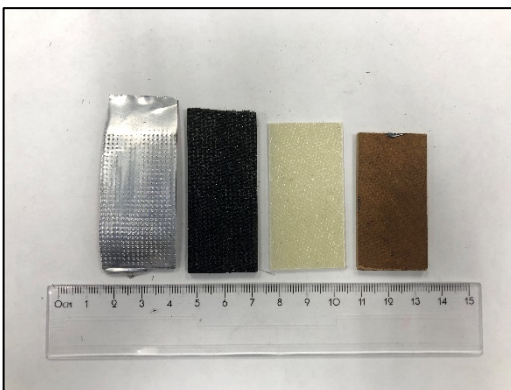


Figura 83. Pestañas para adicionar en las extremidades de las probetas, elaboradas de diferentes materiales, de izquierda a derecha: Aluminio reciclado de latas, compuesto de fibra de vidrio con resina fenólica (negro), epóxica (amarillo) y poliamida (café).

Para adherir las pestañas con las probetas en ambos extremos y en ambas caras en contacto con las mordazas, se eligió un adhesivo con suficiente durabilidad para soportar la carga de fatiga a lo largo de la duración del ensayo. En la figura 84 se da a conocer la presentación de 3M™ Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive 2216 el que presentó las mejores características en adhesión entre materiales compuestos.



Figura 84. 3M™ Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive 2216.

Las pestañas son muy recomendables cuando se prueban materiales unidireccionales (o laminados fuertemente dominados unidireccionalmente) para fallar en la dirección de la fibra. Por cada probeta a evaluar se utilizan 4 pestañas con dimensiones de 0.12x1x2 in, éstas son adheridas en los extremos superficiales como se muestra en la figura 85, y para nivelar la cantidad de adhesivo se colocan unas placas metálicas como lo describe la figura 86.

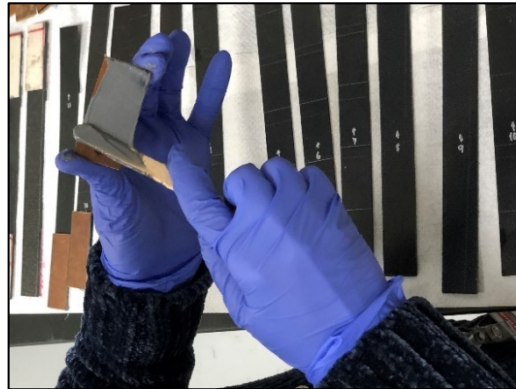


Figura 85. Aplicación del adhesivo sobre la pestaña para ser colocado en una de las extremidades de la probeta.

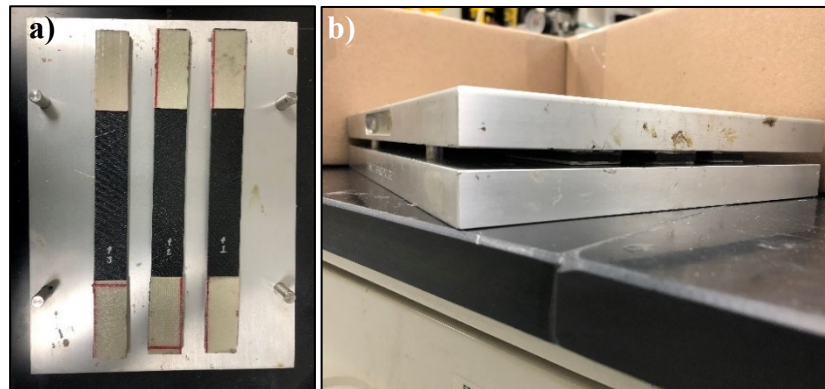


Figura 86. a) Probetas con sus respectivas 4 pestañas en los extremos, b) son colocadas en una plancha por 5 minutos para nivelar la cantidad de resina epóxica, asegurando una correcta alineación al momento de ser colocadas en las mordazas.

Cuando las probetas cuentan con sus pestañas alineadas, se colocan en un horno por 30 minutos a 93°C [200°F]. Luego se procede a medir el espesor de la probeta con un micrómetro, según se muestra en la figura 87, para ser ingresado el dato al software de la máquina universal. Para comenzar la prueba se coloca la muestra en las mordazas de la máquina de prueba, teniendo cuidado de alinear el eje largo de la sección agarrada con la dirección de prueba. Para cerrar las mordazas, se emplea una presión de: 250 psi para 3 capas, 350 psi para 5 capas, y 500 psi para 12 capas. La presión es dividida en un área de contacto de sujeción de muestra, según las dimensiones mencionadas de las pestañas.



Figura 87. Medición de espesor de probeta con micrómetro.

Para comenzar la prueba se coloca la muestra en las mordazas de la máquina de prueba, teniendo cuidado de alinear el eje longitudinal de la sección agarrada con la dirección de prueba, como es posible apreciar en la figura 88. Para cerrar las mordazas, se emplea una presión de: 250 psi para 3 capas, 350 psi para 5 capas, y 500 psi para 12 capas. La presión es dividida en un área de contacto de sujeción de muestra, según las dimensiones mencionadas de las pestañas.



Figura 88. Sujeción de probeta con las mordazas neumáticas.

En la figura 89 se muestran los laminados de 3 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.



Figura 89. 5 especímenes de 3 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 250 psi.

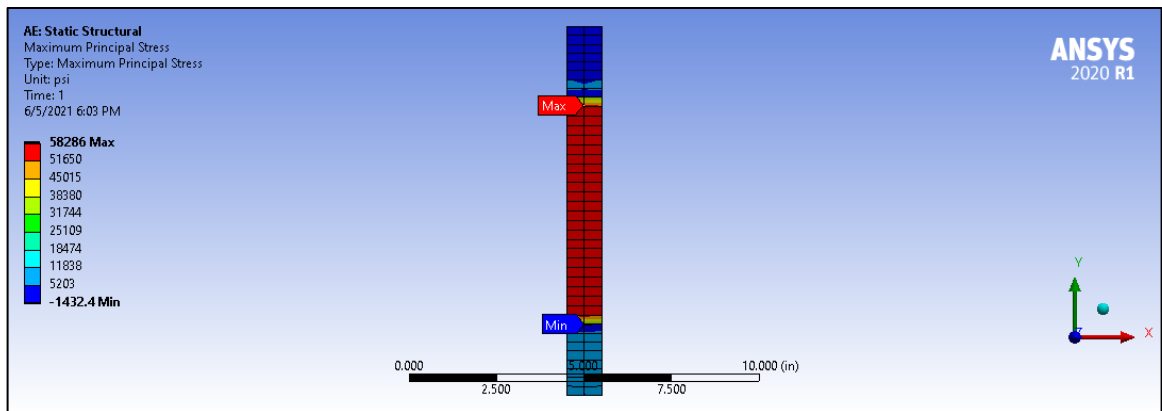


Figura 90. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 3 capas 1x10x0.027 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Conservando las dimensiones de probeta de tensión de 3 capas, y adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 90 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 40, así como su promedio de carga y esfuerzo máximo en la tabla 41. Mientras que en la figura 91 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas.

Tabla 40. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 3 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad		Valores
Geometría		
Volumen		18.85 cm ³ [1.15 in ³]
Masa		0.14793 kg [0.32614 lbm]
Nodos		836
Elementos		90
Materiales		
Acero estructural (isotrópico)		
Módulo de Young		2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson		0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)		
Módulo de Young		2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson		0.22
Conexiones		
Región de contacto		4 pestañas con 1 laminado
Mallado		
Tamaño de los elementos en compuesto		Predeterminado
Laminados importados		3 capas
Análisis dinámico explícito		

Tiempo de término por paso	1 segundo
Soportes fijos	Cara inferior transversal a la fuerza aplicada
Presión en pestañas superiores e inferiores	3.447E6 Pa [500 psi]
Fuerza en componente Y	682.11 kgf [1503.8 lbf]
Desplazamiento en pestañas inferiores	0 cm [0 in]

Tabla 41. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 3 capas, con carga máxima a la falla.

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in²)	Módulo de young (lbf/in²)	Deformación a la fractura (in/in)
1	1.030	0.027	1367.241	49163.7	849657.706	0.062
2	1.004	0.026	1521.261	57257.0	1060007.487	0.074
3	1.043	0.027	1519.621	54670.6	1026606.611	0.073
4	1.002	0.026	1448.785	55532.3	1089702.799	0.068
5	0.999	0.027	1662.307	62204.5	1111879.979	0.078
Promedio	1.016	0.027	1503.843	55765.6	1027570.917	0.071
Desviación estándar	0.020	0.0004	108.805	4704.3	104492.297	0.006

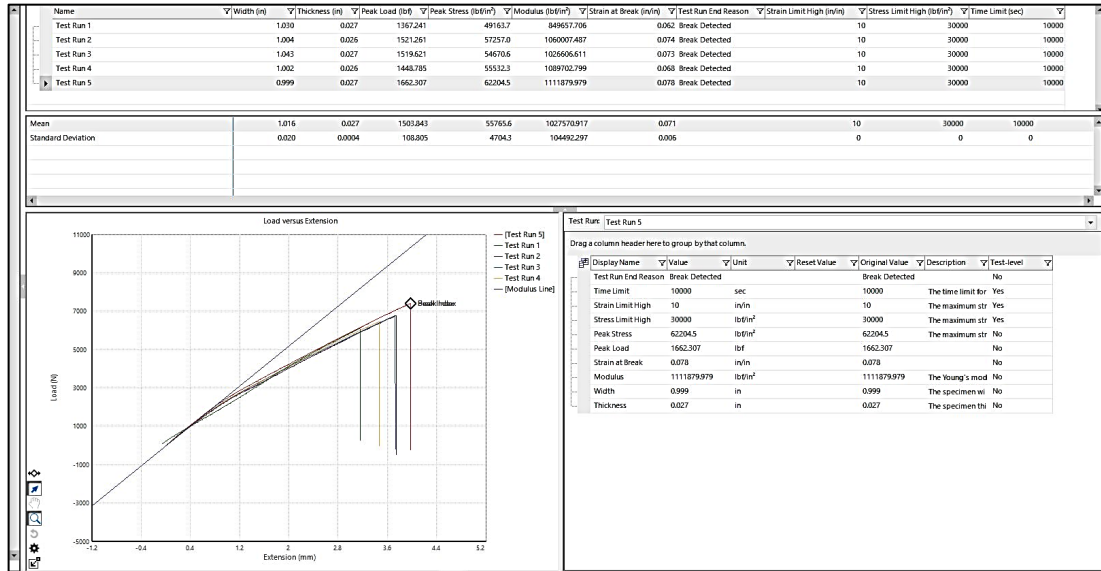


Figura 91. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 3 capas a la falla.

En la figura 92 se muestran los laminados de 3 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.

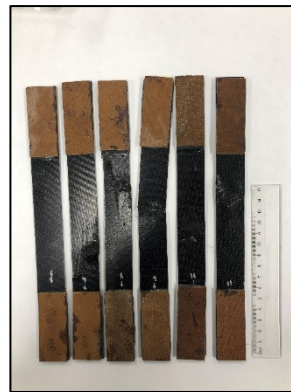


Figura 92. 6 especímenes de 3 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 1500 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 250 psi.

En la tabla 42 se registra tanto el promedio de carga controlada y el esfuerzo máximo de probetas de 3 capas. Mientras que en la figura 93 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas.

Tabla 42. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 3 capas, con carga máxima 1500 lbf.

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in²)	Módulo de young (lbf/in²)
6	1.032	0.026	1500.260	55913.1	872173.307
7	1.006	0.026	1500.170	57687.5	1046350.361
8	0.992	0.026	1500.499	57324.4	1133621.838
9	1.020	0.026	1500.910	55949.8	1174483.799
10	0.993	0.026	1500.441	57344.1	1036266.700
11	0.996	0.028	1500.128	54303.0	1044059.910
Promedio	1.006	0.026	1500.402	56420.3	1051159.319
Desviación estándar	0.016	0.001	0.289	1283.600	104249.993

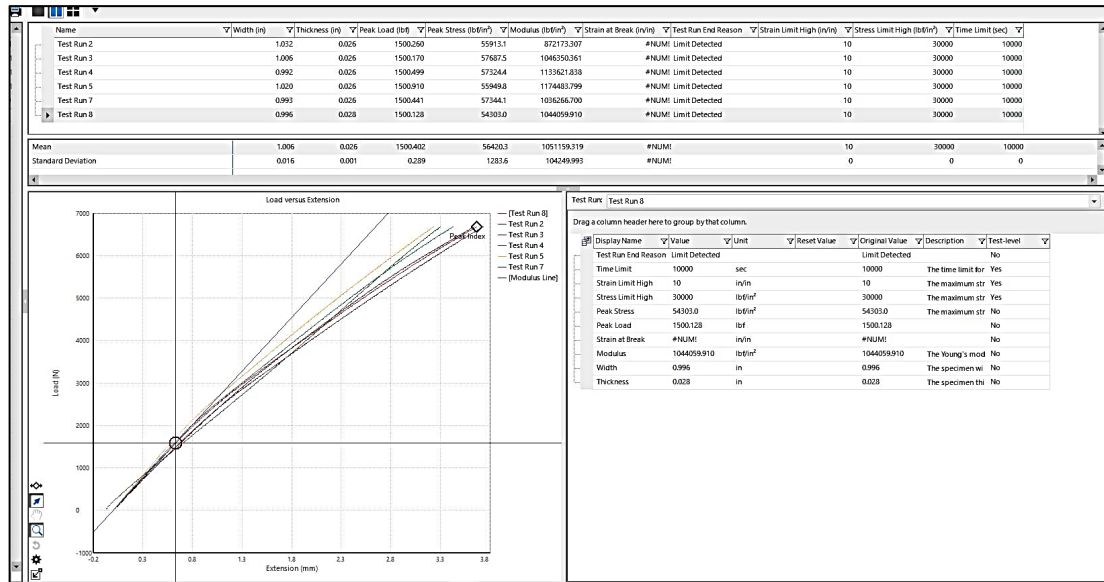


Figura 93. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión a 1500 lbf.

En la figura 94 se muestran los laminados de 5 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.



Figura 94. 5 especímenes de 5 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 350 psi.

Conservando las dimensiones de probeta de tensión de 5 capas, y adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 95 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 43, así como su promedio de carga y esfuerzo máximo en la tabla 44. Mientras que en la figura 96 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas.

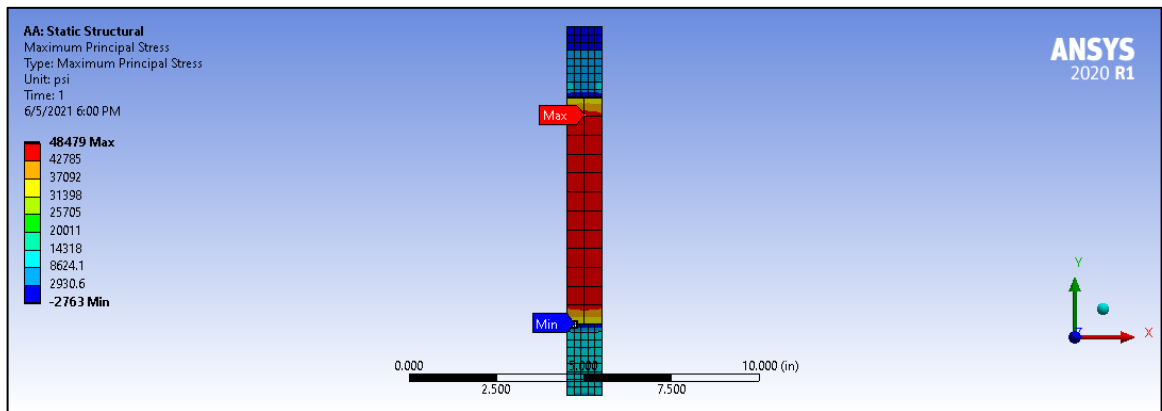


Figura 95. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 5 capas 1x10x0.0544 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 43. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 5 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad		Valores
Geometría		
Volumen		23.335 cm ³ [1.424 in ³]
Masa		0.18318 kg [0.40385 lbm]
Nodos		1945
Elementos		220
Materiales		
Acero estructural (isotrópico)		
Módulo de Young		2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson		0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)		
Módulo de Young		2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson		0.22
Conexiones		
Región de contacto		4 pestañas con 1 laminado
Mallado		
Tamaño de los elementos en compuesto		Predeterminado
Laminados importados		5 capas
Análisis dinámico explícito		

Tiempo de término por paso	1 segundo
Soportes fijos	Cara inferior transversal a la fuerza aplicada
Presión en pestañas superiores e inferiores	3.447E6 Pa [500 psi]
Fuerza en componente Y	1149.27 kgf [2533.7 lbf]
Desplazamiento en pestañas inferiores	0 cm [0 in]

Tabla 44. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 5 capas, con carga máxima a la falla.

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in ²)	Módulo de young (lbf/in ²)	Deformación a la fractura (in/in)
1	1.000	0.044	2458.313	55429.8	985198.759	0.081
2	0.995	0.053	2476.345	46781.7	844482.999	0.087
3	1.065	0.044	2594.316	55363.1	874783.003	0.098
4	1.022	0.049	2672.227	53010.7	857055.897	0.093
5	1.02	0.042	2606.403	60124.6	997544.471	0.083
Promedio	1.020	0.047	2561.521	54142.0	911813.026	0.089
Desviación estándar	0.028	0.004	91.177	4857.9	73549.719	0.007

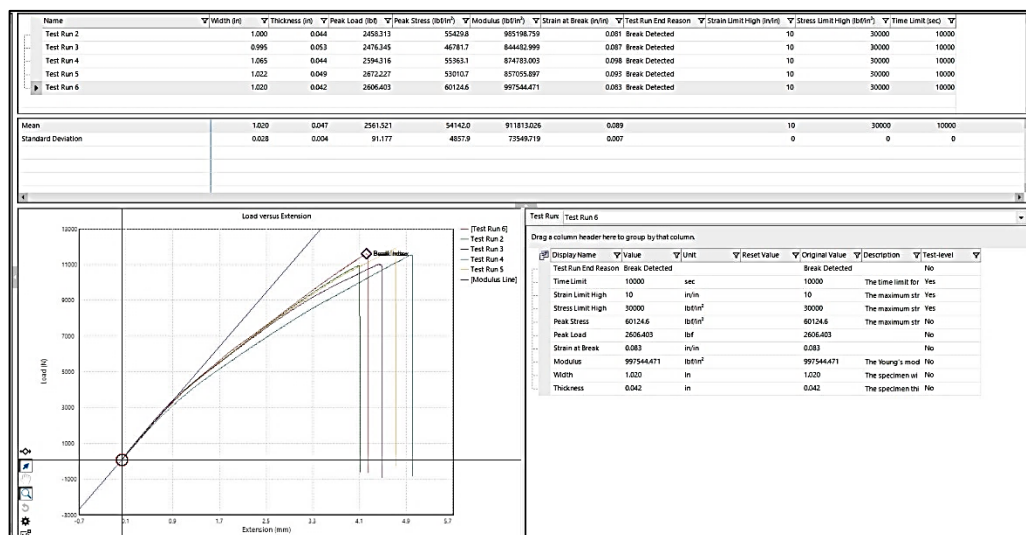


Figura 96. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 5 capas a la falla.

En la figura 97 se muestran los laminados de 5 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.

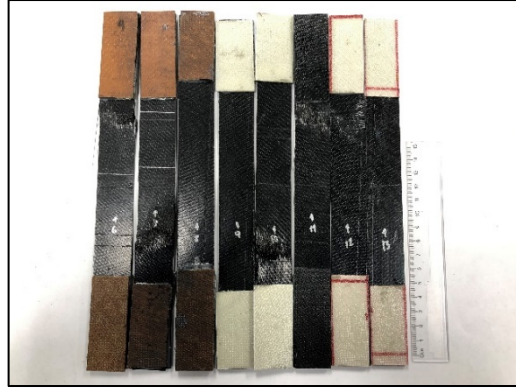


Figura 97. 8 especímenes de 5 capas con pestañas de fibra de vidrio y poliamida, epóxica y fenólica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 2560 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 350 psi.

En la tabla 45 se registra tanto el promedio de carga controlada y el esfuerzo máximo de probetas de 5 capas. Mientras que en la figura 98 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas

Tabla 45. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 5 capas, con carga máxima a 2560 lbf.

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in²)	Módulo de young (lbf/in²)
6	1.022	0.044	2484.718	55890.4	1022731.157
7	1.018	0.046	2482.642	52958.6	963352.287
8	1.036	0.044	2560.335	55509.5	879755.391
9	1.017	0.047	2560.048	53106.6	779404.424
10	1.021	0.042	2510.149	58675.9	861777.977
11	1.021	0.043	2550.364	58430.6	987321.823
12	1.037	0.046	2560.285	54084.0	1150409.194
13	1.005	0.044	2561.018	58179.8	1220306.157
Promedio	1.022	0.044	2533.695	55854.4	983132.301
Desviación estándar	0.010	0.002	35.244	2366.300	147903.720

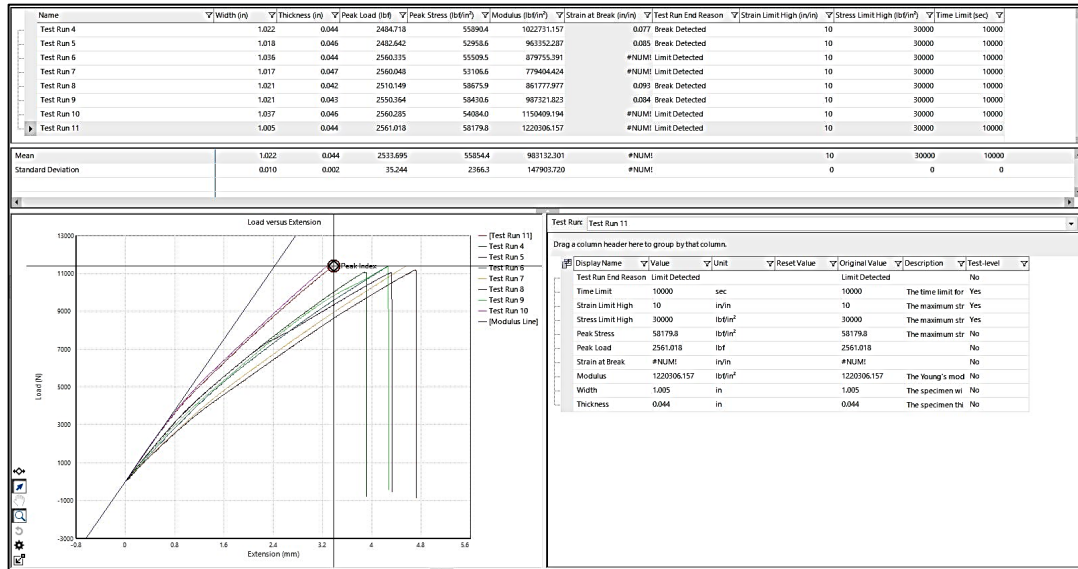


Figura 98. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 5 capas a 1561 lbf.

En la figura 99 se muestran los laminados de 12 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.

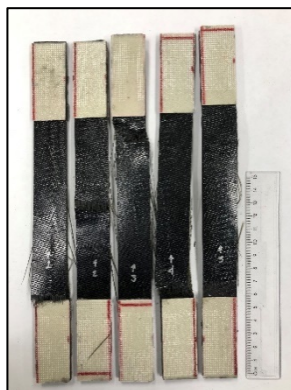


Figura 99. 5 especímenes de 12 capas con pestañas de fibra de vidrio y epóxica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta la falla con una presión de sujeción en mordazas de 500 psi.

Conservando las dimensiones de probeta de tensión de 12 capas, y adicionando las propiedades del material y valores experimentales de esfuerzos, se obtiene el siguiente análisis por MEF como lo muestra la figura 100 en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020, con sus condiciones de frontera en la tabla 46, así como su promedio de carga y esfuerzo máximo en la tabla 47. Mientras que en la figura 101 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas.

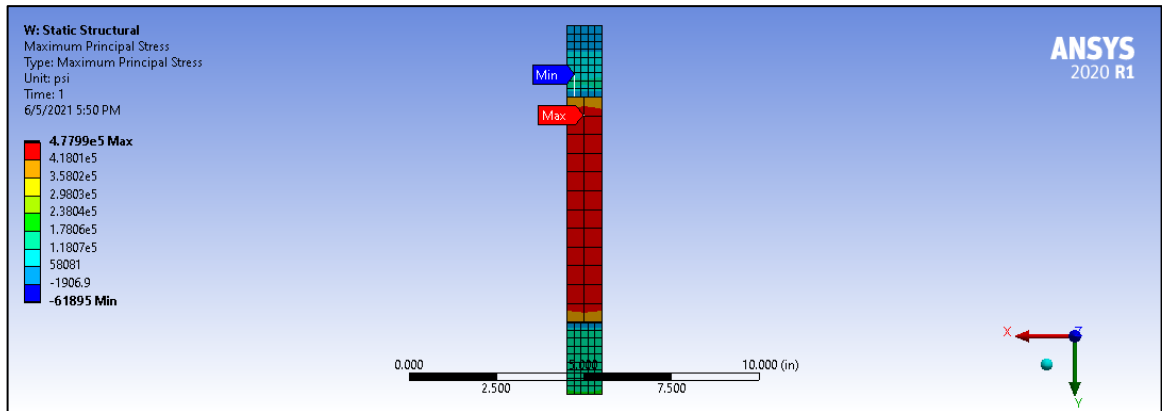


Figura 100. Conservando las dimensiones de probeta a tensión para 12 capas 1x10x0.11 in, adicionando las propiedades del material y valores experimentales, se obtiene el siguiente análisis por MEF en vista frontal en Ansys Workbench versión 2020.

Tabla 46. Condiciones de frontera para pruebas de tensión de 12 capas, por medio de MEF en Ansys Workbench versión 2020.

Propiedad	Valores
Geometría	
Volumen	32.45 cm ³ [1.98 in ³]
Masa	0.25471 kg [0.56153 lbm]
Nodos	1945
Elementos	220
Materiales	
Acero estructural (isotrópico)	
Módulo de Young	2.0E11 Pa [2.9008E07 psi]
Ley de Poisson	0.3
Fibra de vidrio con resina fenólica (ortotrópico)	

Módulo de Young	2.0E10 Pa [2.9008E06 psi]
Ley de Poisson	0.22
Conexiones	
Región de contacto	4 pestañas con 1 laminado
Mallado	
Tamaño de los elementos en compuesto	Predeterminado
Laminados importados	12 capas
Análisis dinámico explícito	
Tiempo de término por paso	1 segundo
Soportes fijos	Cara inferior transversal a la fuerza aplicada
Presión en pestañas superiores e inferiores	3.447E6 Pa [500 psi]
Fuerza en componente Y	23106.45 kgf [50941 lbf]
Desplazamiento en pestañas inferiores	0 cm [0 in]

Tabla 47. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 12 capas, con carga máxima a la falla.

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in²)	Módulo de young (lbf/in²)	Deformación a la fractura (in/in)
1	0.994	0.114	5689.951	50143.9	1004294.242	0.134
2	0.997	0.12	6128.431	51266.6	925366.995	0.276
3	0.998	0.117	6193.075	53042.3	953531.768	0.281
4	1	0.120	5205.125	43524.7	943100.270	0.262
5	0.997	0.12	6792.539	56727.5	919119.099	0.279
Promedio	0.997	0.118	6001.824	50941.000	949082.475	0.246
Desviación estándar	0.002	0.003	593.681	4838.4	33779.247	0.063

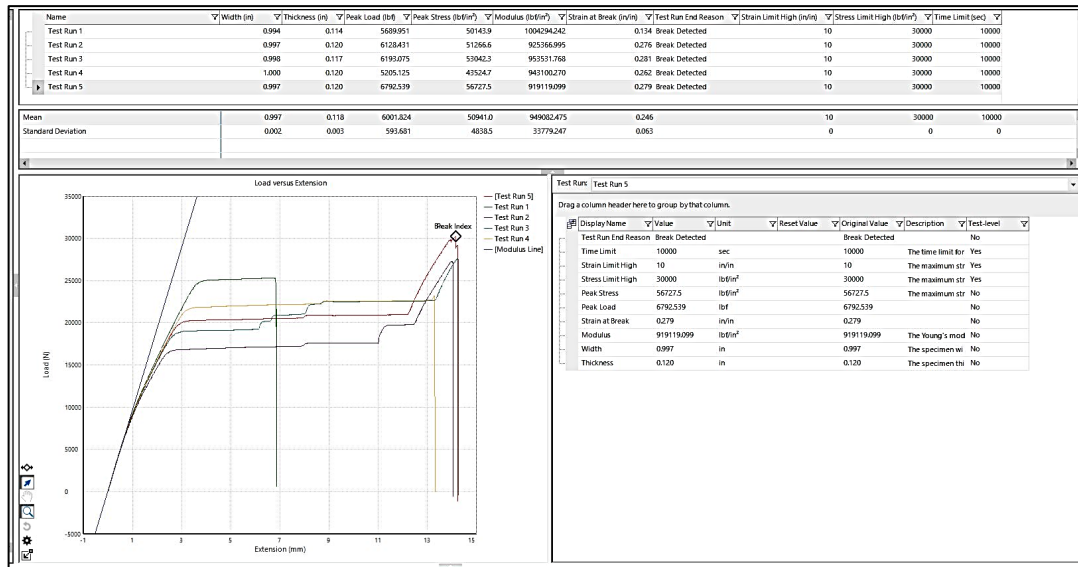


Figura 101. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 12 capas a la falla.

En la figura 102 se muestran los laminados de 12 capas, con el material dañado por experimentación de prueba de tensión estandarizada.

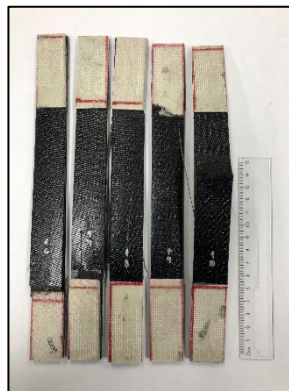


Figura 102. 5 especímenes de 12 capas con pestañas de fibra de vidrio y epóxica, fueron sometidos a esfuerzos de tensión hasta 6000 lbf con una presión de sujeción en mordazas de 500 psi.

En la tabla 48 se registra tanto el promedio de carga controlada y el esfuerzo máximo de probetas de 12 capas. Mientras que en la figura 103 se muestra una gráfica comparativa, formada según los datos experimentales alcanzados por cada una de las probetas.

Tabla 48. Valores de comportamiento mecánico de tensión con probetas de 12 capas, con carga máxima de 6000 lbf

Probeta	Ancho (in)	Espesor (in)	Carga máxima (lbf)	Esfuerzo máximo (lbf/in²)	Módulo de young (lbf/in²)
6	0.997	0.122	6002.761	49391.5	859905.201
7	0.996	0.119	6000.315	50498.0	942243.489
8	1	0.123	5837.735	47307.4	935979.433
9	0.998	0.138	5692.495	41204.1	832856.509
10	1.004	0.122	6000.065	49061.1	1019877.094
Promedio	0.999	0.125	5906.674	47492.4	918172.345
Desviación estándar	0.003	0.008	139.058	3697.2	74017.262

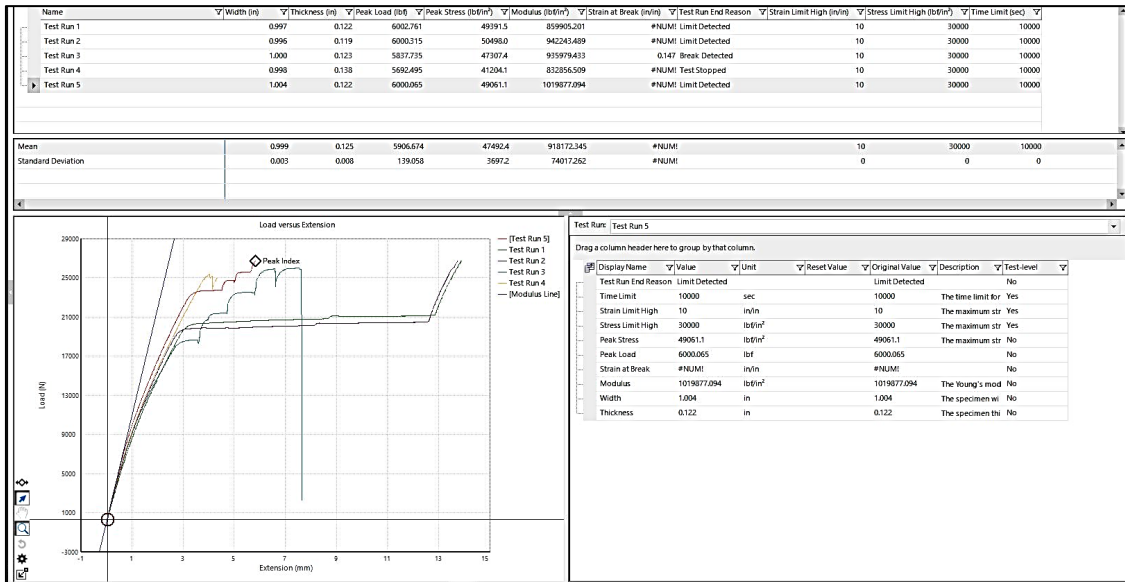


Figura 103. Gráfica de software MTS correspondiente a prueba de tensión de 12 capas as 6000 lbf.

Al finalizar las pruebas mecánicas fueron seleccionados 6 especímenes, es decir, 1 de cada espesor y carga máxima sometida, como se muestra en la figura 104.



Figura 104. Especímenes seleccionados para evaluación microscópica.

De los especímenes mostrados en la figura 89, fue seleccionada la probeta 2, como se presenta en las figuras 105 y 106 para evaluación de la fractura microscópica.

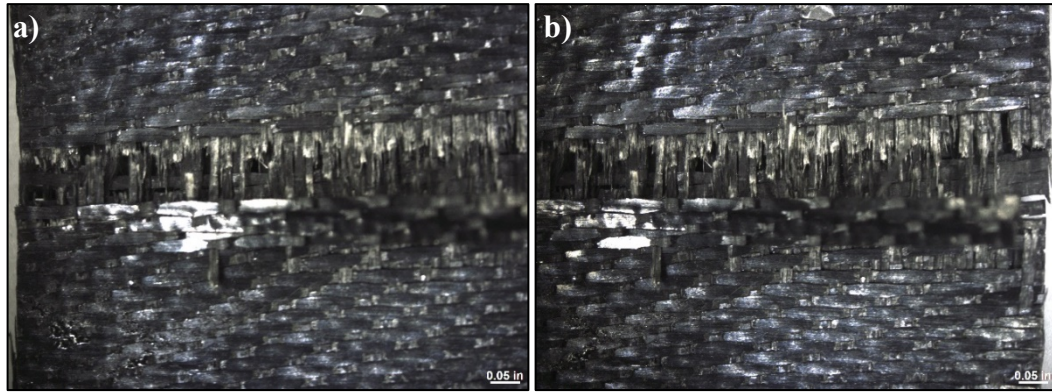


Figura 105. Inspección visual de probeta 2 de 3 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.

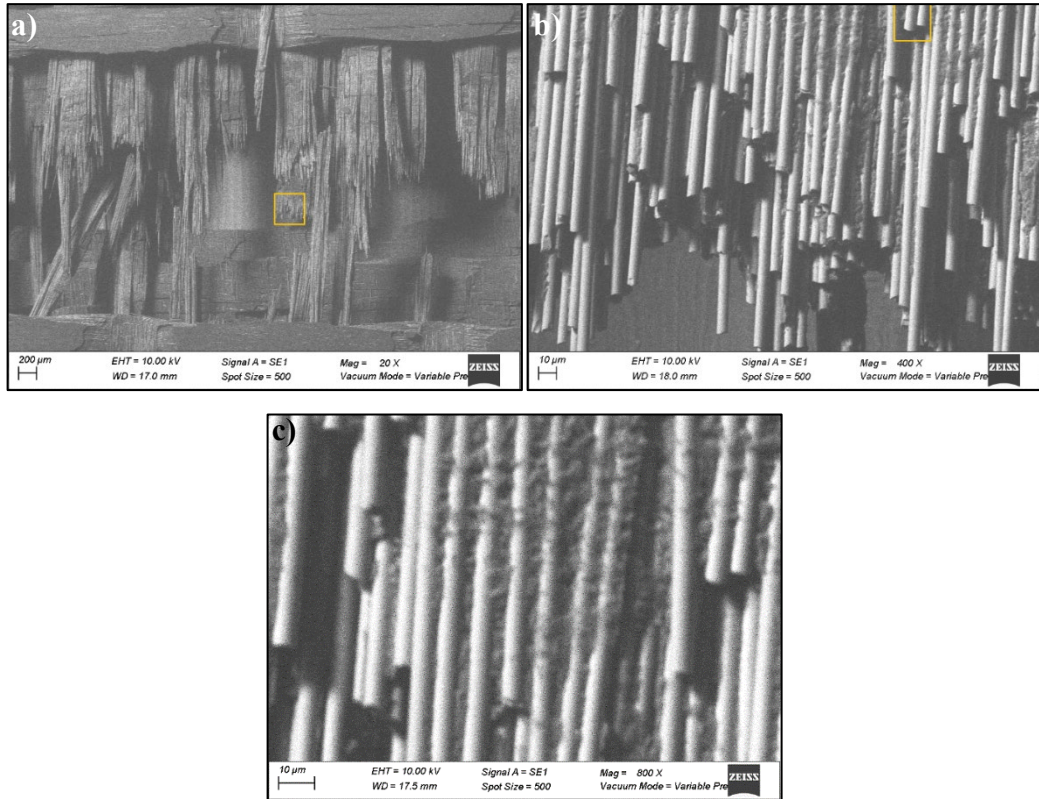


Figura 106. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 3 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) y c) Muestran que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.

De los especímenes mostrados en la figura 92, fue seleccionada la probeta 6, como se presenta en las figuras 107 y 108 para evaluación de la fractura microscópica.

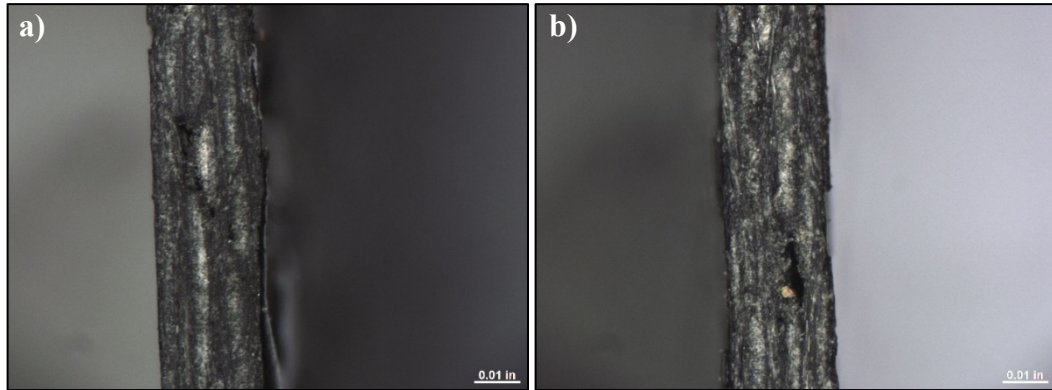


Figura 107. Inspección visual de probeta 6 de 3 capas a 1500 lbf que aparentemente no presenta fracturas en ninguna de las 4 caras a lo largo del espécimen. a) Lateral de espesor del extremo izquierdo y b) lateral de espesor del extremo derecho.

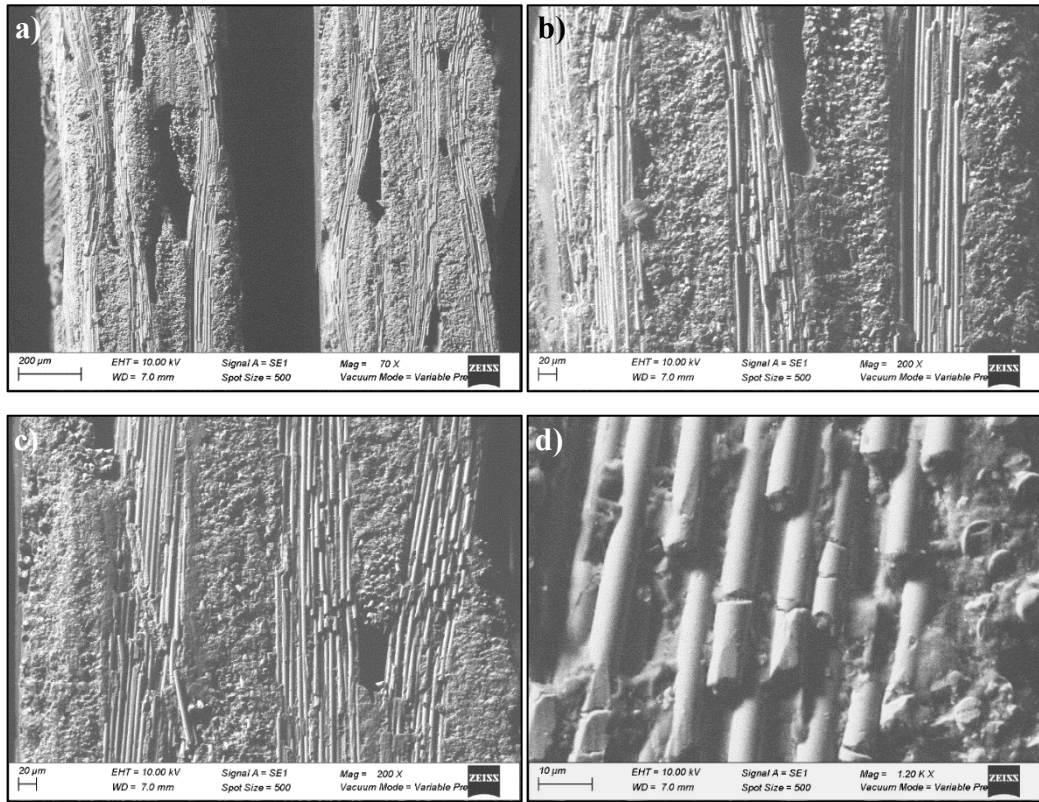


Figura 108. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 6 de 3 capas a 1500 lbf. a) Representa una visión panorámica de la evaluación realizada a los costados para identificar posibles orígenes de grietas, lo cual no fue el caso, según lo observado en b, c, d, ya que las fibras fracturadas son probablemente por el maquinado durante su fabricación, y no en relación con el esfuerzo de tensión.

De los especímenes mostrados en la figura 94, fue seleccionada la probeta 2, como se presenta en las figuras 109 y 110 para evaluación de la fractura microscópica.

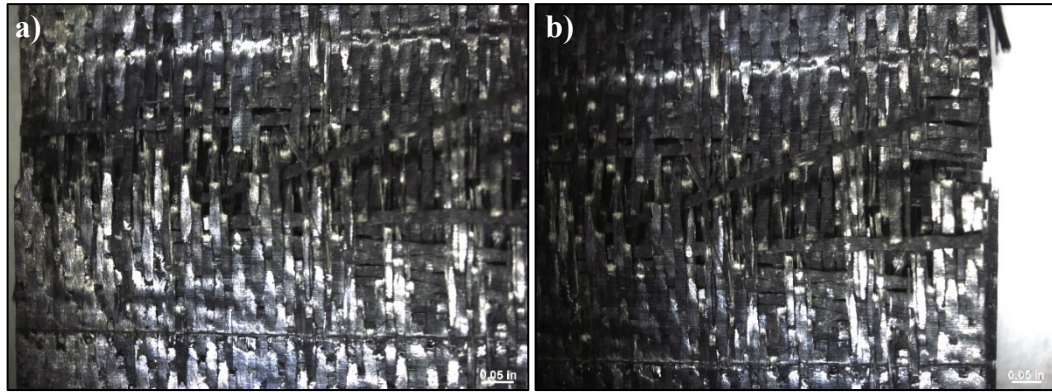


Figura 109. Inspección visual de probeta 2 de 5 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.

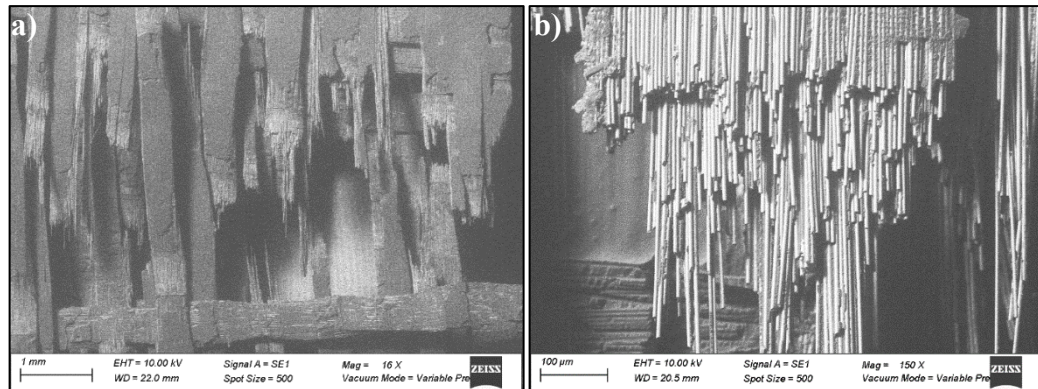


Figura 110. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 5 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.

De los especímenes mostrados en la figura 97, fue seleccionada la probeta 9, como se presenta en las figuras 111 y 112 para evaluación de la fractura microscópica.

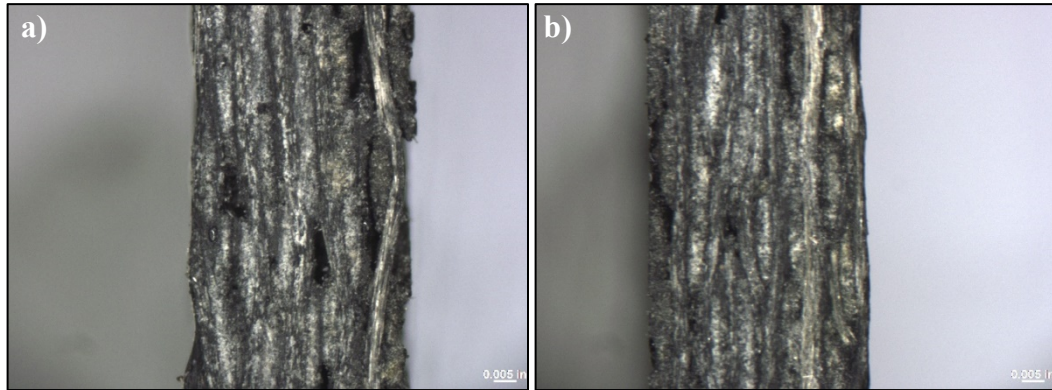


Figura 111. Inspección visual de probeta 9 de 5 capas a 2560 lbf que aparentemente no presenta fracturas en ninguna de las 4 caras a lo largo del espécimen. a) Lateral de espesor del extremo izquierdo y b) lateral de espesor del extremo derecho.

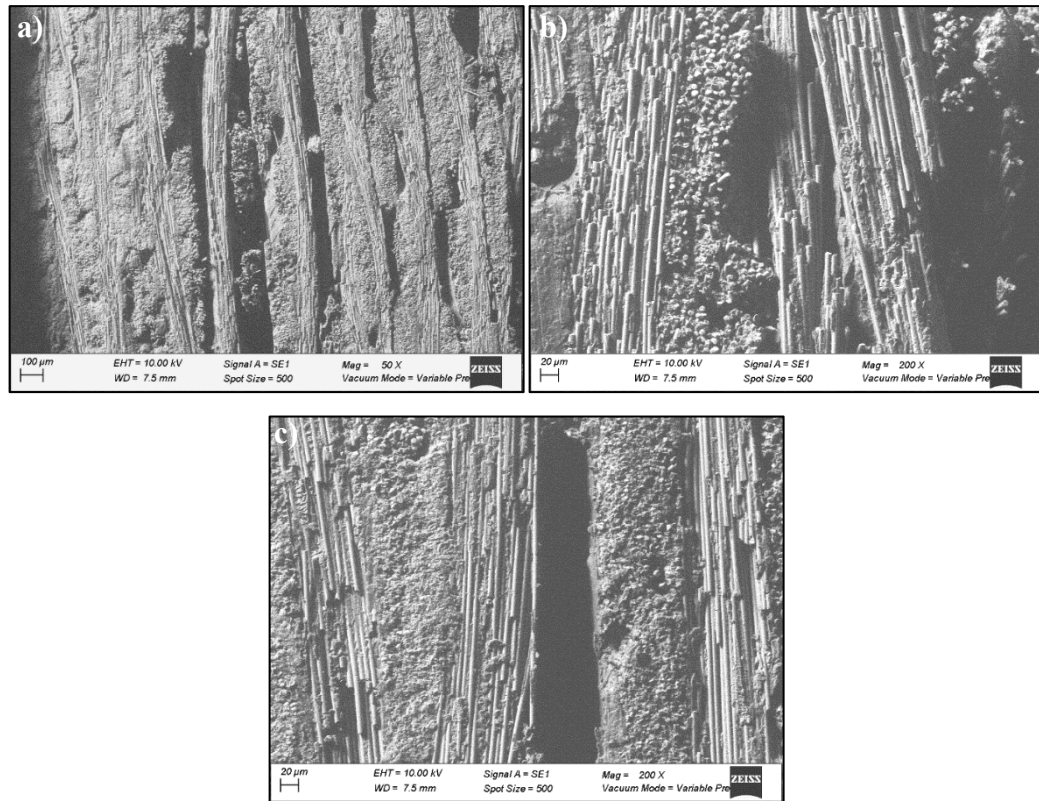


Figura 112. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 9 de 5 capas a 2560 lbf. a) Representa una visión panorámica de la evaluación realizada a los costados para identificar posibles orígenes de grietas, lo cual no fue el caso, según lo observado en b) y c) ya que las fibras fracturadas son probablemente por el maquinado durante su fabricación, y no en relación con el esfuerzo de tensión.

De los especímenes mostrados en la figura 99, fue seleccionada la probeta 2, como se presenta en las figuras 113 y 115 para evaluación de la fractura microscópica.

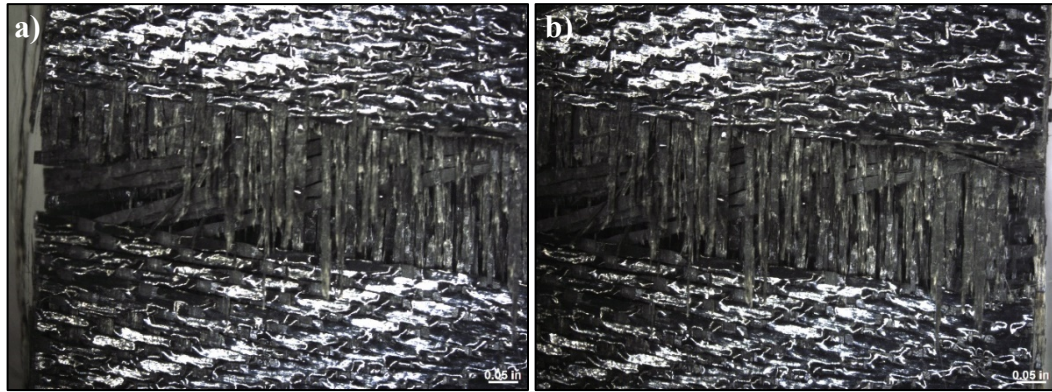


Figura 113. Inspección visual de probeta 2 de 12 capas a la falla, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.

Con los valores de esfuerzos máximos experimentales y que se utilizaron para realizar las simulaciones con elemento finito (tabla 48), ha sido posible crear una gráfica de apreciación de similitud en la figura 117 para los especímenes de 3, 5 y 12 capas, donde los valores por MEF marcados con línea naranja son ligeramente menores a los experimentales. Este comportamiento es habitual, ya que dentro de las pruebas experimentales hay factores externos que ocasionan que la prueba proporcione valores mayores a los simulados, aunque estos hayan sido disminuidos o controlados a lo máximo posible, como la resiliencia durante la prueba, la búsqueda de recuperación del equilibrio en la energía, la sinergia de trabajo entre capas y la unión factible entre la matriz y el material reforzante.

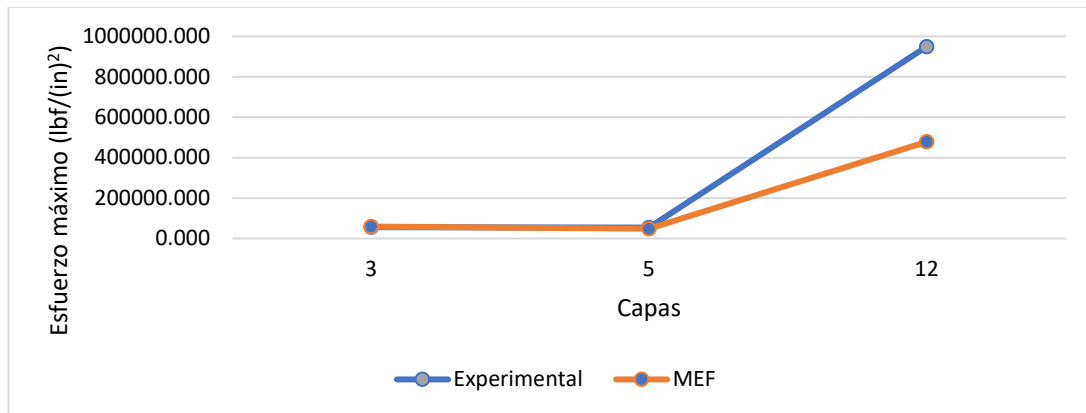


Figura 114. Gráfica de similitud en resultados de esfuerzo máximo entre evaluación de elemento finito y datos experimentales.

Tabla 49. Valores de esfuerzo cortante obtenidos en análisis experimental y elemento finito.

Número de capas	Esfuerzo máximo (lb/in^2)	
	Experimental	MEF
3	55765.600	58286.0
5	54142.000	48479.0
12	949082.475	477990.0

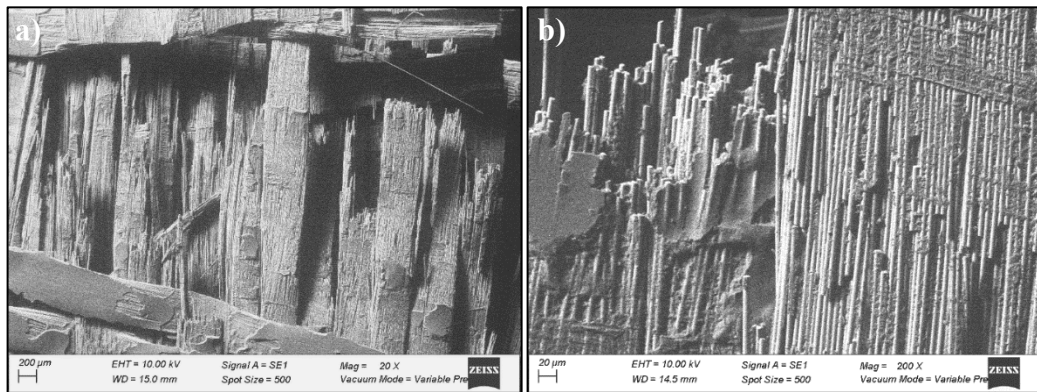


Figura 115. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 2 de 12 capas a la falla. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.

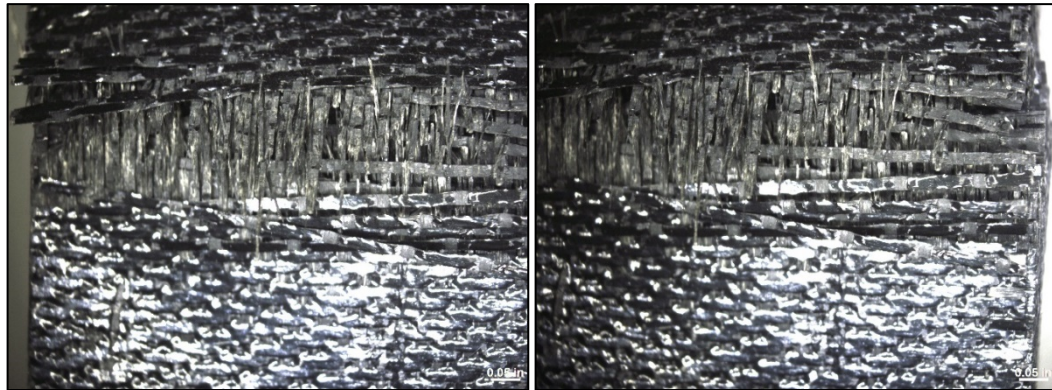


Figura 116. Inspección visual de probeta 10 de 12 capas a 6000 lbf, que presenta un código de falla AGM a) extremo izquierdo y b) extremo derecho de la probeta con fractura expuesta.

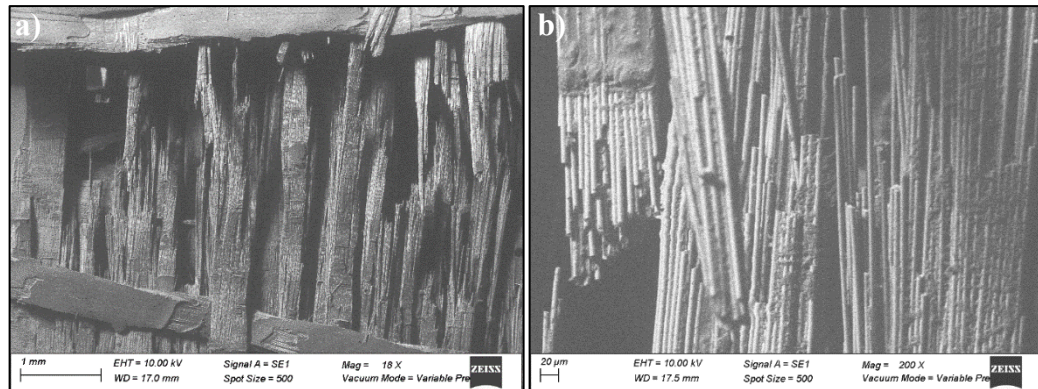


Figura 117. Las siguientes imágenes son evaluaciones realizadas con un SEM en la probeta 10 de 12 capas a carga máxima de 6000 lbf. a) Panorama de zona de fractura expuesta. b) Muestra que las fibras perpendiculares que son normales al esfuerzo presentan una superficie plana característica de un esfuerzo de tensión.

5.4 Evaluación de contenido de resina

Para evaluar el contenido de resina en zona de fractura y zona considerada sin daños de la misma probeta, se optó por contabilizar la cantidad de resina por porcentaje en peso, siguiendo recomendaciones de ASTM 3530. Este método de prueba propone la determinación del contenido de volátiles, en porcentaje de masa de materiales compuestos preimpregnados. Esta norma se centra en compuestos con resinas termoendurecidas, que tienden a perder un pequeño porcentaje de la masa de la matriz cuando se calientan debido a la pérdida de agua retenida y de los componentes de la matriz de bajo peso molecular que se volatilizan durante el calentamiento.

Los pasos que se numeran a continuación fueron llevados a cabo para la experimentación de contenido de resina.

- Las muestras de la probeta fracturada se seccionaron según la zona de interés como se observa en las figuras 119, 125 y 131 (fractura y libre de daño).
- Las muestras de material compuesto y crisoles se limpiaron con acetona y condicionaron en un desecador por 1hr, para asegurar que el material no absorbiera la humedad de la atmósfera.
- Se pesaron gravimétricamente en una balanza analítica cada una de las muestras en lo individual, así como también los crisoles, y después en conjunto.
- Se colocaron las muestras en un crisol, e ingresaron al horno precalentado (de circulación de aire para eliminar los volátiles), luego se ajustaron a la temperatura a 815.5 °C [1500 F]. Las muestras se colocaron de modo que la superficie máxima estuvo expuesta al calor circulante.
- Después de 4 hrs transcurridas en el horno, se retiraron las muestras del crisol y acomodaron de nuevo en el desecador.
- Se removieron las muestras del desecador después de que se habían enfriado a temperatura ambiente, y los laminados se aprecian en las figuras 120, 126 y 132.
- Se pesaron las muestras después de retirarlas del desecador. Se registró esta masa como M_f . El cambio porcentual en masa se expresó como contenido de volátiles, así como las descripciones en tabla 50.

- Se obtuvo el cálculo de contenido de resina con fórmula 63 y los datos experimentados registrados en las tablas 51-53.

$$V_c = \frac{M_i - M_f}{M_i} \times 100\% \quad (63)$$

- Se comparó cuantitativamente el contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño como se muestra en las gráficas 118, 124 y 130.
- Se realizó evaluación microscópica de la fibra de vidrio de manera adicional para inspeccionar tejido, residuos de resina (de ser el caso), zona de fractura en las pruebas mecánicas como se muestra respectivamente las figuras SBS 121, 122, 123, impacto 127, 128, 129 tensión 133, 134, 135.

Tabla 50. Descripción de fórmula.

Símbolo	Propiedad
M_i	Masa inicial de probeta previa a exposición en mufla (gr).
M_f	Masa final de probetas después de exposición en mufla (gr).
V_c	Contenido de volátiles en porcentaje de masa.

Tabla 51. Contenido de resina en probetas seleccionadas de pruebas SBS, según región de interés.

Condición de espécimen	Número de espécimen y de capas	Peso de espécimen M_i (gr)	Peso de crisol y espécimen (gr)	Peso de fibra M_f (gr)	Peso de crisol (gr)	Contenido de resina V_c % por peso	Contenido de fibra % por peso
Fractura	1 de 3 capas	0.2351	25.6828	25.865	0.1822	22.50	77.50
Libre de daño	1 de 3 capas	0.1455	23.1892	23.302	0.1128	22.47	77.53
Fractura	4 de 3 capas	0.2149	26.1480	26.318	0.1700	20.89	79.11
Libre de daño	4 de 3 capas	0.1542	29.3130	29.428	0.1150	25.42	74.58
Fractura	1 de 5 capas	0.3995	25.7930	26.085	0.2920	26.91	73.09
Libre de daño	1 de 5 capas	0.2735	28.4290	28.626	0.1970	27.97	72.03
Fractura	4 de 5 capas	0.4267	26.3640	26.675	0.3110	27.12	72.88
Libre de daño	4 de 5 capas	0.2605	25.7070	25.900	0.1930	25.91	74.09
Fractura	2 de 12 capas	1.0726	26.3520	27.149	0.7970	25.69	74.31
Libre de daño	2 de 12 capas	0.597	29.0140	29.469	0.4550	23.79	76.21
Fractura	4 de 12 capas	1.1791	29.1903	30.066	0.8757	25.73	74.27

Libre de daño	4 de 12 capas	0.5396	31.1540	31.555	0.4010	25.69	74.31
----------------------	---------------	--------	---------	--------	--------	-------	-------

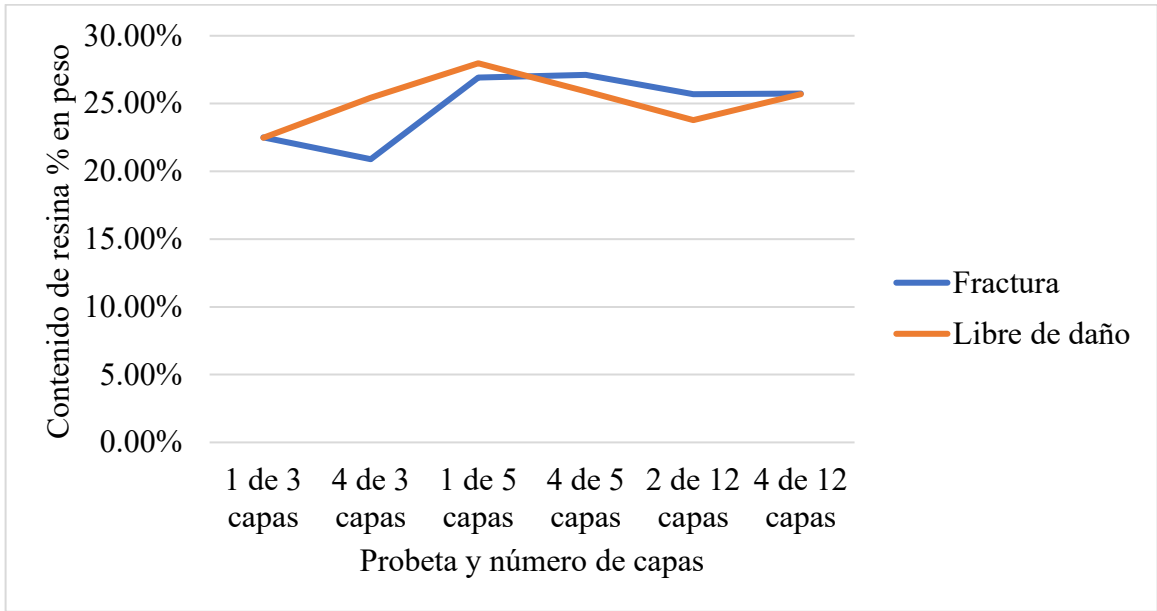


Figura 118. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por SBS.

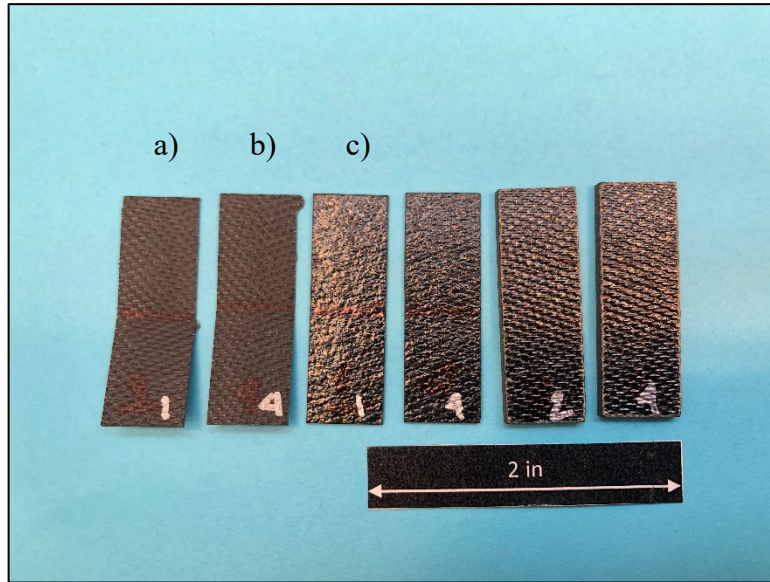


Figura 119. Probetas de SBS seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina. a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 4 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.

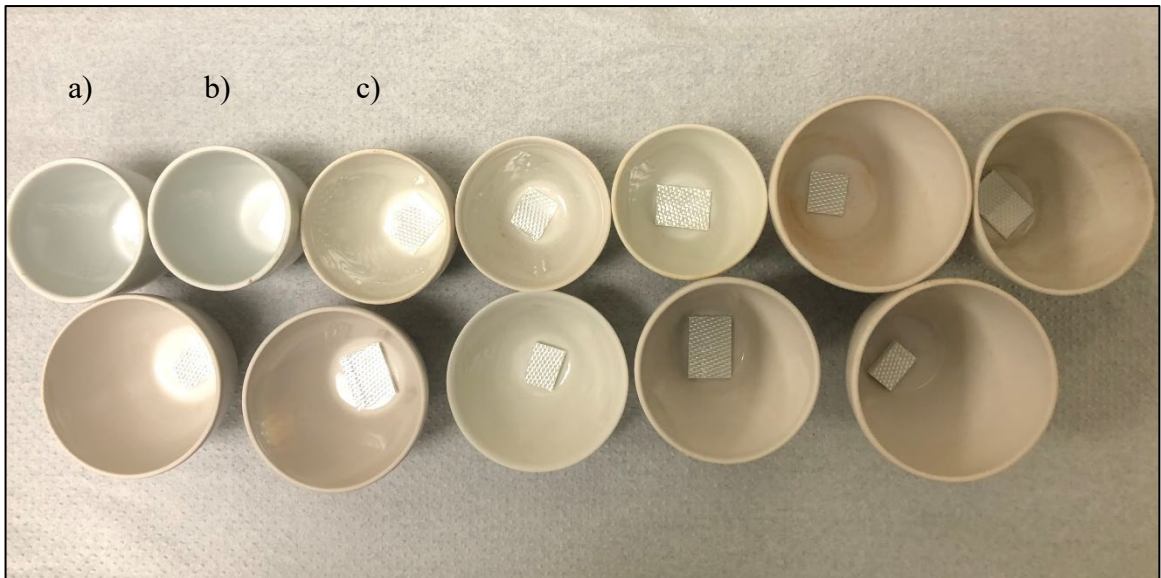


Figura 120. Secciones de las probetas de SBS después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 4 de 3 capas, y sucesivamente.

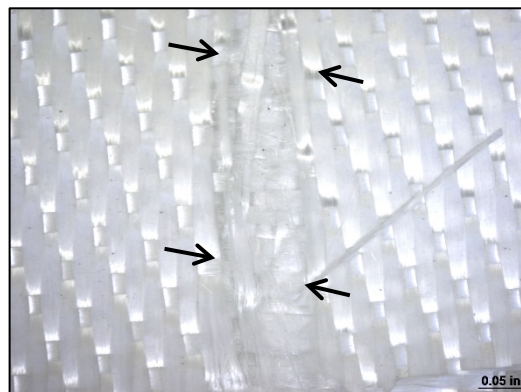


Figura 121. Zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.

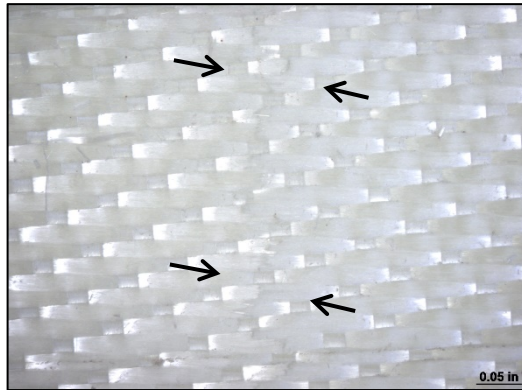


Figura 122. Zona de fractura de probeta 1 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.

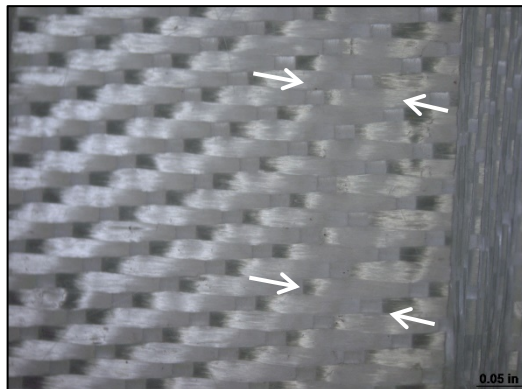


Figura 123. Zona de fractura de probeta 2 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de SBS.

Tabla 52. Contenido de resina en probetas seleccionadas de pruebas de impacto, según región de interés.

Condición de espécimen	Número de espécimen y de capas	Peso de espécimen M_i (gr)	Peso de crisol y espécimen (gr)	Peso de fibra M_f (gr)	Peso de crisol (gr)	Contenido de resina V_c % por peso	Contenido de fibra % por peso
Fractura	1 de 3 capas	1.1494	25.6830	26.571	0.8880	22.74	77.26
Libre de daño	1 de 3 capas	0.8252	23.1920	23.905	0.7130	13.60	86.40
Fractura	4 de 3 capas	1.3304	26.1530	27.18	1.0270	22.81	77.19
Libre de daño	4 de 3 capas	1.0017	29.3120	30.084	0.7720	22.93	77.07
Fractura	1 de 5 capas	1.3481	25.7910	26.746	0.9550	29.16	70.84
Libre de daño	1 de 5 capas	1.2240	28.4270	29.295	0.8680	29.08	70.92
Fractura	4 de 5 capas	1.3506	26.3620	27.326	0.9640	28.62	71.38
Libre de daño	4 de 5 capas	0.9103	25.7030	26.344	0.6410	29.58	70.42
Fractura	1 de 12 capas	2.2016	26.3490	27.993	1.6440	25.33	74.67
Libre de daño	1 de 12 capas	2.3024	29.0180	30.726	1.7080	25.82	74.18
Fractura	4 de 12 capas	3.0719	29.1850	31.458	2.2730	26.01	73.99

Libre de daño	4 de 12 capas	2.0544	31.1580	32.701	1.5430	24.89	75.11
----------------------	---------------	--------	---------	--------	--------	-------	-------

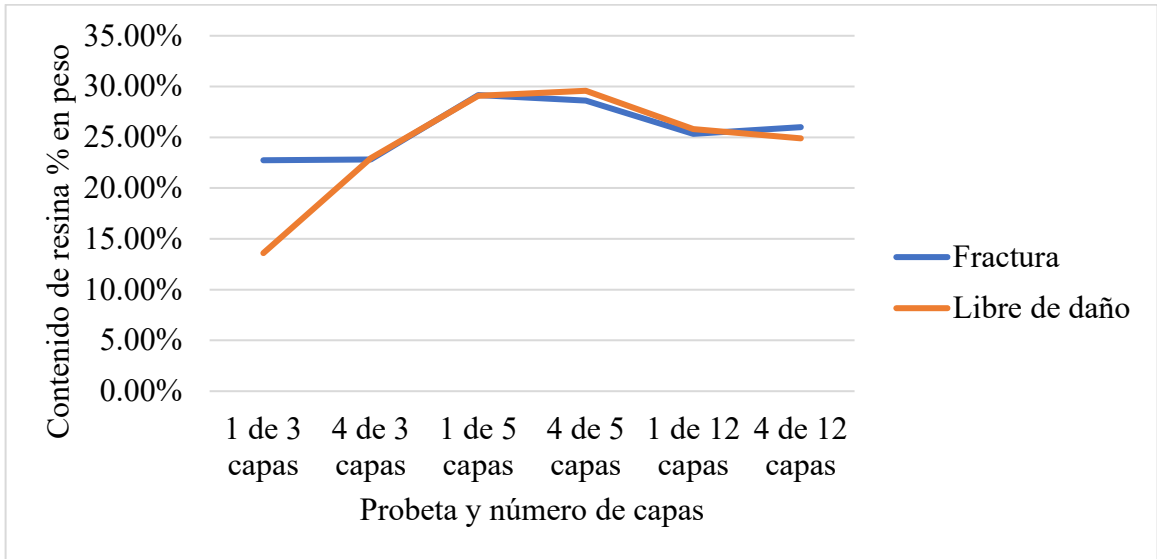


Figura 124. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por impacto.

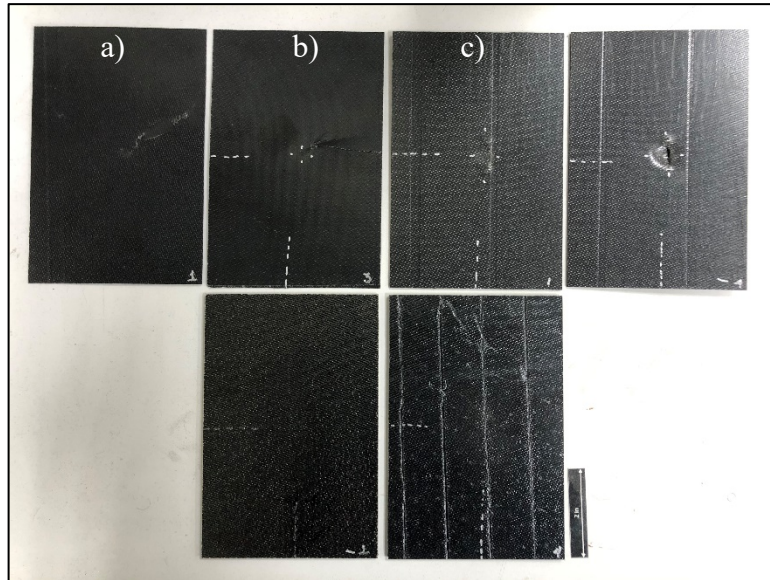


Figura 125. Probetas de impacto seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina.
 a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 3 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.

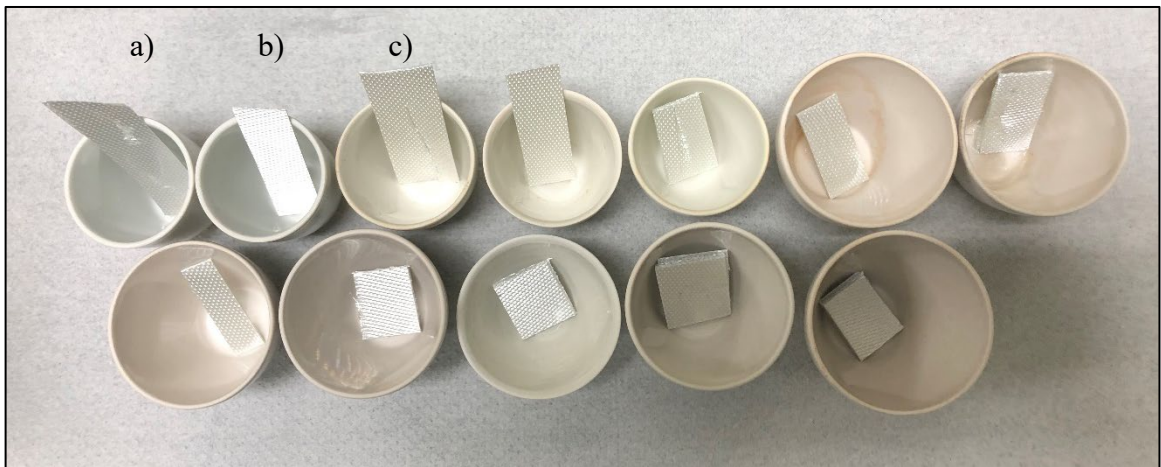


Figura 126. Secciones de las probetas de impacto después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 3 de 3 capas, y sucesivamente.

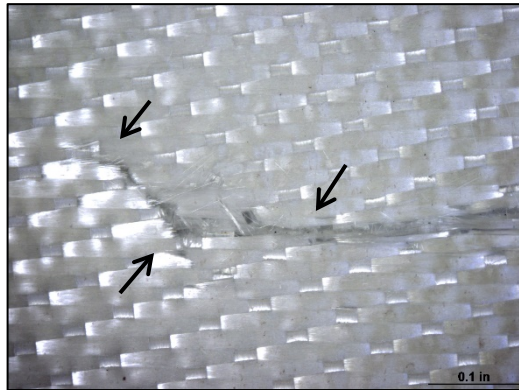


Figura 127. Zona de fractura de probeta 3 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.

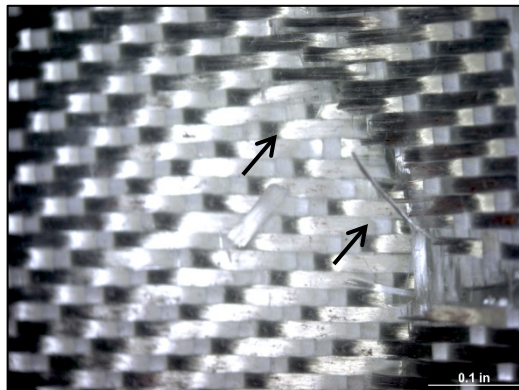


Figura 128. Zona de fractura de probeta 4 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.

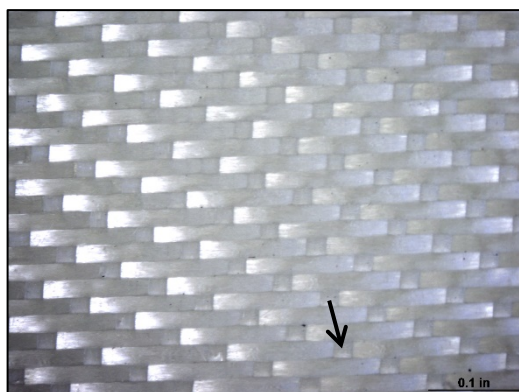


Figura 129. Zona de fractura de probeta 1 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de impacto.

Tabla 53. Contenido de resina en probetas seleccionadas de tensión, según región de interés.

Condición de espécimen	Número de espécimen y de capas	Peso de espécimen M_i (gr)	Peso de crisol y espécimen (gr)	Peso de fibra M_f (gr)	Peso de crisol (gr)	Contenido de resina V_c % por peso	Contenido de fibra % por peso
Fractura	1 de 3 capas	1.4392	25.6850	26.795	1.1100	22.87	77.13
Libre de daño	1 de 3 capas	1.4849	23.1920	24.336	1.1440	22.96	77.04
Fractura	3 de 3 capas	1.0558	26.1530	26.971	0.8180	22.52	77.48
Libre de daño	3 de 3 capas	1.1514	29.3110	30.198	0.8870	22.96	77.04
Fractura	1 de 5 capas	3.3535	25.7900	28.246	2.4560	26.76	73.24
Libre de daño	1 de 5 capas	2.6052	28.4260	30.342	1.9160	26.45	73.55
Fractura	4 de 5 capas	3.2288	26.3610	28.798	2.4370	24.52	75.48
Libre de daño	4 de 5 capas	2.1760	25.7020	27.352	1.6500	24.17	75.83

Fractura	1 de 12 capas	5.9245	26.3490	30.562	4.2130	28.89	71.11
Libre de daño	1 de 12 capas	3.9476	29.0170	32.007	2.9900	24.26	75.74
Fractura	4 de 12 capas	2.8946	29.1850	31.336	2.1510	25.69	74.31
Libre de daño	4 de 12 capas	2.1718	31.1580	32.785	1.6270	25.09	74.91

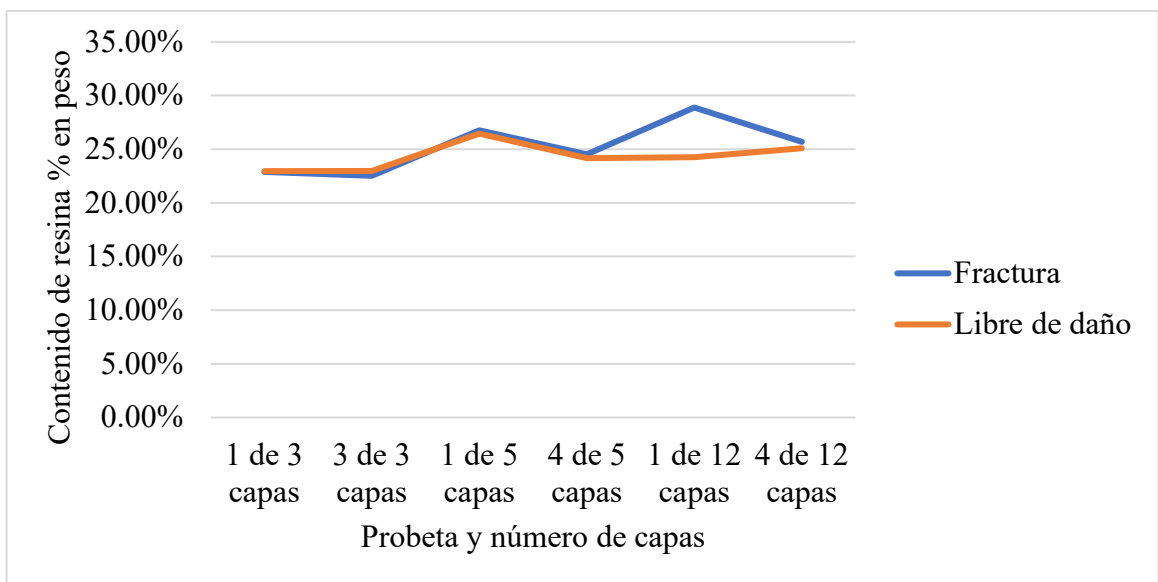


Figura 130. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por tensión.



Figura 131. Probetas de SBS seleccionadas al azar para evaluación de contenido de resina. a) Probeta 1 de 3 capas, b) Probeta 4 de 3 capas, c) probeta 1 de 5 capas, y continúa sucesivamente.

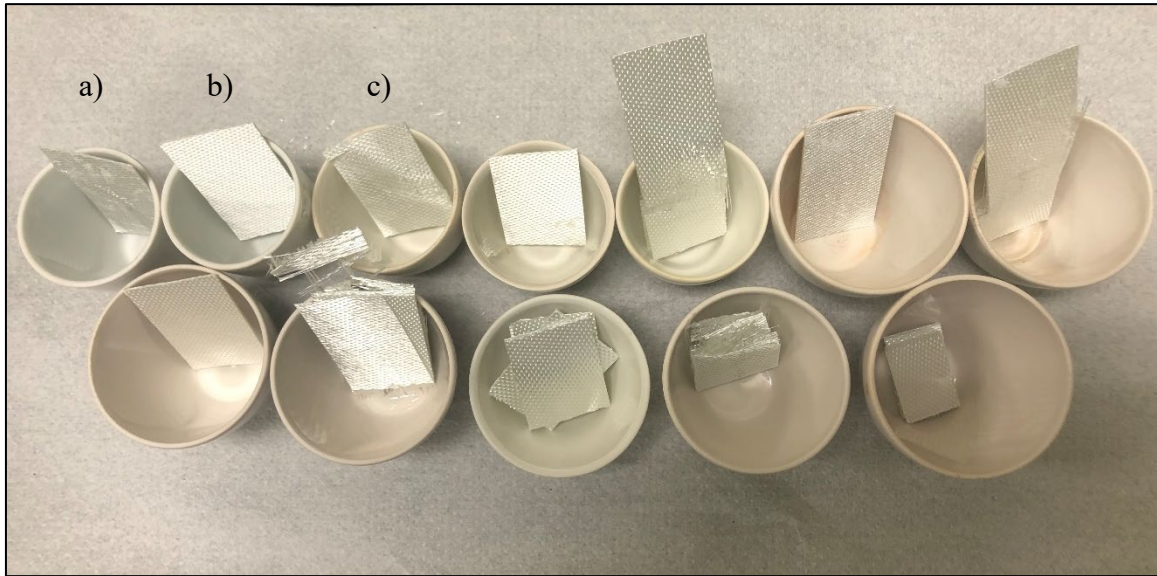


Figura 132. Secciones de las probetas de tensión después de exposición en mufla. a) Muestra de zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. b) Muestra de zona libre de daño de probeta 1 de 3 capas. c) Muestra de zona de fractura de probeta 4 de 3 capas, y sucesivamente.

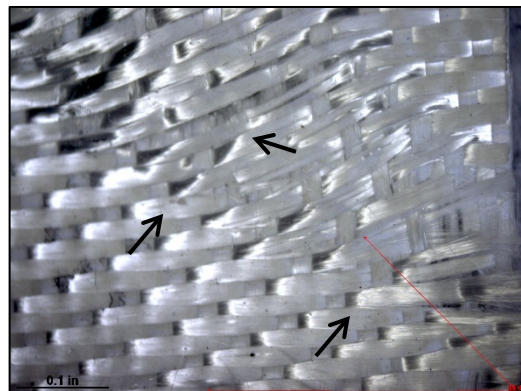


Figura 133. Zona de fractura de probeta 1 de 3 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.

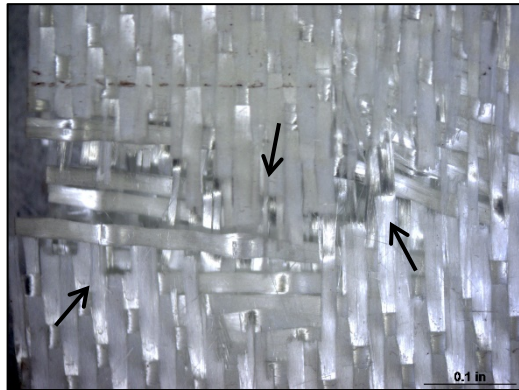


Figura 134. Zona de fractura de probeta 1 de 5 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.

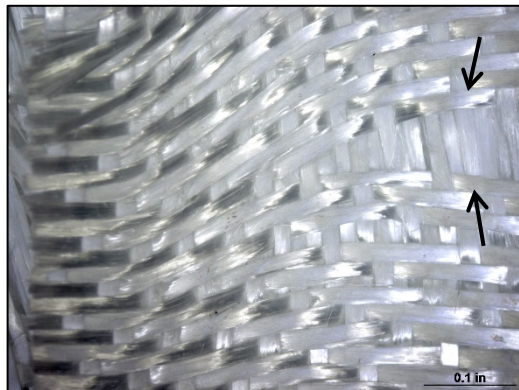


Figura 135. Zona de fractura de probeta 4 de 12 capas. Flechas indicando daño de fibras por sometimiento a prueba de tensión.

El contenido de resina en zona de fractura y zona libre de daño es impredecible según la tendencia por similitud de contenido, ya que no se determinó en la tabla 54 o gráficamente en figura 136 una diferencia con exceso o escasos de resina. Los datos se asemejan entre las probetas de material compuesto independientemente del esfuerzo mecánico (tensión, compresión o impacto) e indiferente del número de capas (3, 5 y 12).

Tabla 54. Tabla comparativa de zona fracturada y no dañada acorde con pruebas mecánicas y número de capas.

Prueba y número de capas	Contenido de resina V_c % por peso en zona de fractura	Contenido de resina V_c % por peso en zona libre de daño
SBS 3	22.50	22.47
	20.89	25.42
Tensión 3	22.87	22.96
	22.52	22.96
Impacto 3	22.74	13.60
	22.81	22.93
SBS 5	26.91	27.97
	27.12	25.91
Tensión 5	26.76	26.45
	24.52	24.17
Impacto 5	29.16	29.08
	28.62	29.58
SBS 12	25.69	23.79
	25.73	25.69
Tensión 12	28.89	24.26
	25.69	25.09
Impacto 12	25.33	25.82
	26.01	24.89

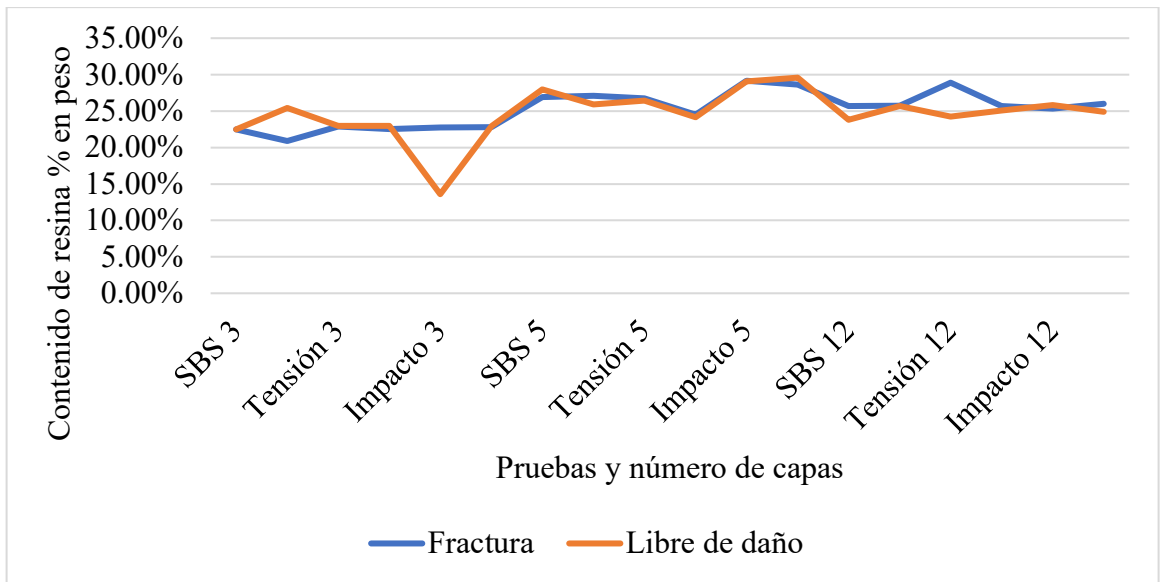


Figura 136. Comparación de contenido de resina entre zona de fractura y libre de daño ocasionado por prueba mecánica.

CAPÍTULO VI

6.0 Conclusiones

El compilado de fractografía demuestra ser de utilidad para describir el mecanismo de falla bajo condiciones controladas de crecimiento de grieta. Una primera correlación visual con la morfología de fallas en campo muestra resultados alentadores como herramienta para determinar sus posibles mecanismos y direcciones de propagación de microgrieta en un material compuesto de fibra de vidrio con matriz de resina fenólica.

Las propiedades de los compuestos representan un promedio de las propiedades de sus componentes individuales, considerando que la naturaleza precisa del “promedio” es una función sensible de la geometría microestructural. Usando el módulo de elasticidad para ilustrar el promedio de propiedades, estando la matriz íntimamente unida a las fibras de refuerzo, el esfuerzo tanto de la matriz como de las fibras debe ser el mismo. Esta condición de anisotropía es cierta a pesar de que los módulos elásticos de los componentes tenderán a ser bastante diferentes.

El módulo de elasticidad para ilustrar el promedio de propiedades, estando la matriz íntimamente unida a las fibras de refuerzo, el esfuerzo tanto de la matriz como de las fibras debe ser el mismo. Esta condición de anisotropía es cierta a pesar de que los módulos elásticos de los componentes tenderán a ser bastante diferentes.

Los materiales compuestos son susceptibles a daños internos causados por un impacto a baja velocidad. En algunas instancias, el daño no es aparente en la superficie, mientras que en el interior es significativo, reduciendo propiedades mecánicas del material que afectarán el tiempo de vida del componente.

En los materiales compuestos con matriz termoplástica, las fibras suelen presentar la última zona de falla como resultado de la alta interacción matriz-fibra.

Es indefinida la tendencia de exceso o escases de resina en la zona de fractura comparada con zona libre de daño, de una probeta de material compuesto preimpregnado sometida a esfuerzos de; tensión, compresión o impacto.

Es posible que, si se incrementa el número de datos de propiedades físicas del material y mecánicas de las pruebas, se alcance una similitud mayor en valores y representación gráfica

entre MEF y experimentación. Algunas constantes sugeridas a determinar para ingresar en Ansys Workbench versión 2020, son según las siguientes teorías:

1. Tsai-Wu: coeficiente de coupling XY, YZ, XZ.
2. Puck: factor de fragilidad en interfase matriz-fibra.
3. LaRC03/04: tenacidad a la fractura, coeficiente de fricción longitudinal y transversal, coeficiente de fricción transversal, ángulo de la fractura en compresión, energía liberada Modo I y Modo II.

APÉNDICE “A”

Glosario

Capa: capa constituyente que se utiliza en la fabricación o que se encuentra dentro de una estructura compuesta laminada. (ASTM Committee D30, 2019)

Curado: en materiales compuestos de polímero termoendurecible, el proceso da como resultado la transformación general de la fase de matriz polimérica del compuesto, a partir de un peso molecular bajo sistema de resina/endurecedor a una red reticulada por reacción química. (ASTM Committee D30, 2019)

Delaminación: los materiales compuestos hechos de diferentes capas apiladas tienden a delaminarse. La rigidez a la flexión de los paneles delaminados se puede reducir significativamente, incluso cuando no se ve ningún defecto visual en la superficie o los bordes libres. La física de la delaminación se comprende hasta cierto punto, y una de las mejores herramientas numéricas para predecir la propagación de la delaminación consiste en el uso de elementos de descohesión. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Delaminación: separación de capas en un laminado. Esto puede ser localizada o puede cubrir un área grande en el laminado. (ASTM Committee D30, 2019)

Fallo de compresión de fibra: este modo de falla se ve afectado en gran medida por el comportamiento de cizallamiento de la resina y las imperfecciones, como el ángulo de desalineación inicial de la fibra y los huecos. Por lo general, las bandas retorcidas se pueden observar a una escala más pequeña y son el resultado del micro-pandeo de la fibra, falla por cizallamiento de la matriz o falla de la fibra. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Fallo de compresión de la matriz: lo que comúnmente se conoce como falla por compresión de la matriz es en realidad falla por corte de la matriz. De hecho, la falla ocurre en un ángulo con la dirección de carga, lo cual es evidencia de la naturaleza cortante del proceso de falla. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Fallo de fibra: se puede esperar que ocurra una falla de la fibra para fibras con baja resistencia a la compresión, como la aramida, pero no se espera que ocurra para las fibras de carbono, vidrio o boro. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Fallo por tensión de la matriz: la superficie de fractura resultante de este modo de falla suele ser normal a la dirección de carga. Por lo general, se puede observar alguna división de fibras en la superficie de la fractura. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Fallo por tracción de la fibra: este modo de falla es explosivo. Libera grandes cantidades de energía y, en estructuras que no pueden redistribuir la carga, generalmente causa fallas catastróficas. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Fibra: uno o más filamentos en un conjunto ordenado. (ASTM Committee D30, 2019)

Filamento: una forma fibrosa de materia con una relación de aspecto > 10 y un diámetro efectivo < 1 mm. (ASTM Committee D30, 2019)

Hilo: en compuestos fibrosos, un conjunto continuo y ordenado de filamentos en esencia paralelos, normalmente con torsión, y de filamentos discontinuos o continuos. (ASTM Committee D30, 2019)

Interlaminar: describe objetos (huecos), eventos (fractura) o campos (tensión) entre las capas de un laminado. (ASTM Committee D30, 2019)

Intralaminar: describe objetos (huecos), eventos (fractura) o campos (tensión) dentro de las capas de un laminado. (ASTM Committee D30, 2019)

Kinking/Retorciéndose: el retorcimiento se puede definir como la deformación cortante localizada de la matriz, a lo largo de una banda. Normalmente, las fibras se rompen en los bordes de la banda y, a veces, también en el interior. Cabe señalar que algunos autores consideran que las torceduras son una consecuencia del micro pandeo, mientras que otros lo consideran un modo de falla independiente. Argón fue el primero en desarrollar un modelo mecánico para el retorcimiento de la fibra como un modo de falla independiente. Para el argón, la falla es el resultado de una falla por cizallamiento de la matriz, provocada por una desalineación inicial de la fibra. Para este modelo, y los que lo siguen, el comportamiento elástico de la matriz y las imperfecciones iniciales del material juegan un papel importante. (Silvestre T. Pinho, 2005)

Laminado: cualquier material compuesto reforzado con fibra o tela que consta de capas con una o más orientaciones con respecto a alguna dirección de referencia. (ASTM Committee D30, 2019)

Material compuesto: sustancia que consta de dos o más materiales, insolubles entre sí, que se combinan para formar un material de ingeniería útil que posee ciertas propiedades que no poseen los componentes de manera individual. (ASTM Committee D30, 2019)

Material ortotrópico: un material en el que una propiedad de interés, en un punto dado, posee tres planos de simetría perpendiculares entre sí, que en conjunto definen el sistema de coordenadas del material principal. (ASTM Committee D30, 2019)

Matriz: constituyente continuo de un material compuesto, que rodea o envuelve el relleno o refuerzo incrustado. (ASTM Committee D30, 2019)

Microbuckling: este modo de falla consiste en el micro pandeo de las fibras en la matriz elástica. El primer modelo mecánico para este modo de falla se remonta al trabajo de Rosen, donde las fibras están representadas por vigas infinitas en una matriz elástica y la falla se logra cuando la carga de compresión es igual a la carga de pandeo. Este modelo proporciona un límite superior para la tensión de rotura, ya que generalmente predice una tensión de rotura normalmente dos o tres veces mayor que la experimental (para compuestos reforzados con carbono). (Silvestre T. Pinho, 2005)

Pestañas (tabs): pieza de material que se utiliza para sujetar la muestra de laminado en un agarre o accesorio para realizar pruebas mecánicas, de modo que el laminado no se dañe y tenga un soporte adecuado. (ASTM Committee D30, 2019)

Preimpregnado: la mezcla de refuerzo de fibra y matriz polimérica que se utiliza para fabricar materiales compuestos. Su forma puede ser de lámina o cinta. Para matrices termoendurecibles, se ha curado parcialmente a una viscosidad controlada llamada “estado B”. (ASTM Committee D30, 2019)

Resina: un material orgánico sólido o pseudosólido a menudo de alto peso molecular, que muestra una tendencia a fluir cuando se somete a tensión, generalmente tiene un rango de ablandamiento o fusión y generalmente se fractura concoide. (ASTM Committee D30, 2019)

Termoendurecible: polímeros que, cuando se curan con calor, productos químicos u otros medios, se transforma en un material sustancialmente infusible e insoluble. (ASTM Committee D30, 2019)

Termoplástico: plástico que se puede ablandar repetidamente mediante calentamiento y endurecer mediante enfriamiento a través de un rango de temperatura característico del plástico, y que en el estado ablandado se puede moldear por flujo mediante moldeo o extrusión. (ASTM Committee D30, 2019)

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- A.K. Ray, S. B. (1994). Fractography as well as fatigue and fracture of 25 wt% silicon carbide whisker reinforced alumina ceramic composite. *Springer Bulletin of Materials Science*.
- Adams, D. (2019). Test Methods for composites Materials. San Diego: Seminars for engineers.
- ASTM. (2019). *ASTM International*. Obtenido de American Society for Testing and Materials: <https://www.astm.org/>
- ASTM Committee D30. (2015). ASTM D7136 Measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event.
- ASTM committee D30. (2017). D3039 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
- ASTM Committee D20. (2014). ASTM D2344 Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates. West Conshohocken, Pensilvania, USA.
- ASTM Committee D20. (2014). ASTM D638 Tensil properties of plastics. West Conshohocken, Pensilvania, USA.
- ASTM Committee D20. (2014). ASTM D695. West Conshohocken, Pensilvania, USA.
- ASTM Committee D20. (2014). ASTM D790 Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics. West Conshohocken, Pensilvania, USA.
- ASTM Committee D30. (2019). ASTM D3878 Standard Terminology for Composite Materials.
- B.S. Hayes, J. S.-A. (1988). Polym. Compos.
- B.S. Hayes, L. M. (2010). *Optical Microscopy of Fiber Reinforced Composites*. Ohio: ASM International.
- B.S. Hayes, L. M. (2010). *Optical Microscopy of Fiber Reinforced Composites*. Ohio: ASM International.
- Billmeyer, F. (1971). *Textbook of Polymer Science* (2nd ed.). New York: John Wiley & Sons, Inc.
- C.S. Hong, C. K. (2000). Prediction of compressive strength of stiffened composite plate after impact. *scientific.net*.

- Camanho, D. P. (2009). *Progressive Failure Analysis of Advanced Composites*. Portugal.
- Chun H. Wang, C. N. (2016). *Bonded Joints and Repairs to Composite*. Elsevier.
- Chun H. Wang, C. N. (2016). *Bonded Joints and Repairs to Composite Airframe Structures* (1st ed.). Seal Beach, CA, USA: Elsevier.
- Composite materials handbook. (2012). *Polymer matrix composites: Materials usage, design, and analysis*. SAE International behalf CMH'17 and Wichita state university.
- Copyright 2019 Pacific Coast Composites. (2019). *Pacific coast composites*. Obtenido de <https://www.pccomposites.com>
- D.S. Adams, D. B. (1986). *Thermal Induced Transverse Cracking in Graphite-Epoxy Cross-Ply Laminates* (Vol. 5). J. Reinf. Plast Compos.
- Daniel, J. L. (1990). *Progressive Transverse Cracking of Cross-ply Composite Laminates* (Vol. 24). J. Compos Mater.
- Daniel, J. L. (1990). *Progressive Transverse Cracking of Cross-ply Composite Laminates* (Vol. 24). J. Compos Mater.
- DOT/FAA/AR-03/19. (s.f.). *Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems*.
- F., P., & J.C., C. J. (2015). *Consideraciones sobre el criterio de Hashin*. Sevilla, España: Elsevier.
- Fractography of composite delamination. (1988). *NASA Techincal Reports Server CR* .
- Gammon, L. (2005). *Fracture Analysis of Composites* (Vol. 11). Microsc. Anal.
- Hahn, K. K. (1989). *Residual Stress Development during Processing of Graphite/Epoxy Composites* (Vol. 36). Compos. Sci. Technol.
- Halpin, J. (1983). *The Role of the Polymeric Matrix in the Processing and structural Properties of Composite Materials*. New York: L. Nicolais and J.c. Seferis.
- Heslehurst, D. R. (2011). *Composite Structural Design-Abaris training . Abaris training* .
- Ilcewicz, L. (1991). *Matrix Cracking in Composite Laminates with Resin-Rich Interlaminar Layers, Composite Materias: Fatigue and Fracture* (Vol. 3). (ASTM, Ed.) Philadelphia.

- Industries, A. (2018). Aerospace. *Aerospace Industry in Mexico*, pág. <http://www.americanindustriessgroup.com/aerospace/>.
- J.A. Naim, R. T. (2000). *Matrix Microcracking in Composites, Polymer Matrix Composites* (Vol. 2). Amsterdam : Elsevier Science .
- J.E. Lincoln, R. M. (2001). *Fundamental Investigation of Cure-Induced Microcracking in Carbon Fiber/Bismaleimide Cross Ply Laminates* (Vol. 22). Polym. Compos.
- J.F. Timmerman, B. H. (2003). *Cryogenic Microcracking of Carbon Fiber/Epoxy Composites: Influences of Fiber-Matrix Adhesion* (Vol. 37). J. Compos Mater.
- J.F. Timmerman, M. T. (2002). *Matrix and Fiber Influences on the Cryogenic Microcracking of Carbon Fiber/Epoxy Composites* (Vol. 33). Appl. Sci. Manuf.
- J.G. Mohr, W. R. (1978). Fiber Glass . *Van Nostrand Reinhold Company, Inc.*
- J.L. Kardos, M. D. (1980). *Void Growth and Resin Transport during Processing of Thermosetting- Matrix Composites, Epoxy Resins and Composites IV, Advances in Polymer Science* (Vol. 80). Berlin/Heidelberg: Springer .
- J.M. Tang, I. L. (1987). *Effects of Cure Pressure on Resin Flow, Voids, and Mechanical Properties*. J. Compos. Mater.,.
- K. E. Gould, A. S. (2016). *Proceedings of the American Society for Composites 2016, Thirty-First Technical Conference*. DEStech eBooks.
- K. S. S. Reddy, A. A. (2018). Comparative Study on Progressive Damage Models for Composites. India y Rusia: Springer International Publishing AG.
- K.J. Ahn and J.C. Seferis, T. P. (1992). *Analysis and Characterization of Prepeg Tack* (Vol. 13). Polym. Compos.
- Kar, K. K. (2017). *Composite materials processing, applications, characterizations*. . Kanpur, Uttar Pradesh, India: Springer.
- Keun Ho Rew, J. H. (2000). On line frequency estimation and adaptive vibration control of composite structures with delaminations. *scientific.net*.
- Kumar, P. (2009). *Elements of fracture mechanics*. India: McGraw Hill Education.

- Kural, D. F. (1982). *Experimental Determination of the In Situ Transverse Lamina Strength in Graphite/Epoxy Laminates* (Vol. 16). J Compos Mater.
- Kyung Woo Lee, T. J. (2000). Strength prediction of mechanical joints in laminated composite plates. *scientific.net*.
- L. J. Broutman, R. H. (1967). *Modern Composite Materials*. Addison' Wesley Publishing Co., Inc.
- Lanfranconi, M. (s.f.). *Historia de la microscopia*. Obtenido de <http://www.etpcba.com.ar/DocumentosDconsulta/OPTICA/optica/Historia%20de%20la%20Microscopia.pdf>
- M. Nobelen, B. H. (2003). *Influence of Elastomer Distribution on the Cryogenic Microcracking of Carbon Fiber/Epoxy Composites* (Vol. 90). J . Appl. Polym. Sci.
- M.S. Madhuakar, R. K. (1995). *Reduction of Curing Induced Fiber Stress by Cure Cycle Optimization in Polymer Matrix Composites*. Whistler, BC: Proceedings of the ICCM.
- M.S. Sohn, X. H. (2000). Fractography of damaged carbon fiber-epoxy composites after low velocity impact. *scientific.net*.
- McCoy, R. (2004). SEM Fractography and failure analysis of nonmetallic materials. *ASM*.
- McKague, L. (2001). *Thermoplastic Resin, Composites* (Vol. 21). ASM International.
- Miravete, A. (2018). *Proceso de materiales compuestos: su tecnología y desarrollos recientes*.
- N.L. Hancox. (1998). *Thermal Effects on Polymer Matrix Composites: Part 1, Thermal Cycling* (Vol. 19). Mater Des.
- París F., C. J. (2015). *Consideraciones sobre el criterio de Hashin*. Elsevier.
- Pengfei He, W. C. (2000). Modeling of thermal shock spalling crack in a ceramic slab. *scientific.net*.
- Pere Maimí, P. P.-A. (2006). A Thermodynamically Consistent Damage. *NASA*.
- PuXue, S. Y. (2014). New Two-Dimensional Polynomial Failure Criteria for Composite Materials. *Hindawi Publishing Corporation*.

- R. Dave, J. K. (1987). *Autoclave vs Non-Autoclave Composite Processing*. 32nd International SAMPE Symposium.
- Rodriguez, F. (1989). *Principles of Polymer Systems*. New York: Hemisphere Publishing Co.
- Sefereis, K. A. (1993). *Prepeg Processing Science and Engineering*, (Vol. 33). Polym. Enh. Sci.
- Shackelford, J. F. (2015). *Introduction to materials science for engineers*. Pearson.
- Silvestre T. Pinho, C. G. (February de 2005). Failure Models and Criteria for FRP Under In-Plane or Three-Dimensional Stress States Including Shear Non-Linearity. Langley, Virginia, USA.
- V.V. Bhanuprasad, M. S. (1995). Fractography of metal matrix composites. *scientific.net*.
- Vinod Srinivasa, V. S. (2010). Fracture morphology of carbon fiber reinforced plastic composite laminates. *scielo*.
- W.J. Lee, J. S. (1986). *Prepeg Processing Science* (Vol. 17). SAMPE Q.
- W.T.Becker, R. (2002). *Failure Analysis and Prevention* (Vol. 11). ASM Handbook.