



UNIVERSIDAD NACIONAL DE COLOMBIA

**CARACTERIZACIÓN A ESFUERZO ÚLTIMO Y
TENACIDAD DE FRACTURA TRANSLAMINAR
DE UN MATERIAL COMPUESTO EMBEBIDO EN
MATRIZ EPÓXICA REFORZADO CON FIBRAS
DE ALGODÓN.**

Eduardo Fadul Aguirre

UNIVERSIDAD NACIONAL DE COLOMBIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
MAESTRÍA EN INGENIERÍA MECÁNICA
BOGOTÁ D.C.
2013

CARACTERIZACIÓN A ESFUERZO ÚLTIMO Y TENACIDAD DE FRACTURA TRANSLAMINAR DE UN MATERIAL COMPUESTO EMBEBIDO EN MATRIZ EPÓXICA REFORZADO CON FIBRAS DE ALGODÓN.

Eduardo Fadul Aguirre

Tesis presentada como requisito parcial para optar al título de:
Magíster en Ingeniería Mecánica

Director:
Ing. Msc Edgar Espejo Mora

Línea de Investigación:
Mecanismos de falla de elementos de maquina

Grupo de Investigación:
Análisis de falla e integridad de superficies, AFIS.

UNIVERSIDAD NACIONAL DE COLOMBIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
MAESTRÍA EN INGENIERÍA MECÁNICA
BOGOTÁ D.C.
2013

Este trabajo se lo dedico primero a Dios, la virgen
y luego a mi familia por ayudarme durante
todo este proceso, ya que sin el
apoyo de ellos no seria
quien soy.

Agradecimientos

El autor desea expresar su agradecimiento a los estudiantes de ingeniería aeronáutica Camilo Avellaneda, Manuel Fernández y Luis Felipe Moreno por su continua ayuda durante la fabricación del horno, compra de materiales y proceso de manufactura, a la señora María Esperanza Aguirre, mi mamá, por su continua e incondicional ayuda durante todo el tiempo, al Ingeniero Carlos Alexander Trujillo por ayudarme a aclarar las dudas de la interpretación de los resultados químicos y finalmente al MSc Edgar Espejo por ayudarme a adquirir el conocimiento necesario para este proyecto.

Resumen

Este trabajo estudia la influencia del proceso de fabricación sobre un material compuesto, constituido por tela de algodón como material de refuerzo y resina epóxica como matriz. Se evaluaron las propiedades térmicas y mecánicas bajo dos procesos de fabricación, en busca de poder determinar las repercusiones de la utilización o no de un horno para el proceso de curado. Se realizó una caracterización térmica, DSC – TGA, para determinar el comportamiento durante el rango de operación y cuál sería la mejor rampa de curado. Se evidenció que el material de refuerzo mantenía su integridad y se determinaron las limitaciones térmicas de la resina; la cual sobre los 56 °C comienza a ablandarse, y esto sumado a la recomendación de limitar la temperatura de utilización en 28 °C por debajo de su punto de ablandamiento, deja un rango de utilización hasta los 36°C.

Durante las pruebas de tenacidad de fractura translaminar y tensión se determinó que las probetas fabricadas en el horno de curado presentaron un aumento de capacidades en la zona plástica, mayor esfuerzo último, mayor tenacidad de fractura y una reducción de las impurezas y poros en la matriz.

Se logra una reducción en el peso del 40% en comparación con piezas realizadas en fibra de vidrio.

Palabras claves: ASTM D3039M-08, ASTM E1922-04, esfuerzo último, material biocompuesto, tela de algodón, tenacidad de fractura translaminar.

Abstract

This project studies the influence of the manufacturing process in composite materials constituted by cotton fabric as reinforced material and epoxy resin as the matrix. The thermal and mechanical properties were evaluated at two manufacturing processes trying to determine the impact of the utilization or not of an oven for the curing process. A thermal characterization, DSC – TGA, took place seeking for the behavior during the operational envelope and the possible best curing ramp. The reinforced material shows its suitability and the matrix shows an important thermal limitation which around 56 °C begins to soften, something that added to the recommendation to limit the resins 28 °C beneath its softening point let us a limited range of utilization up to 36°C.

During the translaminar fracture toughness and tensile test the specimens made at oven, following the curing ramp, shown an increase of its plastic zone, a greater ultimate stress, greater translaminar fracture toughness and a reduction of the amount of the impurities and pores in the matrix.

A weight reduction of 40% is achieved compared to parts made of fiberglass.

Keywords: ASTM D3039M-08, ASTM E1922-04, bio-composite material, cotton sheet, translaminar fracture toughness, Ultimate Tensile strength.

INTRODUCCIÓN

Los materiales compuestos se han mostrado en el medio aeronáutico como la solución a muchos problemas de ingeniería, con los cuales se pueden obtener formas intrincadas a la vez que son capaces de soportar altas cargas estructurales mientras se consigue una disminución en el peso de la aeronave, sin olvidar que su límite a fatiga es tan alto que en condiciones normales de operación no será alcanzado, todo esto ha llevado a la aparición de basura de alta tecnología, la cual no se conoce en qué momento si es que alguna vez se degradara así como las condiciones en las que lo hará.

El presente estudio surgió de la necesidad de encontrar un material capaz de reemplazar la fibra de vidrio como material de construcción y de eliminar o confirmar el mito sobre la fiabilidad de la técnicas “moldless” en cuanto a calidad de las piezas, la cual consiste en la fabricación de piezas sin la utilización de un molde y casi siempre se realiza el curado de las piezas a temperatura ambiente, mientras que la técnica clásica con molde utiliza un horno para estimular la polimerización y asegurar unas mejoras en las propiedades mecánicas.

Se pretendió evaluar nuevas posibilidades de utilizar un material de refuerzo de origen vegetal (algodón), bajo tres diferentes concentraciones de resina siguiendo dos protocolos de fabricación (técnica de moldeo y técnica “moldless”), buscando determinar las mejores características mecánicas bajo las diferentes combinaciones.

Se evaluaron las piezas en un entorno ambiental de operación, pero nunca superior a 50 °C dado que es la temperatura máxima continua de operación para la mayoría de componentes elaborados con matrices epóxicas¹, así mismo aeronaves como el Lancair Legacy FG tiene una temperatura máxima ambiental a la cual puede operar que es de 40 °C ² mientras en el Diamond Da-20 es de 55 °C ³, con lo cual se cubre el rango de operación normal para componentes aeronáuticos así como componentes de otras industrias entre ellas bioingeniería.

¹ BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. Composite Materials for Aircraft Structures, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. p.94

² Lancair Legacy FG, Pilot's Operating Handbood, Página V-13

³ Diamond Aircraft, DA-20C1, Airplane Flight Manual REV26. Página 2-30

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	2
TABLA DE CONTENIDO	3
ÍNDICE DE TABLAS	6
ÍNDICE DE GRÁFICOS	8
ÍNDICE DE FIGURAS	12
ÍNDICE DE FOTOGRAFÍAS	13
1. MARCO TEÓRICO	15
1.1 Materiales compuestos	15
1.2 Matrices orgánicas.....	15
1.2.1 Curado de resinas epóxicas	19
1.3 Materiales de refuerzo	20
1.4 Adherencia entre fibra de refuerzo y matriz	23
1.5 Protocolos de fabricación.....	24
1.6 Efectos ambientales	26
1.7 Procesos de caracterización	27
1.7.1 Análisis térmico	27
1.7.1.1 Temperatura de transición vítrea (Tg)	28
1.7.1.2 Termogravimetría (TGA)	29
1.7.1.2.1 Equipo.....	29
1.7.1.2.2 Muestras	31
1.7.1.2.3 Interpretación de resultados	31
1.7.1.3 Calorimetría Diferencial de Barrido (DSC).....	33
1.7.1.3.1 Equipo.....	34
1.7.1.3.2 Interpretación de resultados	35
1.7.2 Caracterización mecánica	38
1.7.2.1 Tensión.....	39
1.7.2.2 Tenacidad de fractura.....	40
1.7.3 Fractografía de compuestos	42
2. CONFIGURACIÓN DEL TRABAJO	47
2.1 Fabricación del horno de curado de bajo calor	49
2.1.1 Configuración del horno	49
2.1.2 Fabricación del horno	50
2.1.3 Pruebas del horno	52
2.2 Análisis térmico de los componentes.....	55
2.3 Fabricación de las probetas.....	57

2.3.1	Probetas de tensión	61
2.3.2	Probetas de tenacidad de fractura translaminar	63
2.3.3	Rampa de curado	63
2.4	Pruebas mecánicas	65
2.5	Inspección estereoscópica y por E-SEM	66
3.	TRABAJO EXPERIMENTAL	69
3.1	Análisis térmico de los componentes	69
3.2	Resultados del proceso de fabricación de las probetas	70
3.3	Ensayos mecánicos de las probetas	77
3.3.1	Probetas de tensión	80
3.3.2	Probetas de tenacidad de fractura translaminar	83
3.3.3	Ensayos a tensión de las probetas	86
3.3.4	Ensayos a tenacidad de fractura translaminar de las probetas	92
4.	ANÁLISIS DE RESULTADOS	100
4.1	Tela de algodón	100
4.2	Análisis térmico	102
4.2.1	Tela de algodón	102
4.2.2	Resina epóxica 6090 y catalizador 1596	102
4.3	Análisis estadístico	104
4.3.1	Análisis estadístico de la posición de ruptura de las probetas de tensión	104
4.3.2	Análisis estadístico de los resultados de los ensayos de tensión	108
4.3.3	Análisis estadístico de la tenacidad de fractura translaminar	116
4.4	Determinación de las propiedades mecánicas finales	118
4.4.1	Propiedades mecánicas finales bajo prueba de tensión	118
4.4.2	Propiedades mecánicas finales para tenacidad de fractura translaminar	120
4.5	Análisis microscópico probetas	120
4.5.1	Resultados por estereoscopio	120
4.5.1.1	Probetas de buenos resultados mecánicos	121
4.5.1.2	Probetas de malos resultados mecánicos	124
4.5.2	Resultados por microscopía electrónica de barrido	127
4.4.2.1	Cantidad de poros en la superficie de fractura	136
4.5	Análisis económico	142
4.6	Comparación con otros estudios realizados	143
4.7	Utilidad del material	145
5.	CONCLUSIONES	146
6.	RECOMENDACIONES	148
	BIBLIOGRAFÍA	151

ANEXO A – FOTOGRAFÍAS DE LA FABRICACIÓN DEL HORNO DE CURADO	156
ANEXO B – FOTOGRAFÍAS EN ESTEREOSCOPIO	163
PROBETAS DE TENSIÓN	163
PROBETAS DE TENACIDAD DE FRACTURA TRANSLAMINAR	249
ANEXO C – FOTOGRAFÍAS DE E-SEM.....	326
PROBETAS DE TENSIÓN	327
PROBETAS DE TENACIDAD DE FRACTURA TRANSLAMINAR	340
ANEXO D – DATOS TÉCNICOS RESINAS EPÓXICAS	355
ANEXO E – DATOS TÉCNICOS FIBRA DE VIDRIO	358
ANEXO F – COTIZACIÓN	359

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Organización de las matrices orgánicas	16
Tabla 1.2. Características de las matrices orgánicas	17
Tabla 1.3. Temperatura de transición vítrea	19
Tabla 1.4. Tiempo para la degradación de varios materiales	20
Tabla 1.5. Comparación entre materiales sintéticos y naturales	22
Tabla 1.6. Comparación de características de materiales sintéticos y naturales ..	22
Tabla 1.7. Código para los tipos de falla a tensión	39
Tabla 2.1. Equivalencia entre nivel y porcentaje de resina a material de refuerzo	48
Tabla 2.2. Parámetros de fabricación de piezas con resinas termoestables.	56
Tabla 2.3. Dimensiones para las probetas de tensión	62
Tabla 2.4. Características a buscar durante la examinación visual	67
Tabla 3.1. Resultados de la primera y segunda tanda de fabricación	72
Tabla 3.2. Resultados de las pruebas iniciales de fabricación	73
Tabla 3.3. Lotes y características de fabricación.....	74
Tabla 3.4. Probetas resultantes, prueba, denominación, nivel, lote y proceso de fabricación	76
Tabla 3.5. Cuadro de reporte de las pruebas	78
Tabla 3.6. Resultados de las probetas de tensión fabricadas en un horno a 105°C	81
Tabla 3.7. Resultados de las probetas de tensión fabricadas en un horno a 105°C [continuación].....	82
Tabla 3.8. Resultados de las probetas de tensión fabricadas a temperatura ambiente	82
Tabla 3.9. Resultados de las probetas de tensión fabricadas a temperatura ambiente [continuación].....	83
Tabla 3.10. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en un horno (105°C).....	83
Tabla 3.11. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en un horno (105°C) [continuación].....	84
Tabla 3.12. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a temperatura ambiente	85
Tabla 3.13. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a temperatura ambiente [continuación]	86
Tabla 3.14. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas a temperatura ambiente.....	94
Tabla 3.15. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas a temperatura ambiente [continuación].....	95
Tabla 3.16. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas en un horno a 105°C.....	95

Tabla 3.17. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas en un horno a 105°C [continuación].....	96
Tabla 4.1. Posición de la ruptura para las probetas de tensión.....	106
Tabla 4.2. Análisis de varianza para la posición de ruptura de las probetas de tensión	107
Tabla 4.3. Carga de ruptura de las probetas de tensión para análisis ANOVA ...	108
Tabla 4.4. Análisis ANOVA sobre la carga de ruptura para las probetas de tensión	109
Tabla 4.5. Porcentaje de elongación de las probetas de tensión para análisis ANOVA	110
Tabla 4.6. Análisis ANOVA sobre el porcentaje de elongación para las probetas de tensión	111
Tabla 4.7. Módulo de elasticidad de las probetas de tensión para análisis ANOVA	112
Tabla 4.8. Análisis ANOVA sobre el módulo de elasticidad para las probetas de tensión	113
Tabla 4.9. Punto de fluencia de las probetas de tensión para análisis ANOVA ..	114
Tabla 4.10. Análisis ANOVA sobre el punto de fluencia para las probetas de tensión	115
Tabla 4.11. Tenacidad de fractura translaminar, probetas curadas a temperatura ambiente y en un horno a 105°C	116
Tabla 4.12. Análisis de varianza para probetas de tenacidad de fractura translaminar	117
Tabla 4.13. Probetas utilizadas para las gráficas comparativas de tensión	118
Tabla 4.14. Propiedades mecánicas para las piezas fabricadas en un horno a 105°C y a temperatura ambiente	119
Tabla 4.15. Probetas utilizadas para determinar la tenacidad de fractura translaminar promedio	120
Tabla 4.16. Comparación entre el área de la superficie de fractura y los poros ..	137
Tabla 4.17. Análisis ANOVA sobre la relación entre la cantidad de vacancias contra el área de la superficie de fractura.....	138
Tabla 4.18. Comparación económica.....	142
Tabla 4.19. Tabla comparativa de las propiedades mecánicas de varios materiales	144

ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1-1. Epóxicos usados comúnmente en aplicaciones aeroespaciales.....	18
Gráfico 1-2. Clasificación de los Biopolímeros y su nomenclatura	21
Gráfico 1-3. Esquema típico para el sistema de vacío.....	24
Gráfico 1-4. Vacantes y porosidad de manera interlaminar e Intralaminar.	26
Gráfico 1-5. Esquema de equipo para análisis TGA.....	30
Gráfico 1-6. Tipos de arquitectura para el horno del equipo TGA.....	31
Gráfico 1-7. Tipos de resultados	32
Gráfico 1-8. Diagrama DSC típico para polímeros.....	33
Gráfico 1-9. Esquema de equipo para análisis DSC.....	34
Gráfico 1-10. DSC típico de un polímero semicristalino.....	35
Gráfico 1-11. Construcción de una zona de transición vítrea.	36
Gráfico 1-12. Transición vítrea con un peldaño debido a efectos cinéticos en el proceso, el peldaño se acentúa al aumentar la rata de calentamiento o al envejecer la muestra antes del calentamiento.	36
Gráfico 1-13. Típico pico de cristalización exotérmico.....	37
Gráfico 1-14. Regiones de transición de fusión de polímeros con más de un tipo de cristal.	38
Gráfico 1-15. Modos de falla en tensión.	40
Gráfico 1-16. Modos básicos de propagación de grieta.....	41
Gráfico 1-17. Dimensiones de la probeta de tenacidad de fractura translaminar	42
Gráfico 1-18. Modos de falla en compuestos	43
Gráfico 1-19. Resultados típicos de fallas de alta energía (a) y (b).	46
Gráfico 1-20. Resultados típicos de fallas de baja energía (c) y (d).....	46
Gráfico 2 - 1. Discontinuidades y delaminaciones en las piezas.....	47
Gráfico 2 - 2. Diseño de experimento	48
Gráfico 2 - 3. Componentes mayores del horno.	51
Gráfico 2 - 4. Caracterización del horno con la perilla en 300	52
Gráfico 2 - 5. Curva de calentamiento del horno con la perilla en 300.....	53
Gráfico 2 - 6. Caracterización del horno con la perilla en 400	53
Gráfico 2 - 7. Curva de calentamiento del horno con la perilla en 400.....	54
Gráfico 2 - 8. Curva de enfriamiento	54
Gráfico 2 - 9. Disposición para la fabricación.....	60
Gráfico 2 - 10. Montaje de las probetas de tensión en el bastidor de la máquina.	62
Gráfico 2 - 11. Dimensiones de la probeta de tenacidad de fractura translaminar	63
Gráfico 2 - 12. Variación del peso en función de la temperatura	64
Gráfico 2 - 13. Rampa de temperatura propuesta y utilizada para la fabricación.	64
Gráfico 2 - 14. Rampa de fabricación.	65
Gráfico 2 - 15. Montaje de las probetas de tenacidad de fractura translaminar.	66

Gráfico 3 - 1. Resultados DSC-TGA de la tela de algodón en atmósfera oxidante.	69
Gráfico 3 - 2. Resultados DSC-TGA de la resina epóxica curada en condiciones atmosféricas.....	70
Gráfico 3 - 3. Resultados de la primera tanda de fabricación, nivel propuesto por la FAA y dos auxiliares (uno por encima y uno por debajo).....	71
Gráfico 3 - 4. Vista lateral de una pieza fabricada con una relación de 0.5:1 entre la matriz y el material de refuerzo	72
Gráfico 3 - 5. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (Nivel 1)	86
Gráfico 3 - 6. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (Nivel 1)	87
Gráfico 3 - 7. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (Nivel 2)	87
Gráfico 3 - 8. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (Nivel 2)	88
Gráfico 3 - 9. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (Nivel 3)	88
Gráfico 3 - 10. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (Nivel 3)	89
Gráfico 3 - 11. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (Nivel 1)	89
Gráfico 3 - 12. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (Nivel 1)	90
Gráfico 3 - 13. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (Nivel 2)	90
Gráfico 3 - 14. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (Nivel 2)	91
Gráfico 3 - 15. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (Nivel 3)	91
Gráfico 3 - 16. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (Nivel 3)	92
Gráfico 3 - 17. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (nivel 1)	97
Gráfico 3 - 18. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (nivel 2)	97
Gráfico 3 - 19. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (nivel 3)	98
Gráfico 3 - 20. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (nivel 1)	98
Gráfico 3 - 21. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (nivel 2)	99
Gráfico 3 - 22. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (nivel 3)	99

Gráfico 4 - 1. Análisis DSC-TGA de la tela de algodón en atmosfera oxidante ..	102
Gráfico 4 - 2. Análisis TGA-DSC de la resina epóxica curada a temperatura ambiente, en atmosfera oxidante.....	103
Gráfico 4 - 3. Posición de la ruptura desde el extremo superior	105
Gráfico 4 - 4. Gráfica Esfuerzo – Deformación, para el material compuesto	119
Gráfico 4 - 5. Vista lateral de la probeta A1P1- Fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina	121
Gráfico 4 - 6. Área de fractura probeta A1P1	122
Gráfico 4 - 7. Probeta A1P1	122
Gráfico 4 - 8. Probeta A1P1	123
Gráfico 4 - 9. Probeta A1P1	123
Gráfico 4 - 10. Probeta VII A, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina	124
Gráfico 4 - 11. Probeta A1PP6, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina, gráfico general	125
Gráfico 4 - 12. Probeta A1PP6.....	125
Gráfico 4 - 13. Probeta A2P1, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina	126
Gráfico 4 - 14 . Probeta A4P4, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina	126
Gráfico 4 - 15. Probeta 2, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina	127
Gráfico 4 - 16. Probeta 4, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina	127
Gráfico 4 - 17. Configuración de probetas para E-SEM.....	128
Gráfico 4 - 18 . Superficie de fractura de la probeta A1P5, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina	129
Gráfico 4 - 19. Morfología fabril en la superficie de fractura de las probetas de tracción a 100X.....	130
Gráfico 4 - 20. Presencia de poros y marcas de chevron en la superficie de fractura de la probeta A1P5, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina.	131
Gráfico 4 - 21. Superficie de fractura de la probeta A1P5.....	131
Gráfico 4 - 22. Superficie de fractura de la probeta A1P1.....	132
Gráfico 4 - 23. Superficie de fractura de la probeta TH3-P2, fabricada en un horno a 105°C y 200% de resina	133
Gráfico 4 - 24. Superficie de fractura de la probeta TH1-PP10, fabricada en un horno a 105°C y 225% de resina	133
Gráfico 4 - 25. Superficie de fractura de la probeta H07, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina	134
Gráfico 4 - 26. Probeta H07	134
Gráfico 4 - 27. Superficie de fractura de la probeta TH3P2, fabricada en un horno a 105°C y 200% de resina	135
Gráfico 4 - 28. Superficie de fractura de la probeta TA4P3, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina	135

Gráfico 4 - 29. Superficie de fractura de la probeta TA4P4, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina	136
Gráfico 4 - 30. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura.....	139
Gráfico 4 - 31. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura [continuación].....	140
Gráfico 4 - 32. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura [continuación].....	141
Gráfico 4 - 33. Grafica Esfuerzo-Deformación obtenida en Letonia	143
Gráfico 4 - 34. Grafica Esfuerzo-Deformación obtenida de la presente investigación	143

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2 - 1. Diseño exterior del horno de curado50

ÍNDICE DE FOTOGRAFÍAS

Fotografía 2 - 1. Horno terminado.....	51
Fotografía 2 - 2. Equipo de DSC – TGA	57
Fotografía 2 - 3. Configuración de la tela de algodón	58
Fotografía 2 - 4. Demarcación en la tela de algodón	58
Fotografía 2 - 5. Corte en la tela de algodón	58
Fotografía 2 - 6. Telas de algodón cortadas	58
Fotografía 2 - 7. Báscula electrónica utilizada para el pesaje.....	59
Fotografía 2 - 8. Primera capa, material desmoldante.....	60
Fotografía 2 - 9. Segunda y tercera capa, material sangrador y material desmoldante.....	61
Fotografía 2 - 10. Primera, segunda y tercera capa, material sangrador y material desmoldante.....	61
Fotografía 2 - 11. Estereoscopio utilizado para la toma de las imágenes.....	68
Fotografía 2 - 12. E-SEM utilizado para la toma de las imágenes.....	68
Fotografía 3 - 1. Piezas recién terminado el proceso de fabricación	75
Fotografía 3 - 2. Máquina Quasar 10.....	77
Fotografía 3 - 3. Máquina H5KS	77
Fotografía 3 - 4. Realización de los ensayos de tensión	79
Fotografía 3 - 5. Realización de ensayos de tenacidad de fractura translaminar. 93	
Fotografía 4 - 1. Vista lateral probetas A1P5.....	101
Fotografía 4 - 2. Superficie de fractura probeta TH3-P2.....	101
Fotografía 4 - 2. Probetas para E-SEM	129

SIGLAS

DSC:	Calorimetría Diferencial de Barrido (Differential Scanning Calorimetry)
FAA:	Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration)
E-SEM:	Microscopio electrónico de barrido ambiental (Environmental Scanning Electron Microscope)
K_{TL}:	Tenacidad de fractura translaminar (Mpa√m)
SEM:	Microscopio electrónico de barrido (Scanning electron microscope)
T_c:	Temperatura de cristalización.
T_g:	Temperatura de transición vítrea.
TGA:	Análisis de Termogravimetría (Thermogravimetric Analysis)
T_m:	Temperatura de fusión.

1. MARCO TEÓRICO

1.1 Materiales compuestos

Un material compuesto es por definición el resultado de la unión de dos o más materiales diferentes cuya combinación genera un producto de características superiores, bien sea por la obtención de mejores propiedades mecánicas, mayor resistencia a un ambiente determinado y/o mejores condiciones para su fabricación o utilización.

Se conocen desde la antigüedad en la que la mezcla de barro con paja generaba mejores ladrillos, o en la fabricación de edificios en los cuales se tiene una base de concreto reforzado con barras de acero. Desde un poco antes de la segunda mitad del siglo XX se dio un gran impulso al desarrollo de dichos materiales, principalmente por la necesidad creada por la segunda guerra mundial donde el mundo se vio con limitaciones de materias primas, llevando al desarrollo de compuestos a base de fibra de vidrio y compuestos a base de maderas.

Dichos materiales tienden a ser más fuertes en una dirección, propiedad anisotrópica, lográndose por ello dar una mayor rigidez en la dirección necesaria, mientras se mantiene la ligereza en zonas donde no hay tanta carga mecánica.

Los diferentes materiales compuestos están constituidos por una matriz continua, la cual es la encargada de llevar y distribuir la carga al material de refuerzo que puede ser de origen natural o sintético.

Existen dos clases de fibra de vidrio comúnmente utilizadas, la clase "E" (Electrical) y "S" (Structural). La clase E tiene una alta relación fortaleza a peso, buena resistencia a la fatiga, sobresalientes propiedades dieléctricas, excelente resistencia química, a la corrosión y al medio ambiente. Es utilizada principalmente en estructuras secundarias.

La Clase S ofrece una resistencia a la compresión un 25% superior, un 40% en su resistencia a la tensión, 20% en módulos y una densidad un 4% menor, la desventaja es que es más costosa que la clase E ⁴.

1.2 Matrices orgánicas

El propósito de la matriz es unir las fibras de refuerzo y transferir las cargas a través de las fibras, prevenir la abrasión bien sea entre ellas mismas o con

⁴ BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. Composite Materials for Aircraft Structures, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. Capítulo 3.

diferentes componentes, proteger el conjunto de la contaminación ambiental, ataques químicos u oxidación. La principal función es asegurar la correcta orientación y posición relativa. Su mayor desventaja es que es ella la que pone los límites de temperatura, a los cuales la pieza puede operar de manera segura.

Las matrices orgánicas comúnmente son divididas en dos grandes categorías, termoestables y termoplásticas, las más utilizadas en aplicaciones aeronáuticas son las citados en la tabla 1-1.

Tabla 1.1. Organización de las matrices orgánicas ⁵

THERMOSET	THERMOPLASTIC
Epoxy	Polyethylene
Polyester	Polystyrene
Phenols	Polypropylene
Bismaleimide (BMI)	Polyetheretherketone (PEEK)
Polyimides	Polyetherimide (PEI)
	Polyethersulfone (PES)
	Polyphenylene Sulfide
	Polyamide-imide (PAI)

En la tabla 1-2 se ilustra sus características más relevantes.

Las matrices termoestables son las dominantes debido principalmente a su naturaleza reactiva, con ello se permite una fácil impregnación y maleabilidad dando como resultado una gran resistencia y rigidez.

La matriz epóxica es la más ampliamente empleada dada su baja temperatura de aplicación, 93 °C o menos, proporciona una gran resistencia a ataques químicos, superior adhesión a las fibras, estabilidad dimensional, altas propiedades dieléctricas.

Puede ser mezclada buscando obtener diferentes rangos de viscosidad y temperaturas de curado, largas vidas útiles, tiempos de curado relativamente

⁵ NIU, Michael C. Y. Composite Airframe Structures. Practical design information and data. Conmilit Press Ltd. 1992. p.47

largos, excelente adherencia y resistencia al agua, temperatura de curado de 177 °C y presión de curado de 100 psi ⁶.

Tabla 1.2. Características de las matrices orgánicas ⁷

TERMOESTABLE	TERMOPLÁSTICO
CARACTERÍSTICAS	
Cambio químico cuando cura	No-reaccionante, no necesita curado
El proceso es irreversible	Puede ser reprocesado
Baja viscosidad – Alto flujo	Alta viscosidad – Bajo flujo
Largo proceso de curado (2 horas)	Bajos tiempos de procesamiento
VENTAJAS	
Temperatura de procesamiento relativamente bajo	Mayor resistencia que los termoestables
Buena capacidad de impregnar las fibras	Retazos reutilizables
Puede ser formado en formas complejas	Partes rechazadas pueden ser reformadas
	Rápido procesamiento y bajo costo
	Vida útil infinita sin necesidad de refrigeración
	Alta resistencia a la delaminación
DESVENTAJAS	
Largo tiempo de procesamiento	Menor resistencia al ataque químico
Difícil-Restringido almacenamiento	Requieren altas temperaturas para su procesamiento
Requieren refrigeración	Desprende gases contaminantes
	Menor documentación que sus contrapartes

Se ha visto que la resina epóxica curada aproximadamente a 121 °C, tiene una temperatura de servicio desde los -53 °C hasta los 82 °C, la resina curada a 177 °C tiene una temperatura de servicio de bajo rango desde los -53 °C hasta los 121 °C o a 93 °C por largos tiempos de operación. Las aeronaves suelen estar limitadas a operar por debajo de los 30 °C, porque arriba de esta temperatura suelen operar en régimen de creep los compuestos basados en matriz epóxica⁸.

Las resinas epóxicas tienen tendencia a absorber humedad, esta absorción lleva a una disminución de las propiedades mecánicas especialmente a temperaturas

⁶ NIU, Michael C. Y. Composite Airframe Structures. Practical design information and data. Conmilit Press Ltd. 1992. p.50

⁷ Ibid. p. 48

⁸ Ibid, Capítulo 2.

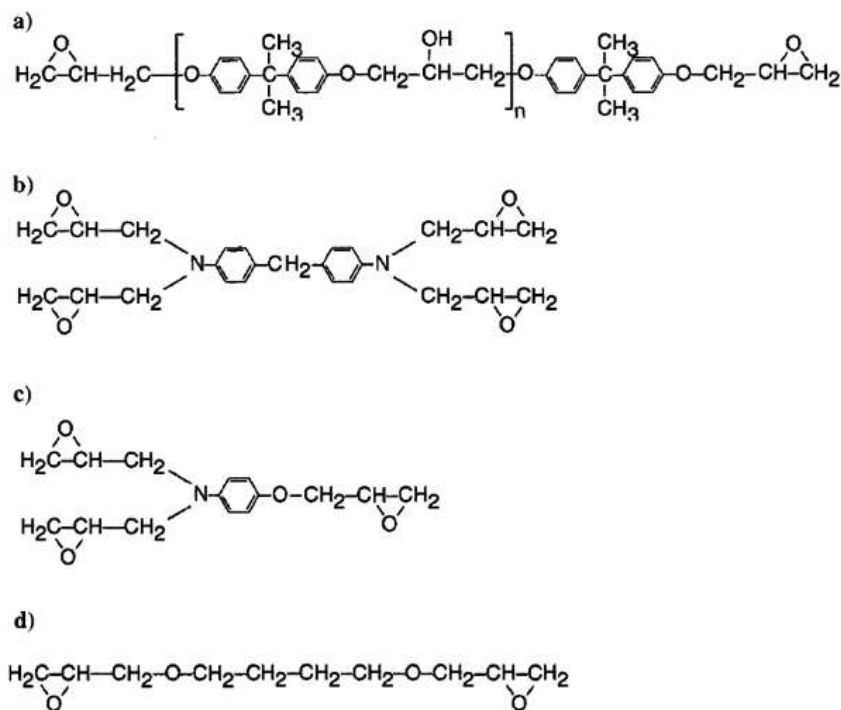
elevadas. Entre los problemas ambientales que llevan a un detrimento de las resinas epóxicas se tiene la temperatura, luz ultravioleta, fluidos hidráulicos, combustible y agentes limpiadores.

Dichas resinas son una clase de compuesto que contiene dos o más grupos de epóxidos por molécula, en el Gráfico 1-1 se muestra la estructura de los mayores grupos de resinas epóxicas. El epóxido es un anillo de tres miembros formado por un oxígeno y dos carbonos, también llamado anillo de oxirane (Óxido de etileno).

Los epóxidos son formados por la reacción de polifenoles u otro compuesto activo de hidrógenos con epichlorohydrin bajo ciertas condiciones. El fenol más comúnmente utilizado es el bisfenol A (Diphenylolpropane).

Gráfico 1-1. Epóxicos usados comúnmente en aplicaciones aeroespaciales

a) Bisphenol A-epichlorohydrin (DGEBA); b) Tetraglycidyl derivada de Diamino diphenyl methane (TGGM); c) Triglycidyl derivado de p-aminophenol (TGAP); d) Reactivo diluyente de resinas epóxica tal como la resina butane diol. ⁹



⁹ BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. Composite Materials for Aircraft Structures, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. p.92

1.2.1 Curado de resinas epóxicas

El curado de una resina epóxica es el resultado de varios procesos químicos en los cuales los parámetros de fabricación tienen una alta repercusión; donde el proceso de curado puede conllevar a la aparición de un tipo de estructura u otra haciendo variar de manera considerable la arquitectura del polímero, con el consecuente compromiso en las propiedades mecánicas y químicas de la pieza.

Al principio se desea que la resina sea lo menos viscosa posible, buscando que fluya de manera fácil y homogénea sobre el material de refuerzo que se esté impregnando, pero la viscosidad es dependiente de la temperatura del medio y de la antigüedad de la resina. Al comenzar el proceso de polimerización la temperatura aumenta gracias a un proceso exotérmico, incrementándose la extensión de las cadenas moleculares hasta alcanzar el punto de gelación, en el cual las cadenas comienzan el proceso de entrecruzamiento provocando que la resina no fluya más y la mayoría de las reacciones individuales disminuya, el punto final del proceso es cuando se alcanza la vitrificación en el cual el movimiento de las cadenas se detiene por completo.

Aunque gran parte de las resinas epóxicas son auto-polimerizables utilizados los catalizadores del caso, una gran parte utilizan agentes de curado incluyendo aminas alifáticas, aminas aromáticas y polianhídridos. Las aminas alifáticas enfrían el sistema mientras los polianhídridos entregan calor al sistema. En la industria aeronáutica las más utilizadas son las aminas aromáticas dado que generan matrices con transiciones vítreas a altas temperaturas, tabla 1-3.

Tabla 1.3. Temperatura de transición vítrea ¹⁰

Polímero	Tg (°C)
Resinas Epóxicas	50 a 150
Poliéster	30 a 65

¹⁰ PATNAIK, Pradyot. Dean's Analytical Chemistry Handbook, 2 Ed. McGraw Hill. 2004. p.15.4

1.3 Materiales de refuerzo

Los materiales de refuerzo dentro de los materiales compuestos, son aquellos encargados principalmente de suministrar las propiedades mecánicas de las piezas, teniendo diferentes tipos de orígenes tales como naturales o sintetizados químicamente.

Prácticamente la totalidad de los materiales de refuerzo poseen una sección transversal circular, pero se están desarrollando materiales con diferentes geometrías; son de diámetros que van desde algunas micras hasta varios centímetros, con diferentes tipos de presentaciones pudiendo ser fibras continuas o fibras cortas.

Entre las fibras continuas se destacan los filamentos desde los cuales se realizan hiladas, que contienen generalmente varios miles de filamentos individuales, los cuales suelen ser entorchados para mejorar sus propiedades mecánicas, y a su vez al unir varias hiladas se puede realizar telas con diferentes orientaciones de los filamentos, buscando desarrollar materiales isotrópicos o anisotrópicos.

Dentro de las fibras de refuerzo orgánicas se encuentran las mencionadas en la tabla 1-4, con sus respectivos tiempos de degradado así como materiales sintéticos.

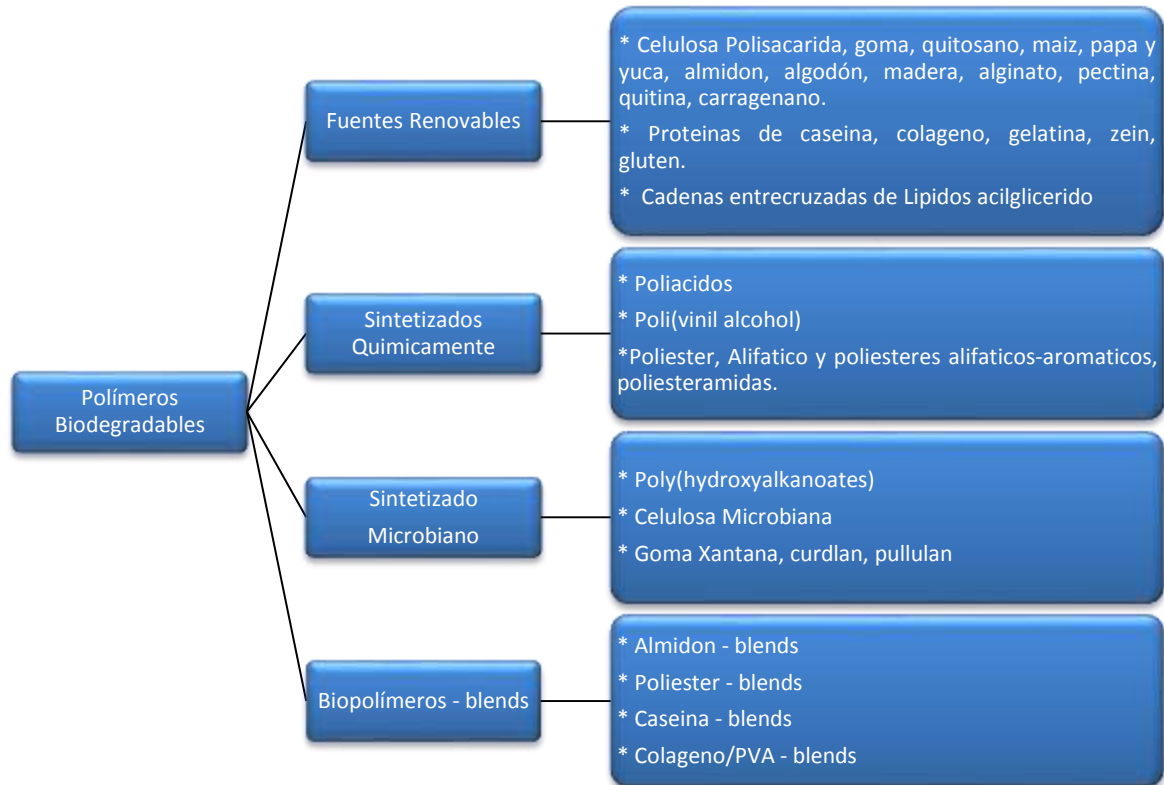
Tabla 1.4. Tiempo para la degradación de varios materiales ¹¹

MATERIAL	TIEMPO PARA DEGRADARSE BAJO CONDICIONES AMBIENTALES
Algodón	1 a 5 meses
PCL-g-MAH/almidón	2 meses
Papel	1 mes
PHB-PHB/almidón	1 mes
Caña de bambú	1 a 3 años
Madera pintada	13 años
Plástico	450 años
Vidrio, llantas y piezas de compuestos	No se sabe

¹¹ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002.

Los polímeros biodegradables se clasifican dependiendo de su origen como los vegetales (almidón o celulosa), microbiano (poly(hydroxyalkanoate)), sintetizado químicamente de materiales vegetales [poly(lactic acid)] y los sintetizados químicamente de monómeros, dicha clasificación se muestra en el Gráfico 1-2.

Gráfico 1-2. Clasificación de los Biopolímeros y su nomenclatura ¹²



En cuanto a fibras de refuerzo/relleno de base biológica, uno de los más empleados es el de lignocelulósico (LC), el cual ha venido siendo utilizado desde hace bastante tiempo sobre todo en aplicaciones aeronáuticas.

Una de las principales ventajas de la aplicación de fibras LC, es la posibilidad de su cultivo masivo sobre todo en los trópicos donde estos materiales ya han venido siendo cultivados desde hace siglos, siendo su cultivo considerablemente más barato que la sintetización de sus pares químicos tal como se aprecia en las tablas 1-5 y 1-6.

¹² Fibras naturales. (En línea). 2 de marzo 2012.
<http://www.sc.ehu.es/iawfemaf/archivos/materia/industrial/libro11b.pdf>

Tabla 1.5. Comparación entre materiales sintéticos y naturales ¹³

Fibra	Gravedad Especifica	Costo (US\$/tonelada)	Consumo energético (GJ/tonelada)
Base plantas	0,6 – 1,2	200 – 1000	4
Vidrio	2,6	1200 – 1800	30
Kevlar	1,4	7500	25
Carbón	1,8	12500	130

Tabla 1.6. Comparación de características de materiales sintéticos y naturales¹⁴

Fibra	Densidad (gr/cm ³)	Modulo Elasticidad (GPa)	Resistencia a la tracción (MPa)	Alargamiento a rotura (%)
Algodón		4,98 – 10,92	264 - 654	3 – 7
Lino	1,5	24 – 50	300 - 900	2,7 – 3,2
Cáñamo	1,48		285	1,3
Sisal	1,45	10,4	444 – 552	2 – 2,5
Plátano	1,35	20	550	5 – 6
Piña	1,53	4,2	413	3 – 4
Yute		38 – 43,8	342 – 672	1,7 – 1,8
Fibra de Vidrio E	2,54	72	1500	
Fibra de Vidrio S	2,48	80	3000	
Carbono HS (alta resistencia)	1,7	200	4000 - 6000	
Kevlar49	1,5	140	3000	
Carbono UHM (ultra-alto-modulo)	1,85	600	2000	

¹³ Ciencia de materiales, universidad de malaga, tema 7, (En línea). 2 de marzo 2012. http://webdeptos.uma.es/qicm/Doc_docencia/Tema7_CM.pdf

¹⁴ Exequiel Rodríguez, Analia Vázquez, Propiedades mecánicas de materiales compuestos con fibras naturales obtenidos mediante la técnica de vacum infusión.

1.4 Adherencia entre fibra de refuerzo y matriz

La adhesión es el proceso por el cual materiales disimiles que están en contacto, permanecen unidos debido a la fuerza intermolecular ejercida sobre ambos elementos.

Es una fuerza dipolo-dipolo de baja intensidad, pero que debido a la gran cantidad de enlaces que se forman obtiene grandes capacidades mecánicas, superando inclusive las fuerzas de cohesión del adhesivo. El proceso requiere que se ejerza un control de manera cuidadosa sobre la humedad, dado que los enlaces se debilitan con la presencia de agua, la cual puede llegar a contaminar el material de refuerzo creando una película que evita la humectación por parte del polímero, propiciando la aparición de zonas con delaminaciones por la presencia de poros o vacíos ¹⁵.

Durante su aplicación se diferencian varias etapas por las cuales debe pasar, da inicio con la etapa de la humectación, en la cual se busca la total penetración del adhesivo tratando que se genere una superficie de contacto lo más amplia posible entre los dos materiales, se ve muy influenciada por parámetros como la viscosidad, temperatura, presión, rugosidad y edad del adhesivo.

De la comparación entre la energía de superficie del sólido, con la tensión superficial del líquido adhesivo, se puede obtener la posibilidad de humectación de dos superficies dadas, mostrando que la humectación es posible cuando la energía de superficie del sólido es superior a la tensión superficial del líquido.

Posterior a la fase de humectación se presenta la etapa de espesamiento, que es en la cual el líquido se torna sólido, se puede presentar por evaporación, enfriamiento o reacción química, todos los adhesivos estructurales son del tercer tipo y se requiere que para los dos primeros tipos sean polímeros termoplásticos.

En la adhesión con endurecimiento por evaporación, el polímero se encuentra disuelto, por lo que al terminar su aplicación se permite que se evapore o emigre por difusión en materiales porosos.

Para el endurecimiento por enfriamiento al polímero se le adiciona calor, lo que genera que regrese al estado líquido o muy cercano a él, para que durante el tiempo que dura dicho efecto se puede manipular de manera tal que tome diferentes formas.

¹⁵ SHACKELFORD, James. Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros, 6 Ed, Prentice Hall. 2005. p. 494 a 499

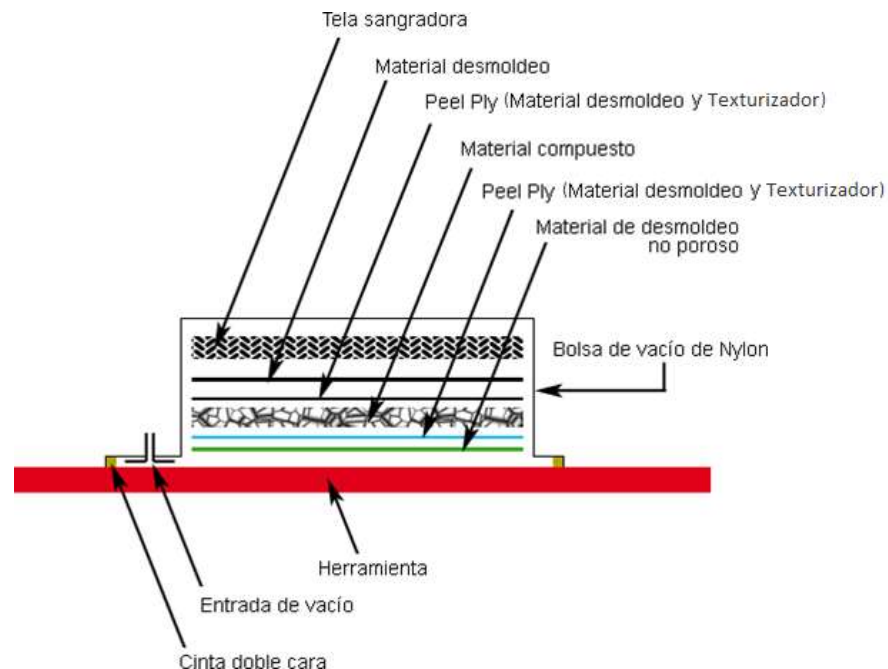
En el tercer tipo el adhesivo puede encontrarse en estado líquido o gelatinoso, en el primero se tienen dos componentes los cuales deben ser pesados y mezclados inmediatamente antes de su utilización, en el segundo tipo (resinas epóxicas) el material de refuerzo suele venir pre-impregnado de fábrica de manera tal que al suministrar calor al sistema se dé inicio al proceso de polimerización.

1.5 Protocolos de fabricación

El proceso de fabricación de un material compuesto se realiza al apilar diferentes capas de material con orientaciones preestablecidas, buscando una mayor fortaleza en ciertos sentidos.

Para el curado se utiliza un sistema de rampas de temperatura a una presión de vacío o mecánica establecida, durante la construcción se pretende ejercer una presión uniforme de manera que se logre sacar la resina excedente, en el Gráfico 1-3 se muestra la arquitectura para el sistema de vacío.

Gráfico 1-3. Esquema típico para el sistema de vacío



Para el curado es recomendable utilizar un autoclave, en el cual se puede ejercer una presión que puede oscilar entre 90 y 150 Psi sobre el conjunto de manera isostática; siendo exento de problemas típicos en el sistema de vacío, dado que no necesita de la presencia de grandes capas de aire por lo que la altura no lo afecta.

Los gases con los que se recomienda presurizar la cámara son Nitrógeno y Dióxido de carbono, dado que al ser gases inertes se elimina el riesgo de ignición siempre presente al utilizarse aire ambiental.

Un autoclave típico consiste en un contenedor, sistema de control, sistema eléctrico, generador de gas y posiblemente un sistema de vacío, debido a que varios fabricantes prefieren utilizar dicho sistema en las primeras etapas de fabricación para asegurar unas geometrías y luego con presión positiva alcanzar los valores finales.

El proceso de curado se hace siguiendo un procedimiento que es ampliamente recomendado por el fabricante de la matriz, dado que con eso se alcanza el máximo potencial de dicho polímero, el proceso suele consistir en la utilización de dos rampas.

Durante la primera rampa se busca que la resina disminuya su viscosidad, para poder humectar zonas a las que no haya logrado alcanzar, se eliminen contaminantes y toda la humedad presente, suele ser a temperaturas de 100 a 140 °C ¹⁶.

En la segunda rampa se inicia el ciclo de polimerización, durante esta etapa la viscosidad continua cayendo debido a la aplicación de calor adicional, y luego crece aceleradamente mientras la cinética del proceso comienza asegurando la correcta creación de las cadenas de polimerización, suele ser a 110 °C o 170 °C dependiendo del polímero. La resina se gela hasta un punto en el cual se solidifica. Posteriormente se mantiene esta temperatura por un tiempo de 2 a 6 horas de manera que se garantice una polimerización completa ¹⁷.

Si en algún punto la presión o la temperatura caen por debajo del rango recomendado por el fabricante, el cual suele ser de +/- 5 a 10 °C, se presentan fenómenos en los cuales se forma una elevada porosidad o inclusive vacíos, estos fenómenos pueden ser interlaminares o intralaminares como se muestra en el Gráfico 1-4 ¹⁸.

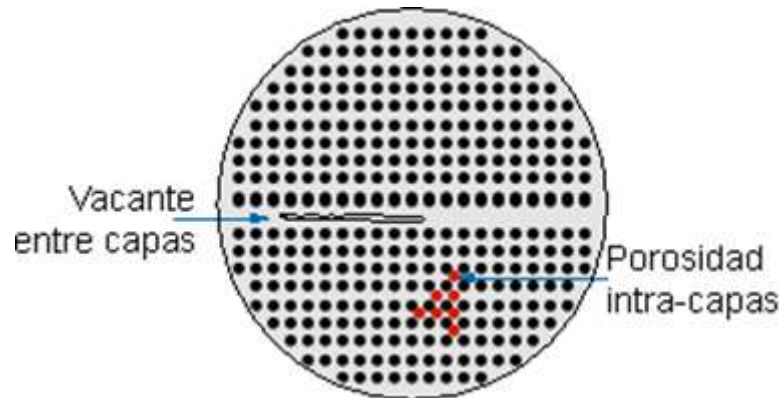
Se presentan porque gases volátiles presurizan el sistema o demás contaminantes han quedado atrapados en el conjunto, adicionalmente se puede presentar humedad remanente, la cual al evaporarse aumentará la cantidad de discontinuidades comprometiendo la integridad de la pieza.

¹⁶ Lancair Legacy FG, Construction Handbood. The Lancair Company. 2010.

¹⁷ Ibid.

¹⁸ Ibid.

Gráfico 1-4. Vacantes y porosidad de manera interlaminar e Intraláminar. ¹⁹



Otro problema que se presenta es que los materiales pre-impregnados se pueden contaminar con partículas de la atmósfera, esta cantidad de contaminación depende de la humedad relativa y la temperatura del medio circundante, de esta manera al llevarse a cabo el proceso de curado estos contaminantes se convierten en volátiles.

1.6 Efectos ambientales

Dado que tanto la fibra de refuerzo como la matriz polimérica suelen ser altamente higroscópicas, se debe prestar gran atención a la manera en la cual las piezas son fabricadas y posteriormente operadas, esto suele ser crítico cuando las piezas se ven sometidas a altas temperaturas, por ello se busca siempre limitar la cantidad de material expuesto al ambiente, el tiempo de fabricación y la geometría de la pieza.

Se recomienda tener cuartos especialmente acondicionados para el trabajo con materiales compuestos, estos son conocidos como cuartos limpios en los cuales se pretende evitar la entrada de partículas de polvo, así como controlar las condiciones medioambientales a través del control de la temperatura y de la humedad.

La humedad presente en la matriz puede adicionalmente bajar la temperatura de transición vítrea (T_g), haciendo que la matriz no logre su correcta polimerización generando la creación de cristales o morfologías incorrectas que no serán capaces de dar las características mecánicas y químicas requeridas, reduciendo la capacidad estructural de la pieza.

¹⁹ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials, Elsevier. 2006. p.314

Entre los principales problemas que se aprecian se ven los siguientes ²⁰:

- Las resinas termoestables tienden a absorber de 1% a 2% de humedad, mientras que las resinas termoplásticas absorben del 0,1% a 0,3% de humedad.
- Condiciones cálidas y húmedas hacen matrices más plásticas.
- Condiciones frías y secas hacen matrices más frágiles.
- Al eliminar la humedad de manera rápida se generan espacios vacíos y micro agrietamientos que generan tensión a la estructura.

De igual manera se debe prestar gran atención al ambiente en el que van a operar las piezas, dado que no solamente se verán afectadas por la contaminación y la humedad, sino que serán objetos de ataques por parte de químicos y radiación ultravioleta. Para disminuir el daño se recomienda pintar las piezas con acabados que generen una capa que separe el material compuesto del agente agresor, y que logren reflejar la mayor cantidad posible de radiación ultravioleta, por ello los aviones de materiales compuestos civiles tienen la limitante de ser pintados casi exclusivamente de blanco, con muy pocas zonas no críticas que aceptan otros colores claros, problema que se intensifica si la pieza está operando en ambientes con altas temperaturas.

1.7 Procesos de caracterización

Para la correcta caracterización de los materiales es necesario realizar la caracterización térmica, para conocer los límites térmicos en los cuales operarán las piezas al igual que la caracterización mecánica para determinar sus propiedades.

1.7.1 Análisis térmico

La resina al ser un polímero tan sensible a los cambios de temperatura al igual que al entorno y las condiciones de trabajo, debe ser caracterizada para lograr determinar la envolvente operacional en la cual puede operar.

En el análisis térmico se busca determinar principalmente la temperatura de transición vítrea, temperatura de polimerización y los límites de estabilidad al monitorear el cambio de las propiedades físicas en función de la entrada de energía al sistema.

²⁰ NIU, Michael C. Y. Composite Airframe Structures. Practical design information and data. Conmilit Press Ltd. 1992. p.358

1.7.1.1 Temperatura de transición vítrea (Tg)

Durante el proceso de calentamiento de matrices poliméricas se presenta un punto en el cual se produce un cambio en el estado del material, pasando del estado vítreo al estado elástico, o desde el elástico al vítreo durante el proceso de enfriamiento. Tg es la temperatura por debajo de cual la relajación a larga distancia, se vuelve más lenta con respecto al tiempo de observación.

Se presenta un cambio en la dureza de la matriz de dos a tres órdenes de magnitud, debido a la aparición o congelamiento de grandes partes de las cadenas de polímeros comprometiendo su movilidad. La temperatura a la cual ocurre está dada por la arquitectura molecular y la densidad de uniones entre las diferentes cadenas de polímeros, pero depende también de las tasas de calentamiento o enfriamiento utilizadas durante la prueba.

La menor temperatura a la que se presente una transición en una curva DSC será la Temperatura de transición Vítrea (Tg), dicha transición es una discontinuidad suave que se da en un rango de aproximadamente 10 °C, entorno a la cual Cp va desde un valor bajo hasta un valor alto, lo cual es característico de transiciones termodinámicas de segundo orden. Otro efecto que se presenta es que los polímeros siempre tienen mayor capacidad calorífica por encima de Tg que por debajo, debido a que hay mayor cantidad de grados de libertad lo que permite absorber mayor cantidad de energía.

Un problema significativo que se presenta es la higroscopia de los materiales poliméricos, los cuales tienden a absorber gran cantidad de agua lo cual tiene un gran efecto sobre la Tg, especialmente en polímeros con gran cantidad de interconexiones, dando una medida falsa al dar una lectura menor a la real, una manera de solucionarlo es a través del proceso gradual de calentamiento en el cual se elimine parte o toda la humedad.

Dado que al alcanzar la Tg baja la rigidez de la matriz, el material pierde propiedades mecánicas de manera significativa, debido a que el polímero se encuentra en estado elástico evitándose de esta manera que el material pueda transferir las cargas de manera efectiva a las fibras de refuerzo, por lo que Tg es generalmente utilizada para definir el límite superior de temperatura ambiente a la cual pueden operar las piezas fabricadas con dicho material compuesto, por lo que existe un margen de seguridad propuesto de 28 °C (50 °F) entre Tg y la temperatura operacional límite²¹.

²¹ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 6-29 y 6-30

1.7.1.2 Termogravimetría (TGA)

El análisis por termogravimetría mide el cambio de masa de la muestra a través de un incremento gradual de temperatura previamente establecido, generalmente de 10°C/min o de la exposición de la muestra a una temperatura dada midiendo el cambio de masa en función del tiempo.

Es generalmente utilizado para determinar la estabilidad térmica de los materiales poliméricos a través del monitoreo del peso, otro uso adicional de la técnica es para determinar la tasa de pérdida de partículas extrañas a la muestra tales como humedad, diluyentes o demás partículas que deben ser removidas dado que comprometerían la pieza final.

Otro uso que se le da a la técnica es ayudar en la interpretación de análisis de Calorimetría Diferencial de Barrido (Differential Scanning Calorimetry, DSC), donde la actividad endotérmica temprana puede representar un bajo punto de fusión o por la volatilización de material de bajo peso molecular ²².

1.7.1.2.1 Equipo

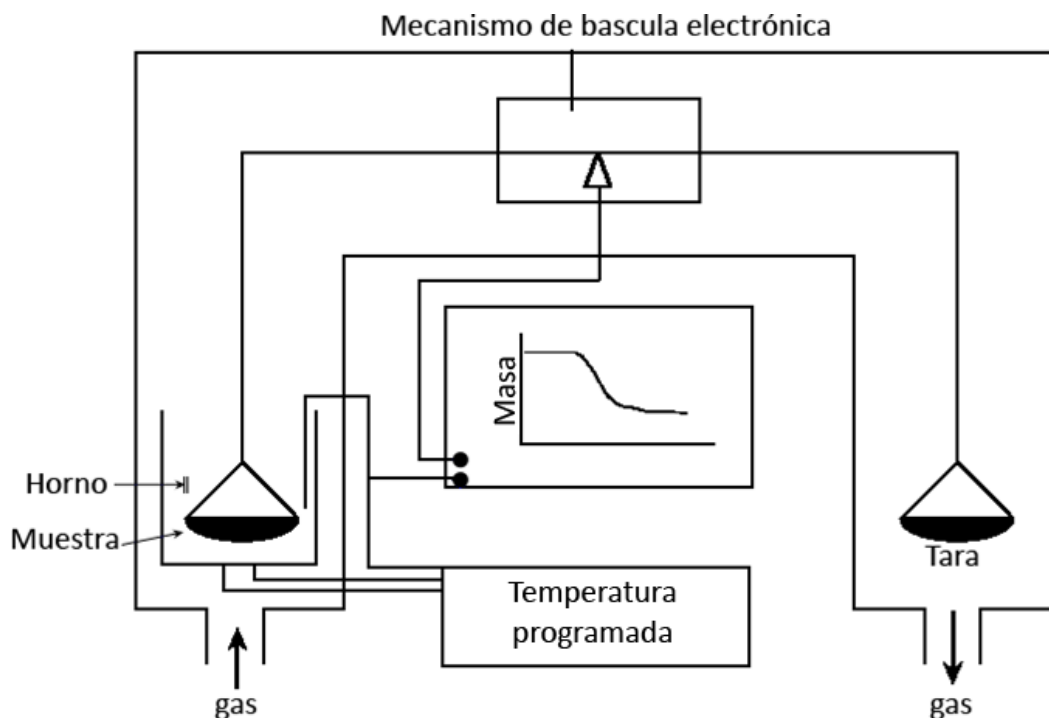
El equipo necesario para realizar análisis TGA debe contener los siguientes componentes.

- Microbalanza capaz de detectar cambio desde 0,1 µg
- Horno con el aislante que permita rangos desde temperatura ambiente hasta 1000 °C.
- Control de temperatura capaz de asegurar la programación y correcta ejecución de las tasas de calentamiento, donde 10°C/min es el valor estándar, o mantener una temperatura constante a lo largo del análisis.
- Sistema neumático para realizar la purga de la cámara donde se encuentra la muestra, así como introducir diferentes gases para variar el tipo de atmósfera.
- Sistema de adquisición de datos.

El gráfico 1-5 muestra un esquema del mismo.

²² PATNAIK, Pradyot. Dean's Analytical Chemistry Handbook, 2 Ed. McGraw Hill. 2004. p. 15.5

Gráfico 1-5. Esquema de equipo para análisis TGA.²³



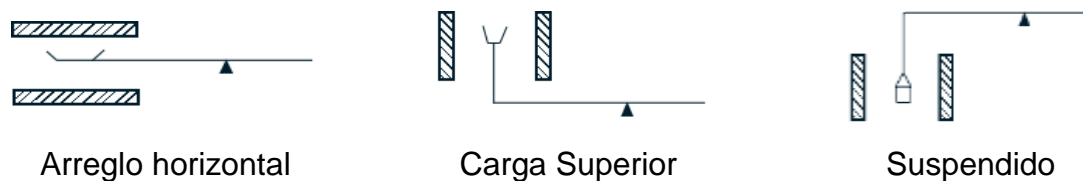
La arquitectura del horno puede variar considerablemente teniendo la posibilidad de calentar la muestra desde diferentes ángulos, Gráfico 1-6, pero los requerimientos son los mismos.

- Ser capaz de alcanzar 200 °C por encima de la máxima temperatura de trabajo deseada.
- Tener una zona caliente de un largo razonable, y con temperatura uniforme.
- Toda la muestra debe ser calentada de manera uniforme.
- Alcanzar la temperatura de inicio lo más pronto posible.
- No afectar los mecanismos de la báscula por radiación o convección.

El sistema de calentamiento puede ser por resistencias eléctricas o por radiación, el primer sistema es muy raramente utilizado debido a los largos gradientes de temperatura, el sistema por radiación es el más utilizado, debido al hecho que a través de radiación infrarroja la luz es enfocada en la muestra a través de la utilización de espejos elípticos o parabólicos, obteniéndose temperatura de 1400 °C con rampas de temperatura de 1000 °C/min.

²³ BROWN, Michael E. Introduction to Thermal Analysis. Techniques and applications. Chapman and hall. 1988. p. 7

Gráfico 1-6. Tipos de arquitectura para el horno del equipo TGA.²⁴



Para las muestras existen varios tipos de atmósferas dependiendo de la naturaleza del material o las condiciones que se pretendan evaluar, generalmente las muestras están en el interior de una recámara bien sea de cristal o metálica, las cuales deben ser capaces de operar en rangos desde alto vacío, $<10^{-4}$ Pa, hasta alta presión, > 3000 KPa.

Suelen utilizarse diferentes gases buscando atmósferas oxidantes, inertes o gases reductores o corrosivos. Se utilizan pequeñas masas para proteger el equipo en caso de deflagración o explosión de las muestras.

1.7.1.2.2 Muestras

Las muestras utilizadas varían de manera considerable pudiéndose utilizar desde metales hasta químicos orgánicos.

En materiales metálicos suele buscarse la temperatura de oxidación, la cual se hace visible al presentarse un elevado incremento de la masa de la muestra, así como también el punto de Curie, el cual es la temperatura en la cual un metal ferromagnético pierde su magnetismo convirtiéndose en un material paramagnético.

Se presentan problemas dependiendo de la naturaleza de la muestra, algunas debido a su baja transferencia de calor provocan que la misma no sea calentada de manera homogénea, produciendo reacciones puntuales las cuales generan la dificultad para poder reproducir la prueba²⁵.

1.7.1.2.3 Interpretación de resultados ²⁶

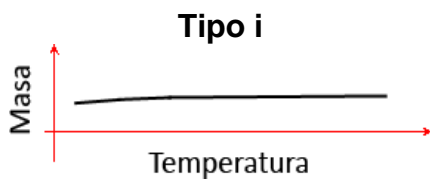
Se distinguen varios tipos característicos de gráficos los cuales se muestran en el gráfico 1-7.

²⁴ BROWN, Michael E. Introduction to Thermal Analysis. Techniques and applications. Chapman and hall. 1988. p.11

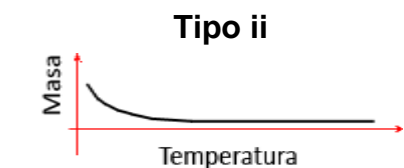
²⁵ Ibid, p.15

²⁶ Ibid. p.18

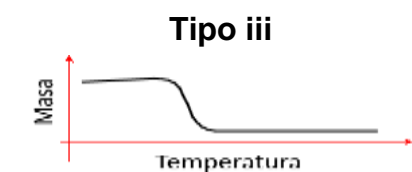
Gráfico 1-7. Tipos de resultados ²⁷



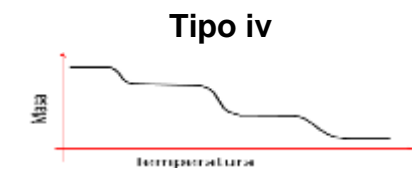
La muestra no presenta descomposición con pérdida de productos volátiles en el rango de temperatura mostrado. No se obtiene información, sin embargo, en las fases sólidas, fusión, polimerización u otras no se presentó eliminación de materiales volátiles.



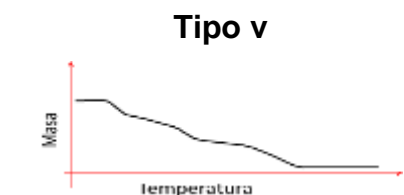
La rápida pérdida inicial de masa es característica de desorción o secado, puede incrementarse al trabajarse a bajas presiones. Para asegurarse que la pérdida de masa es real se recomienda volver a correr la muestra, la cual debe producir la curva tipo i.



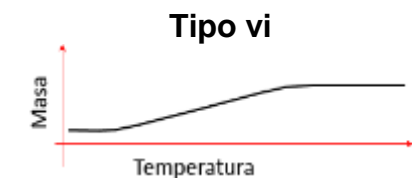
Representa la descomposición de la muestra en una única etapa. La curva puede ser utilizada para definir los límites de estabilidad de los reactantes, determinar la estequiometría del reactante y para investigar la cinética de la reacción.



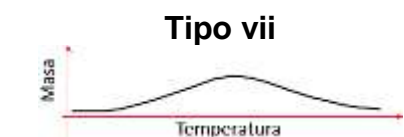
Indica una descomposición multi-etapa con intermedios relativamente estables. De nuevo los límites de temperatura de los reactantes y de los intermedios pueden ser determinados, junto con estequiometría de reacciones más complejas.



Descomposición de múltiples etapas, pero no se encuentran intermedios estables, se obtiene poca información, pero se puede determinar la estequiometría general de la reacción. Es importante revisar el efecto que la rata de calentamiento tiene sobre la curva.



Muestra ganancia de masa como resultado de una reacción entre la muestra y la atmósfera circundante. Un ejemplo típico sería la oxidación de una muestra metálica.



Es una curva muy rara de encontrar. Es el producto de una oxidación la cual se descompone de nuevo a mayores temperaturas.

²⁷ BROWN, Michael E. Introduction to Thermal Analysis. Techniques and applications. Chapman and hall. 1988. p.18

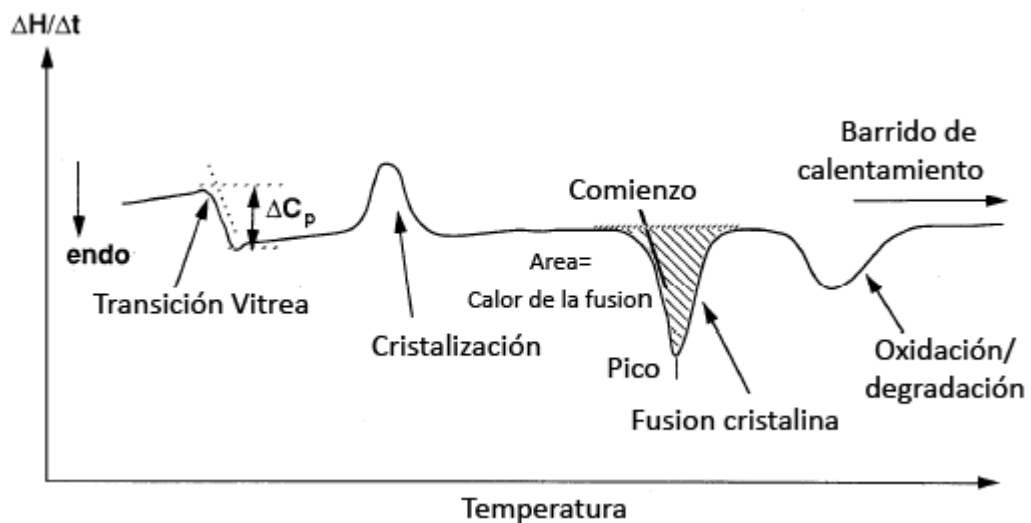
1.7.1.3 Calorimetría Diferencial de Barrido (DSC)

La Calorimetría Diferencial de Barrido (DSC) es una técnica que mide la absorción o emisión de calor y el grado del cambio de calor así como la temperatura en una muestra dada, en función del tiempo comparándola con otra recámara que se tiene como referencia, un resultado tipo para polímeros es el mostrado en el Gráfico 1-8. Es un método utilizado para el análisis térmico de materiales tanto orgánicos como inorgánicos.

Al variar las condiciones de presión se logra acelerar las reacciones de oxidación de los polímeros.

Al presentarse una transición térmica en la muestra, existe un intercambio de energía térmica hacia la muestra o a la referencia para mantenerlas a la misma temperatura, con ello y gracias a que la transferencia de energía es exactamente equivalente en magnitud a la energía absorbida o liberada en la transición, el balanceo de energías proporciona una medida calorimétrica directa.²⁸

Gráfico 1-8. Diagrama DSC típico para polímeros.²⁹



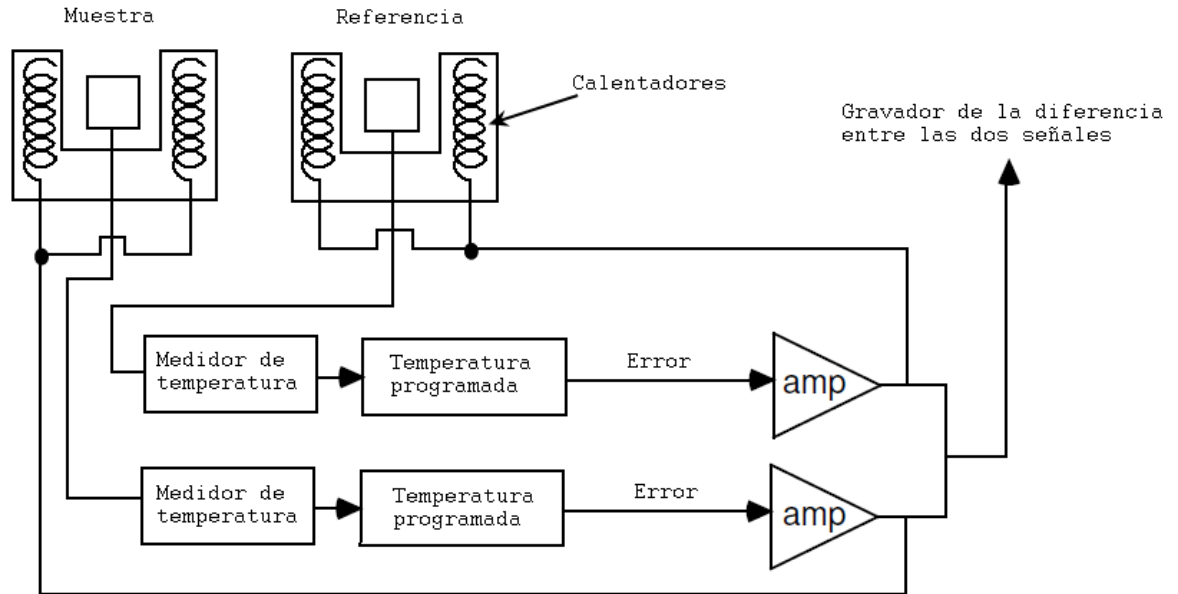
²⁸ PATNAIK, Pradyot. Dean's Analytical Chemistry Handbook, 2 Ed. McGraw Hill. 2004. p.15-2

²⁹ CHEREMISINOFF, Nicholas. Polymer Characterization: Laboratory Techniques and Analysis. Univ. Press of Mississippi. 1996. p.21

1.7.1.3.1 Equipo

El equipo consta de dos cámaras, en una se coloca la muestra y la otra actúa como referencia, las dos cámaras son calentadas o enfriadas hasta alcanzar la temperatura inicial deseada, Gráfico 1-9.

Gráfico 1-9. Esquema de equipo para análisis DSC.³⁰



Se da comienzo a un programa preestablecido en el cual se busca generar un calentamiento bien sea muy rápido o gradual, generalmente a 10 °C/min. A lo largo del calentamiento el sistema monitorea la temperatura en las dos cámaras buscando siempre mantenerse fieles al programa, de lo contrario el equipo es capaz de enfriar o calentar dicha cámara.

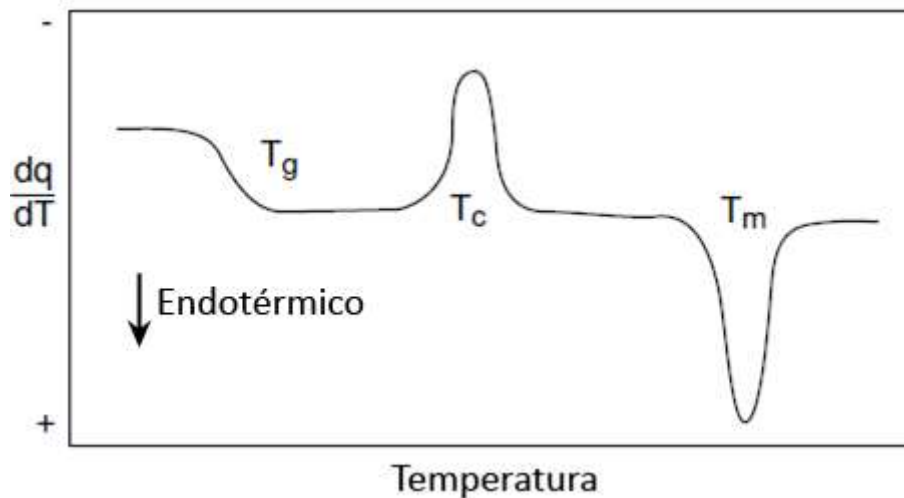
La capacidad calorífica de la muestra es proporcional a la diferencia en la energía suministrada a las dos cámaras por unidad de tiempo, dicha diferencia en la cantidad de energía es grabada automáticamente.

³⁰ NAIRN, John A. Materials science & Engineering - Polymer Characterization. 2003. p. 129

1.7.1.3.2 Interpretación de resultados ³¹

La interpretación de los análisis de DSC es difícil en la medida de la gran cantidad de información que se puede obtener de ellos. Se suele utilizar la convención de signos mostrada en el gráfico 1-10, pero varía de equipo en equipo.

Gráfico 1-10. DSC típico de un polímero semicristalino.³²



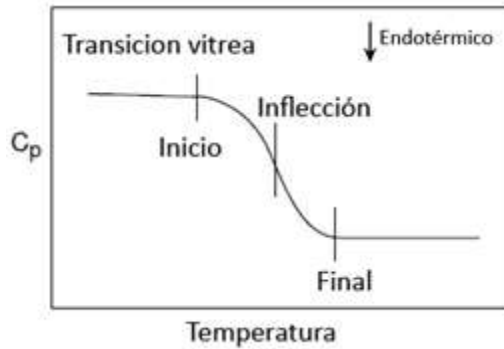
Transiciones endotérmicas de primer orden o transiciones que absorben calor, poseen una alta capacidad calorífica, por lo que generan picos positivos. Transiciones exotérmicas de primer orden o transiciones que liberen calor poseen una capacidad calorífica negativa, generando por lo tanto picos negativos.

La transición a menor temperatura es el punto de transición vítrea (T_g). Dado que no existe una T_g sino una zona en el material, Gráfico 1-11, existen diferentes maneras de tomar el punto, pero el procedimiento más común es tomar el punto medio de la gráfica. Se debe prestar gran atención cuando se vaya a utilizar material bibliográfico o generar un reporte, dado que dar un único valor es algo arriesgado.

³¹ NAIRN, John A. Materials science & Engineering - Polymer Characterization. 2003. p. 130

³² Ibid, p. 131

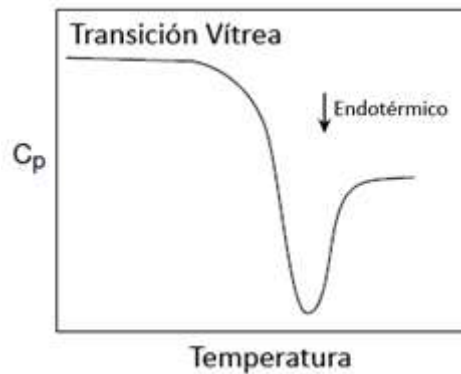
Gráfico 1-11. Construcción de una zona de transición vítrea. ³³



Un parámetro que tiene gran influencia sobre la Tg es la tasa de calentamiento utilizada, dado que el valor variará dependiendo de la manera que se lleve a cabo la prueba, incrementando el valor de Tg al aumentar la rata de calentamiento, sin embargo el cambio es de aproximadamente 3°C.

Si el proceso de calentamiento es considerablemente más rápido que la tasa de enfriamiento o la muestra ha sido envejecida significativamente antes de la prueba, se puede obtener un resultado como el mostrado en el gráfico 1-12, donde la capacidad calorífica pasa de un punto menor a uno mayor, el pico asemeja una transición endotérmica de primer orden lo cual da lugar a malas interpretaciones.

Gráfico 1-12. Transición vítrea con un peldaño debido a efectos cinéticos en el proceso, el peldaño se acentúa al aumentar la rata de calentamiento o al envejecer la muestra antes del calentamiento. ³⁴

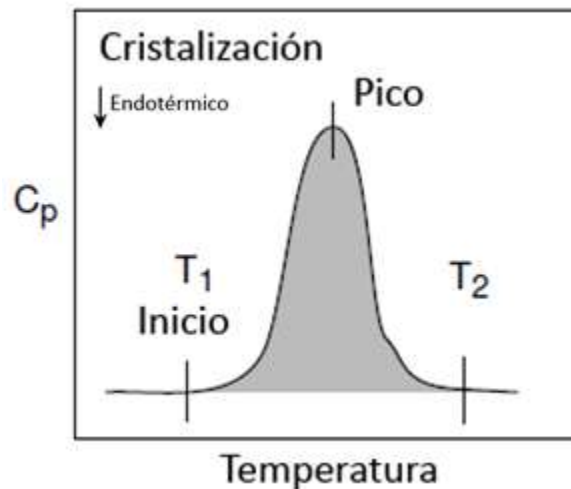


³³ NAIRN, John A. Materials science & Engineering - Polymer Characterization. 2003. p. 132

³⁴ Ibid, p. 133

Si polímeros semicristalinos no cristalizaron a su máxima capacidad cuando se enfriaron, es posible que se de parte de dicha cristalización durante el proceso de calentamiento, la cual se muestra en el DSC como un pico exotérmico (pico negativo o pico que entrega calor); la temperatura de cristalización, T_c , está siempre entre T_g y la temperatura de fusión T_m . Un pico típico de cristalización es el mostrado en el Gráfico 1-13, donde la T_c es a veces tomada al comienzo de la cristalización pero es más comúnmente asignada a la temperatura del pico.

Gráfico 1-13. Típico pico de cristalización exotérmico. ³⁵



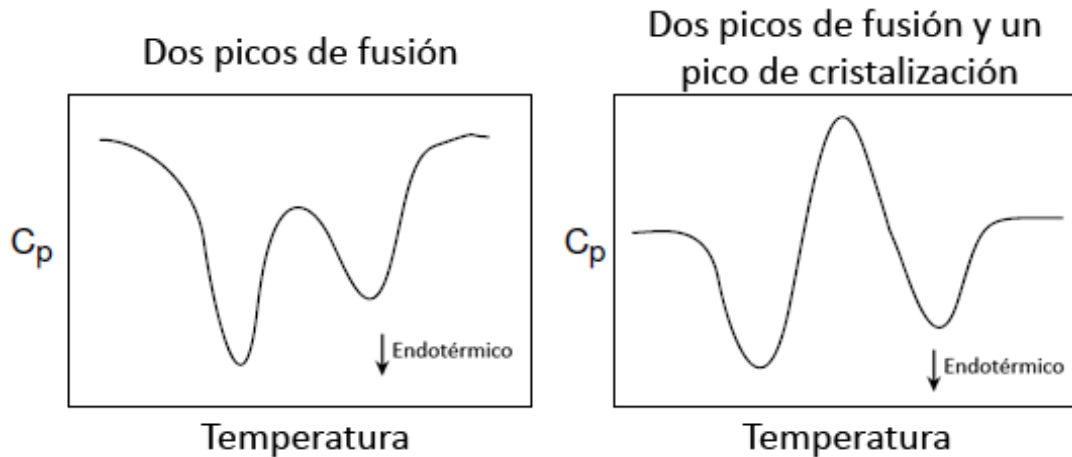
Pero de nuevo T_c también es sensible a la tasa de calentamiento utilizada.

El mayor pico en la gráfica 1-14 representa la transición de fusión, la cual es una transición endotérmica de primer orden, y se muestra como un pico positivo en el DSC.

Algunos polímeros pueden cristalizar en más de una forma de cristal, por lo cual pueden existir diferentes T_m . La gráfica 1-14 muestra en su mitad izquierda que dos tipos de cristales dan dos transiciones de fusiones independientes, por lo que aparecen dos picos en el DSC. Es incluso posible que un cristal que se fundió a una temperatura menor se recristalice en un cristal con un punto de fusión mayor, por lo que se crearan dos picos donde se funden y un pico negativo de cristalización, Gráfico 1-14.

³⁵ NAIRN, John A. Materials science & Engineering - Polymer Characterization. 2003. p. 133

Gráfico 1-14. Regiones de transición de fusión de polímeros con más de un tipo de cristal.³⁶



1.7.2 Caracterización mecánica

La caracterización mecánica es llevada a cabo con el objetivo de conocer las propiedades estructurales de determinados materiales, así como sus posibles aplicaciones dentro de la industria.

Se busca caracterizar el comportamiento durante todo el rango de aplicación de carga, para saber en qué punto y de qué manera puede fallar, así como realizar pruebas para el control de calidad, asegurar la fuerza y estabilidad durante un ciclo de carga y conocer el modo en el que durante su proceso de degradación varían las propiedades mecánicas y químicas.

Las pruebas más comúnmente realizadas son las de tensión, compresión y esfuerzo cortante, aunque se pueden realizar combinaciones de los anteriores para determinar características específicas.

Se pueden realizar pruebas estáticas en las cuales las muestras son sometidas a unas condiciones hasta que fallan o pruebas dinámicas donde se realiza un barrido para determinar la degradación de la muestra con el pasar del tiempo y/o los ciclos.

³⁶ NAIRN, John A. Materials science & Engineering - Polymer Characterization. 2003. p. 135

1.7.2.1 Tensión

En el ensayo de tensión se aplica una carga variable de manera gradual, buscando determinar la deformación que se presenta en el material, generalmente a velocidades muy bajas.

Se hace la transferencia de carga desde las mordazas hasta la probeta a través de un esfuerzo cortante, por lo que se debe tener cuidado al realizar la prueba y cerciorarse que las probetas no se muevan dentro de las mordazas; pueden utilizarse diferentes geometrías de tabletas, para asegurar correctamente las probetas a las mordazas si se demuestra que existen deslizamientos.

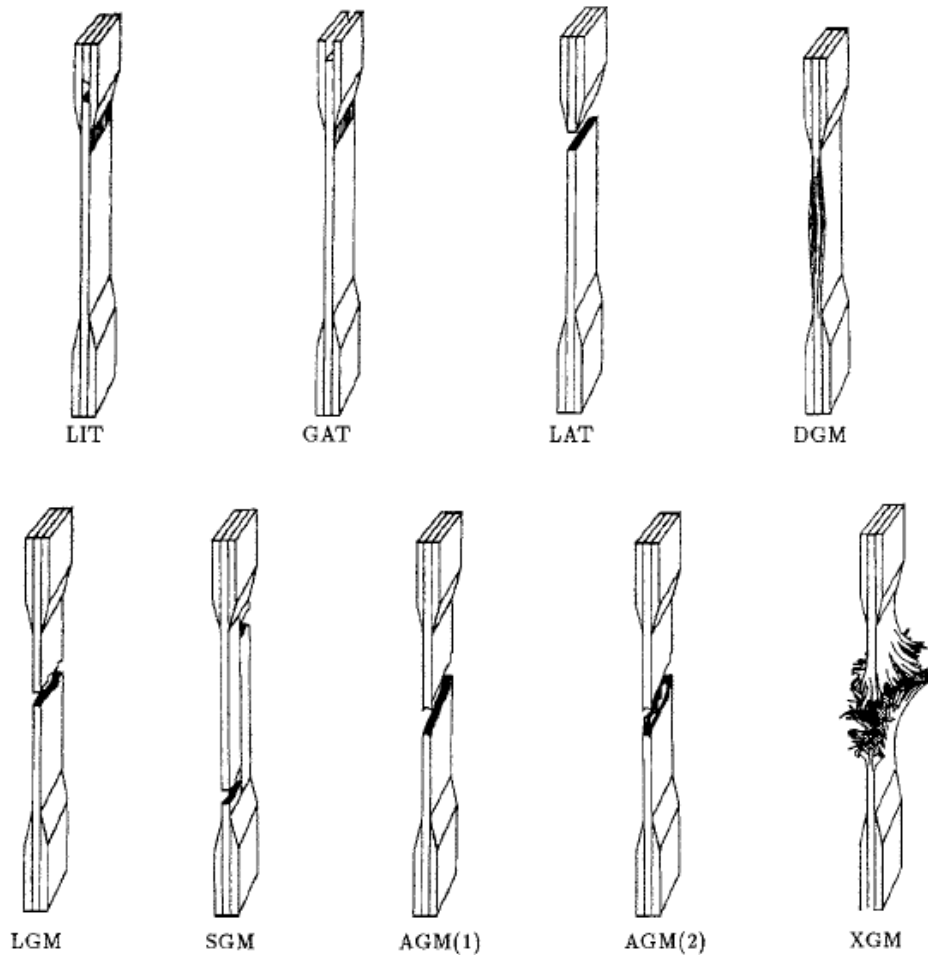
Para materiales compuestos la norma que regula las pruebas de caracterización mecánica son las MIL-HDBK17-1F, la cual con la colaboración de la ASTM desarrollaron protocolos estándares para las pruebas, la tabla 1-7 y el Gráfico 1-15 muestran las designaciones a utilizar de acuerdo al tipo de falla obtenido.

Tabla 1.7. Código para los tipos de falla a tensión ³⁷

FIRST CHARACTER		SECOND CHARACTER		THIRD CHARACTER	
Failure Type	Code	Failure Area	Code	Failure Location	Code
Angled	A	Inside grip/tab	I	Bottom	B
edge Delamination	D	At grip/tab	A	Top	T
Grip/tab	G	<1W from W grip/tab	W	Left	L
Lateral	L	Gage	G	Right	R
Multi-mode	M (xyz)	Multiple areas	M	Middle	M
long. Splitting	S	Various	V	Various	V
eXplosive	X	UnknownU	U	Unknown	U
Other	O				

³⁷ ASTM, D3039/D3039M-08, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. 2012. p. 10

Gráfico 1-15. Modos de falla en tensión. ³⁸



La sección 2.3 muestra como quedaron configuradas las probetas.

1.7.2.2 Tenacidad de fractura

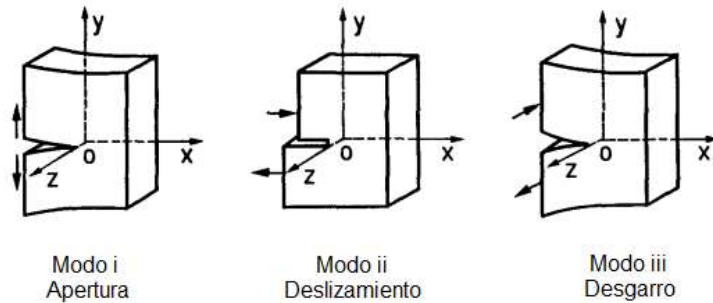
Todo material una vez que ha sido fisurado o agrietado conserva una capacidad marginal para soportar cargas, las cuales encuentran puntos localizados de concentración de esfuerzo en la boca de la grieta, la cual buscará disipar la energía de acuerdo a si el material es isotrópico o no.

³⁸ ASTM, D3039/D3039M-08, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. 2012. p. 10

De manera tal que la tenacidad de fractura busca determinar la carga máxima que es capaz de soportar la estructura antes de fallar totalmente, cuando se encuentra previamente agrietado.

Existen tres modos para la propagación de las grietas, los cuales muestran los factores de intensificación de la fuerza en función de la geometría de la pieza, las dimensiones de la grieta y la carga aplicada tal como se muestra en la gráfica 16.

Gráfico 1-16. Modos básicos de propagación de grieta³⁹



Modo I, Apertura: Las superficies se separan simétricamente en la dirección Y.

Modo II, Deslizamiento: Las superficies se deslizan la una con respecto de la otra simétricamente en el plano XZ en la dirección X.

Modo III, Desgarro: Las superficies se deslizan la una con respecto a la otra simétricamente en el plano XZ en la dirección X.

En esta tesis se probó la tenacidad de fractura translaminar, ver gráfico 17, en el modo I dado que es el modo que permitía realizar la máquina de tensión, por lo que para la condición en particular la norma a utilizar era la ASTM 1922-04 Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials, que propone la ecuación 1-1 para determinar la tenacidad de fractura translaminar.

$$K = \frac{\left[\frac{P}{BW^{1/2}} \right] \left[\alpha^{1/2} \right] \left[1,4 + \alpha \right] \left[3,97 - 10,88\alpha + 26,25\alpha^2 - 38,9\alpha^3 + 30,15\alpha^4 - 9,27\alpha^5 \right]}{[1 - \alpha]^{3/2}} \quad (\text{Eq. 1-1 } ^{40})$$

³⁹ GDOUTOS, E.E. Fracture Mechanics: An Introduction, 2 Ed. Springer. 2005. p. 16

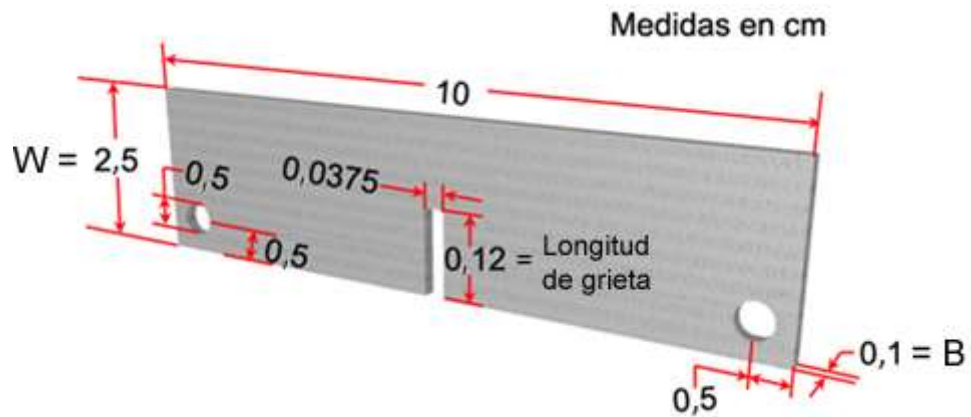
⁴⁰ ASTM, E 1922-04. Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Láminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials. 2011. p.3

Dónde:

- K:** Tenacidad de fractura translaminar, $MPa\sqrt{m}$
P: Máxima carga aplicada, MN
 α : $\frac{\text{longitud de la grieta}}{\text{ancho de la probeta}}$, adimensional
B: Espesor de la probeta, m
W: Ancho de la probeta, m

La probeta queda dimensionada como se muestra en el gráfico 28.

Gráfico 1-17. Dimensiones de la probeta de tenacidad de fractura translaminar ⁴¹



1.7.3 Fractografía de compuestos

Es la interpretación de la morfología de la fractura que presenta una pieza o probeta determinada, en la cual se pretende determinar los motivos de la falla del material.

En piezas de compuestos el inconveniente es que a diferencia de la fractografía en metales, no es posible realizar una comparación directa entre las imágenes obtenidas y la bibliografía. Esto se debe al gran rango de modos de falla posible, los cuales generalmente interactúan entre ellos incluso luego de un fallo catastrófico inicial.

⁴¹ La gráfica es tomada y explicada en el segundo capítulo numeral 2.3.1

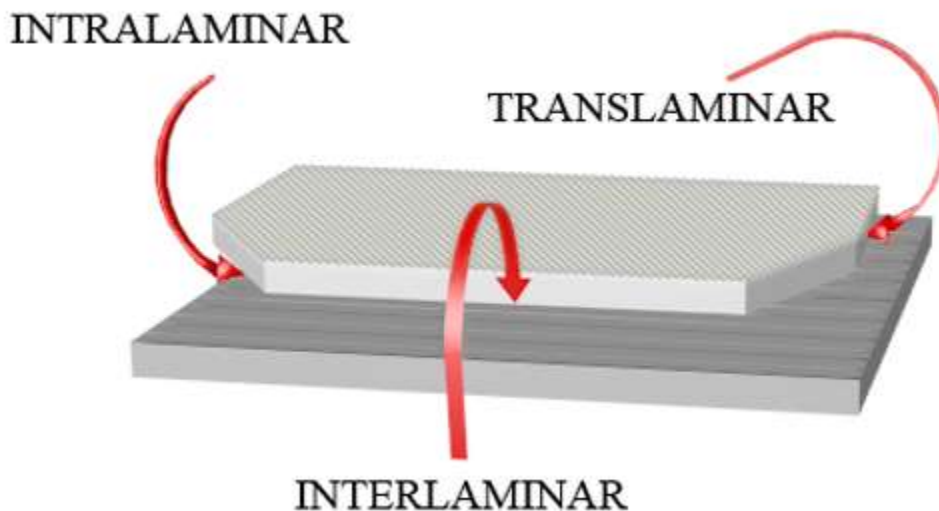
Factores como temperatura, humedad, tasa de carga y manipulación pueden destruir la información existente, adicionalmente la superficie de falla casi siempre queda desgarrada por lo que análisis posteriores son muy difíciles si es que son posibles de realizar. ⁴²

Se distinguen tres tipos de falla como se ve en el Gráfico 1-18, los cuales son translaminar, intralaminar e interlaminar.

En modo translaminar la falla se presenta a lo largo del espesor de la pieza, en el intralaminar la ruptura se presenta en la interface entre fibra y matriz, pero solo falla la matriz o la combinación matriz-refuerzo y en el modo interlaminar se presenta una separación de las capas.

El modo intralaminar está altamente relacionado con fallas predominantes de material de refuerzo

Gráfico 1-18. Modos de falla en compuestos ⁴³



La falla translaminar que normalmente se presenta en materiales compuestos, suele ser muy violenta y altamente inestable con una gran liberación de energía, debido a la poca o nula zona plástica, lo que genera un gran retroceso de la pieza generando fallas secundarias normalmente de delaminaciones, todo esto

⁴² GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. Capítulo 2.

⁴³ Ibid. p. 37.

enmascara la falla inicial, lo que puede volver casi imposible la determinación de la secuencia de eventos.⁴⁴

Una dificultad que se presenta en la fractografía es la fragilidad de las piezas y la limitación del espacio disponible en los microscopios ópticos y electrónicos, por lo que en el segundo caso se suelen utilizar geometrías no superiores al cm^2 .

Dicha limitación de espacio genera dificultades durante el corte, dado que no se desea introducir nuevo daño a las piezas, por la concentración de esfuerzos o calentamientos durante el corte, todo esto puede propiciar deformaciones en el área de interés, generar nuevos procesos de polimerización o por el contrario degradación o eliminación de la matriz, por lo que en piezas de dimensiones reducidas y con pequeños espesores se recomienda el corte con tijeras.⁴⁵

Dado que los compuestos no suelen tener una zona plástica, es muy difícil determinar el punto desde el cual se desarrolló la fractura, por lo que pruebas de microscopía electrónica generalmente no son necesarias pues no suelen ofrecer mayor información a la ya determinada en pruebas ópticas.⁴⁶

Durante las inspecciones con estereoscopio se suelen buscar partes de la superficie, que muestren una clara diferencia o el final de un modo de falla y el comienzo de otro, con estos sitios determinados se suelen realizar pruebas posteriores en SEM para obtener mayores detalles.

En general la bibliografía recomienda que la iluminación sea a través de las fibras y no paralelas a ellas, dado que con eso se consigue un juego de sombras que puede dar mayor claridad.

Desde altos ángulos de iluminación hasta totalmente perpendicular se obtiene una buena intensidad, dado que se logra fotografiar el fondo de las cavidades y da buena información concerniente a la dirección de los pliegues.

Se recomienda iniciar el examen de la superficie con una inclinación de 10° , de manera tal que se pueda apreciar la mayor cantidad posible de la superficie obteniéndose una buena profundidad y resolución de crestas y valles. A lo largo del proceso se puede llegar a inclinaciones de hasta los 70° buscando maximizar la cantidad de información que se puede recolectar al hacer visibles otras zonas.⁴⁷

⁴⁴ GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. p. 14.

⁴⁵ Ibid. p. 14 y 52.

⁴⁶ Ibid. Capítulo 2.

⁴⁷ Ibid. p. 77 a 79.

Con microscopía SEM se presenta el inconveniente que la muestra debe ser conductiva, lo cual implicaría realizar un recubrimiento con oro o paladio, lo que puede llegar a enmascarar lo que se desea ver por lo cual se debe prestar mucha atención si se va a hacer dicho recubrimiento.

Se puede realizar el escaneo bajo condiciones ambientales (*environmental scanning electron microscope*, E-SEM) sin embargo se debe tener el voltaje del haz lo más bajo posible para no cargar la muestra ni degradar la resina de la superficie por la alta interacción.⁴⁸

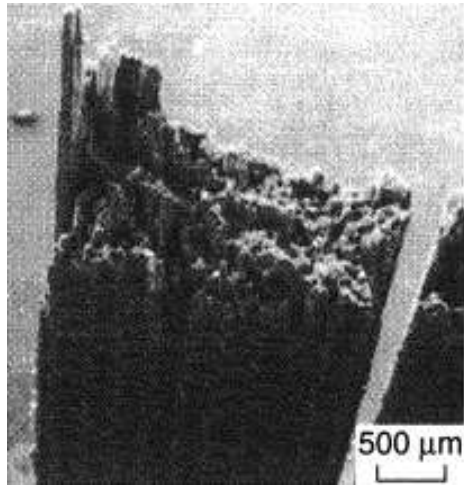
En el fallo cohesivo se aprecia la existencia homogénea de la matriz en ambas caras de la superficie de la fractura, la cual queda con una forma estriada de manera irregular, es muy raro encontrar la fibra sola expuesta sin matriz.

El fallo adhesivo o interfacial se evidencia por la ausencia de matriz en una superficie, muy posiblemente debido a la contaminación de la superficie durante su manipulación o procesamiento durante el proceso de fabricación, o por la contaminación con agua debido a la prolongada exposición a una atmósfera alta en humedad.

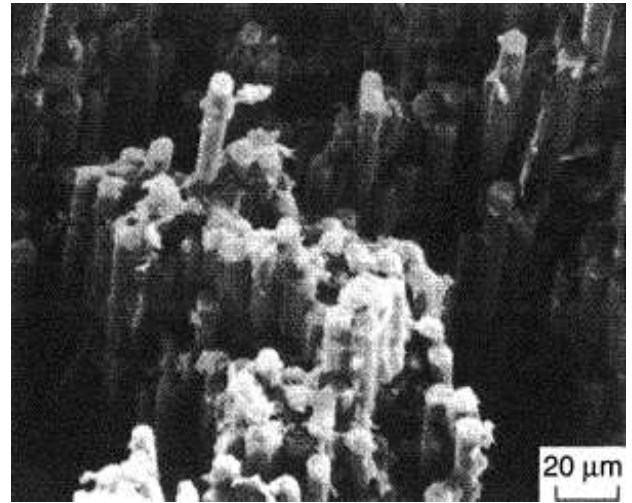
Las fallas de gran energía, características de tensión, suelen mostrar filamentos de diferentes alturas mientras que las fallas de baja energía suelen generar una superficie muy homogénea como se muestran en los gráfico 1-19 y 1-20 respectivamente, estas diferencias pueden ser fácilmente apreciables en pruebas de microscopías ópticas pero se tiene mejor resolución con microscopía electrónica de barrido (SEM).

⁴⁸ GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. p. 84.

Gráfico 1-19. Resultados típicos de fallas de alta energía (a) y (b). ⁴⁹

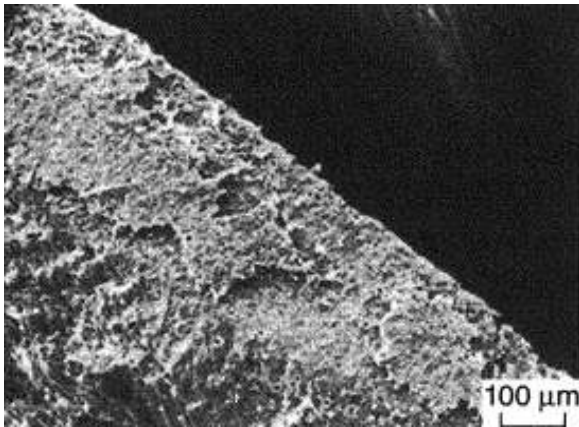


(a)

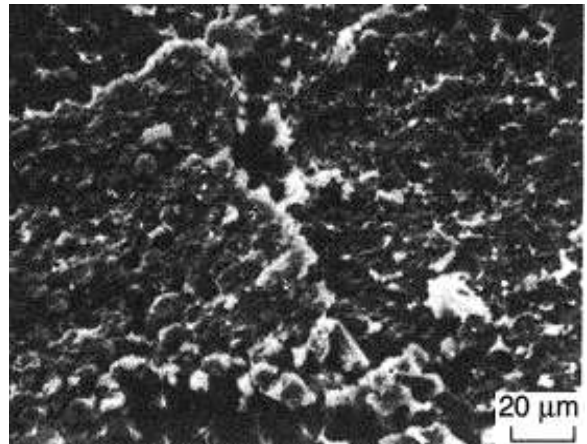


(b)

Gráfico 1-20. Resultados típicos de fallas de baja energía (c) y (d) ⁵⁰



(c)



(d)

⁴⁹ GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. p. 13.

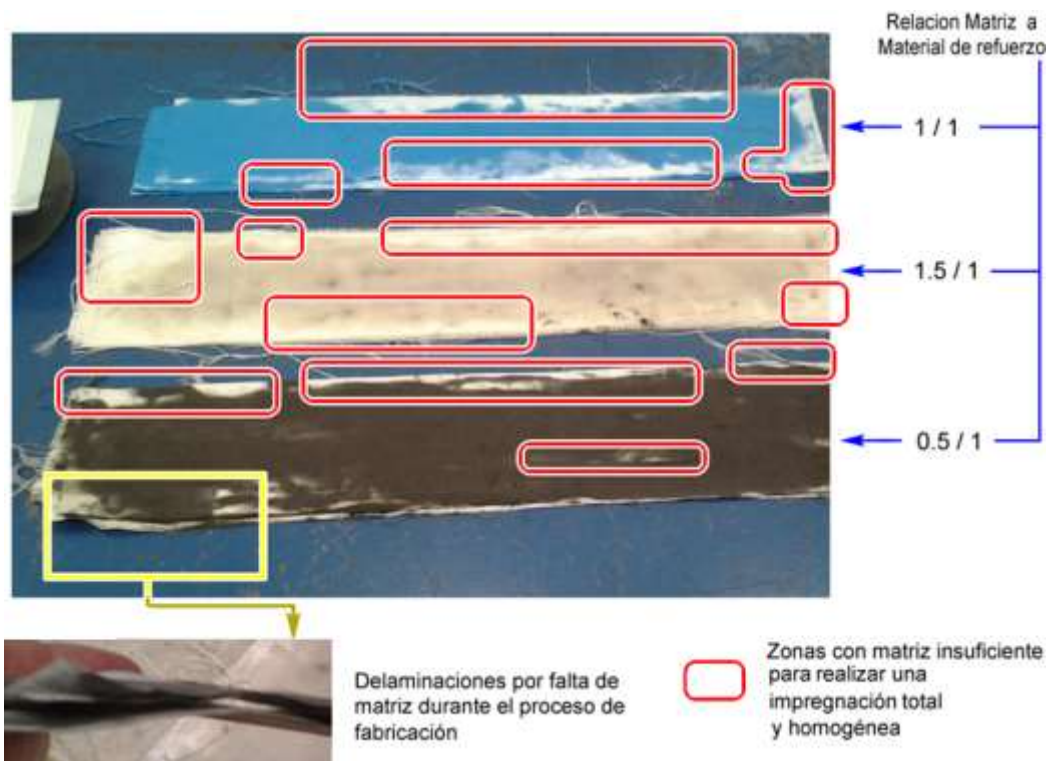
⁵⁰ Ibid. p. 13.

2. CONFIGURACIÓN DEL TRABAJO

La *Federal Aviation Administration* (FAA) sugiere utilizar en resina el equivalente en peso al peso del material de refuerzo ⁵¹, de manera tal que quede con una relación de 1:1, con ello se obtendría la mejor relación entre material de refuerzo y matriz para buscar las mejores propiedades mecánicas. Se buscó determinar la validez de dicho porcentaje con tela de algodón como material de refuerzo, adicionalmente a ello se probaron otros 2 niveles (50% y 150%) para determinar el punto de saturación de la tela.

Luego de realizar la primera fabricación utilizando los niveles inicialmente propuestos, se pudo apreciar que dichos niveles no daban piezas válidas para pruebas posteriores, dado que la matriz no era suficiente para humectar la totalidad del material de refuerzo, tal como se muestra en el gráfico 2-1 y se amplía en el capítulo 3, por lo cual se adicionaron tres niveles extra para determinar el punto de saturación del material de refuerzo, por lo que finalmente se probaron seis niveles de resina.

Gráfico 2 - 1. Discontinuidades y delaminaciones en las piezas



⁵¹ Federal Aviation Administration. Advisory Circular AC 43.13-1B. Title 14 of the code of federal regulations. U.S. Department of Transportation. 1998. p. 3-3

Para el desarrollo de esta investigación se planteó un modelo estadístico basado en los requisitos de las normas ASTM D3039M-08 y E1922-04, las cuales piden la realización de por lo menos 5 pruebas por cada condición que se desee estudiar, de manera tal que el diseño estadístico quedó como se muestra en el gráfico 2-2 donde cada nivel equivale a los porcentajes de resina utilizados para cada prueba, quedando como se muestra en la tabla 2-1.

Tabla 2.1. Equivalencia entre nivel y porcentaje de resina a material de refuerzo

	Nivel 1	Nivel 2	Nivel 3
Prueba inicial	50 %	100 %	150 %
Prueba final	175 %	200 %	225 %

Gráfico 2 - 2. Diseño de experimento



Como materia prima se utilizaron telas adquiridas en el almacén Luna Textil (Cr 24 No. 65 – 19) 100% de algodón, como material desmoldante se utilizó una tela llamada brioni que es entre 80% y 100% nylon, la tela encargada de absorber los excesos de resina puede ser cualquier tela con buena capacidad de absorción de material, el requisito mínimo para todas ellas es que sean capaces de soportar la

temperatura sin degradarse durante todo el tiempo de curado, determinar su idoneidad o no estaba más allá del alcance de este trabajo.

En el anexo D se encuentra la información correspondiente a las resinas epóxicas utilizadas, las cuales son la 6090A con 1956B como endurecedor; fueron seleccionadas porque es una de las mejores resinas epóxicas que se consigue comercialmente y es de amplia utilización industrial.

Dado que se deseaba evaluar la influencia del proceso de curado se procedió con la fabricación de un horno, dicho proceso se muestra en el numeral 2.1.

2.1 Fabricación del horno de curado de bajo calor

2.1.1 Configuración del horno

La investigación bibliográfica mostró que la temperatura que se debía alcanzar no superaba los 200 °C ⁵² por lo que se determinó que el horno para curado debía ser de 60 cm de largo, ancho y alto, dado que con estas dimensiones se podría utilizar el horno no solo para la elaboración de las probetas sino para producción de elementos de mayor tamaño. Fue elaborado en acero galvanizado calibre 22, con paredes de 1 in de espesor aisladas con lana de vidrio del mismo espesor – estándar industrial/comercial - , quedando establecido como se muestra en la figura 2-1; también posee una ventana frontal de inspección en vidrio templado, la cual puede ser cerrada con dos compuertas accionadas manualmente para evitar la pérdida de calor.

Para generar el calor posee dos resistencias conectadas en serie contraladas por un termostato, todo el sistema eléctrico tiene un botón que corta la electricidad en caso de emergencia.

⁵² NIU, Michael C. Y. Composite Airframe Structures. Practical design information and data. Conmilit Press Ltd. 1992. Capítulo 2.

Figura 2 - 1. Diseño exterior del horno de curado



2.1.2 Fabricación del horno

La fabricación se llevó a cabo en el taller que poseía el tesista en la casa, al igual que en el hangar de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

La base fue fabricada con una lámina de acero laminado de 1/4" de espesor soldada a una base de ángulo de hierro de 1" x 1" x 1/8", dado que se necesitaba una base fuerte y estable que sea capaz de soportar cargas térmicas y mecánicas sin deformarse.

El proceso de fabricación se llevó a cabo siguiéndose la secuencia mostrada en las fotografías del anexo A.

Finalmente el horno queda como se ve en la fotografía 2-1, el Gráfico 2-3 muestra los diferentes componentes del mismo.

Fotografía 2 - 1. Horno terminado

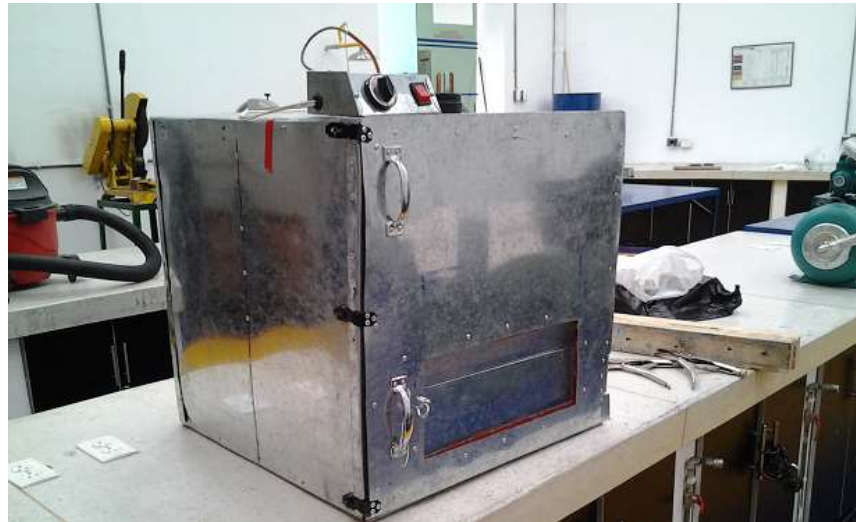
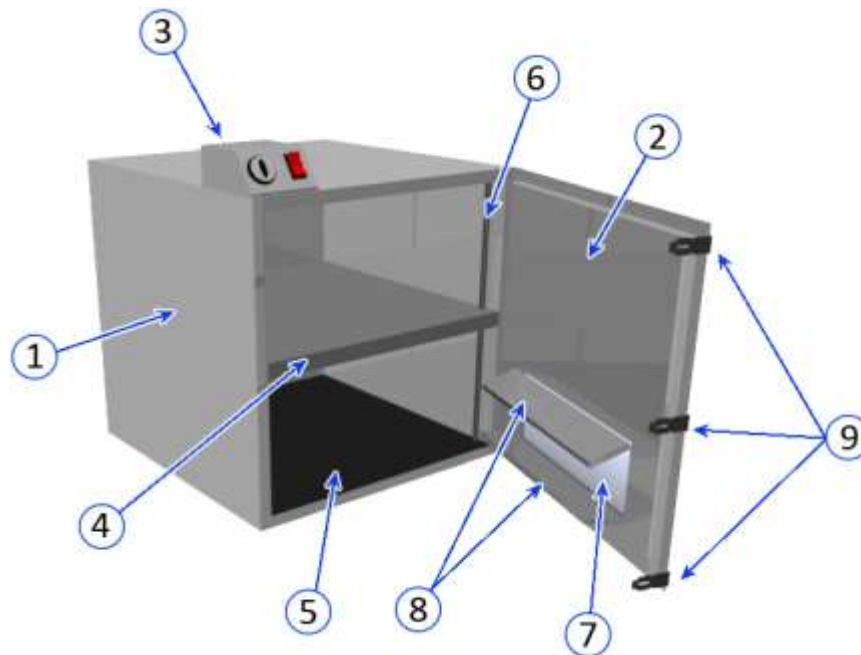


Gráfico 2 - 3. Componentes mayores del horno.



- | | | |
|-------------------------------|---------------------------|-------------------------|
| 1. Cuerpo principal | 2. Puerta | 3. Caja de control |
| 4. Parrilla de resistencias | 5. Base plana de 1/4" | 6. Varas roscadas |
| 7. Vidrio de alta temperatura | 8. Ventanas de inspección | 9. Seguros de la puerta |

La caja de control (3) es la que posee el interruptor maestro que permite el corte del flujo de corriente al controlador de temperatura, el cual a su vez tiene su propio corte de corriente, todo ello le da al horno la facilidad de un control seguro y fácil.

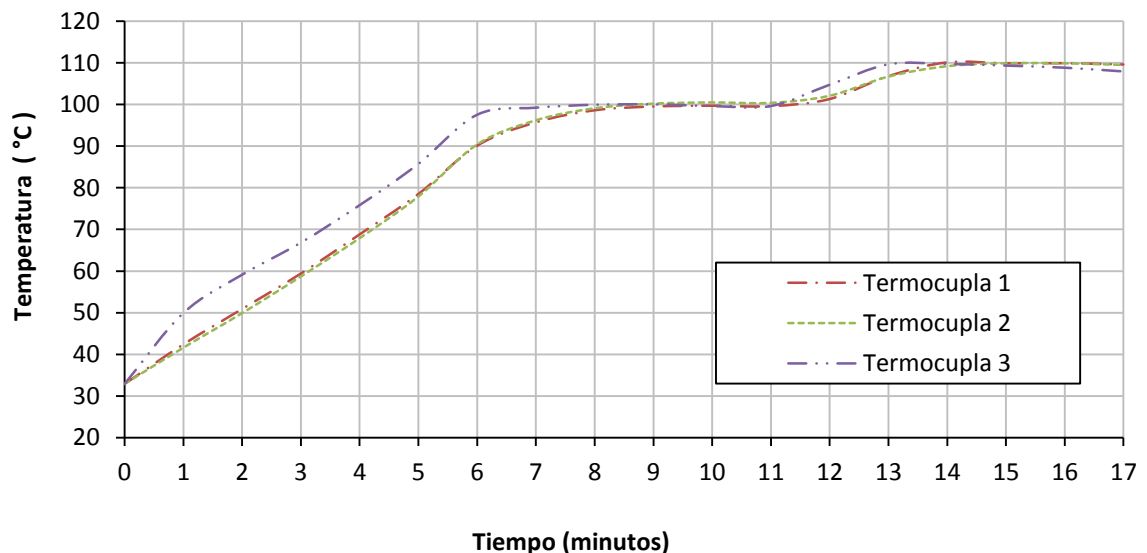
2.1.3 Pruebas del horno

Las pruebas para la caracterización del horno de curado se realizaron en diferentes momentos revelando inconvenientes menores, que fueron solucionados a lo largo del proceso, ellos fueron principalmente la baja temperatura alcanzada en la base cuando la parrilla se encontraba en la parte superior del horno.

Por ello se creó una parrilla ajustable la que se recubrió totalmente con acero galvanizado y se aisló con dos capas de lana de vidrio, otro problema era la gran pérdida de calor a través de la ventana de inspección, lo que llevó a la elaboración de dos tapas de inspección de manera tal que se pudiera tener visibilidad del interior del horno al abrirlas y luego recuperar el sello con su cierre.

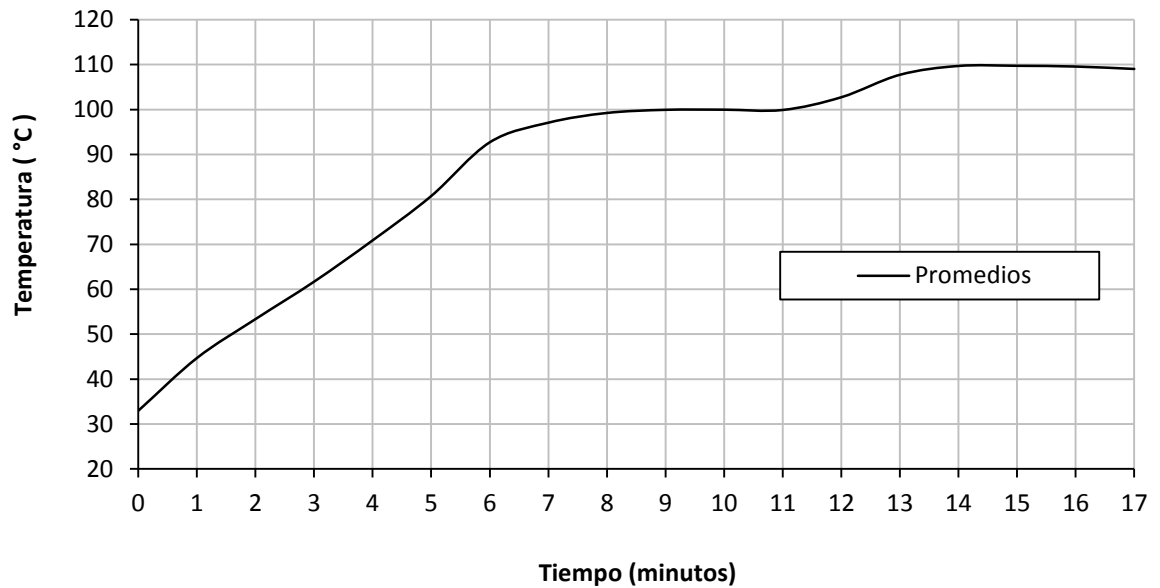
Se estableció como punto de trabajo una altura de 20 cm desde la base del horno hasta las resistencias, se dejó trabajando sin carga y los datos se registraron manualmente minuto a minuto hasta que se consiguiera un valor o rango constante, finalmente obteniéndose los resultados de los gráficos 2-4 y 2-5.

Gráfico 2 - 4. Caracterización del horno con la perilla en 300 ⁵³



⁵³ La perilla utilizada en el horno es comercial y tiene una graduación estándar dependiendo de la marca utilizada, por lo que se tomó dicha marcación como referencia para poder determinar la temperatura del horno a unos intervalos determinados.

Gráfico 2 - 5. Curva de calentamiento del horno con la perilla en 300



Desde el minuto 17 la temperatura permaneció constante en un rango de ± 3 °C por lo que se determinó que la temperatura promedio con la perilla a 300 es de 110 °C.

De igual manera se realizó con la perilla a 400 con los resultados en las gráficas 2-6 y 2-7.

Gráfico 2 - 6. Caracterización del horno con la perilla en 400

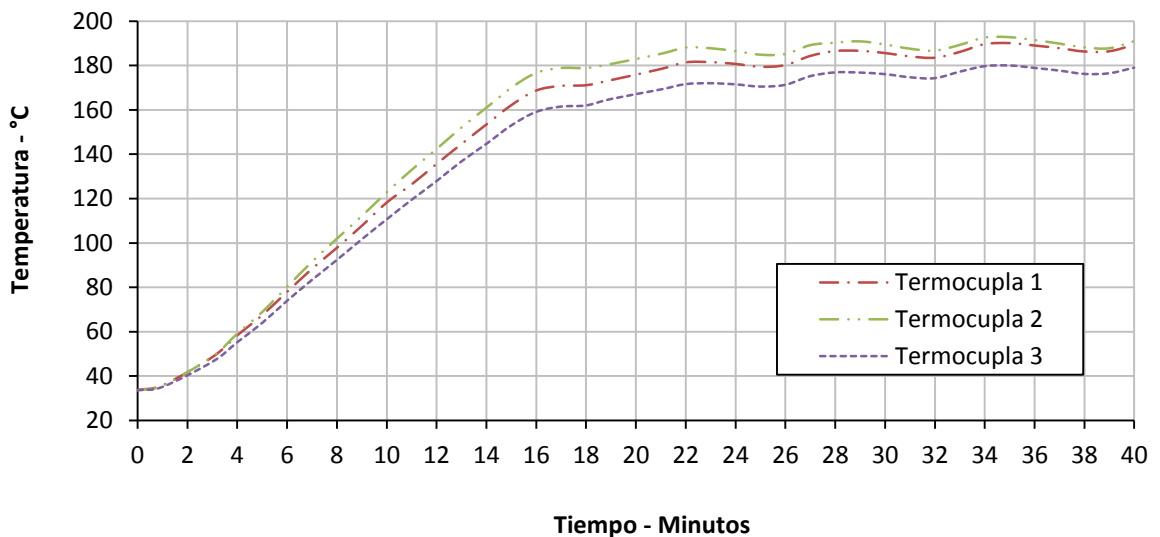
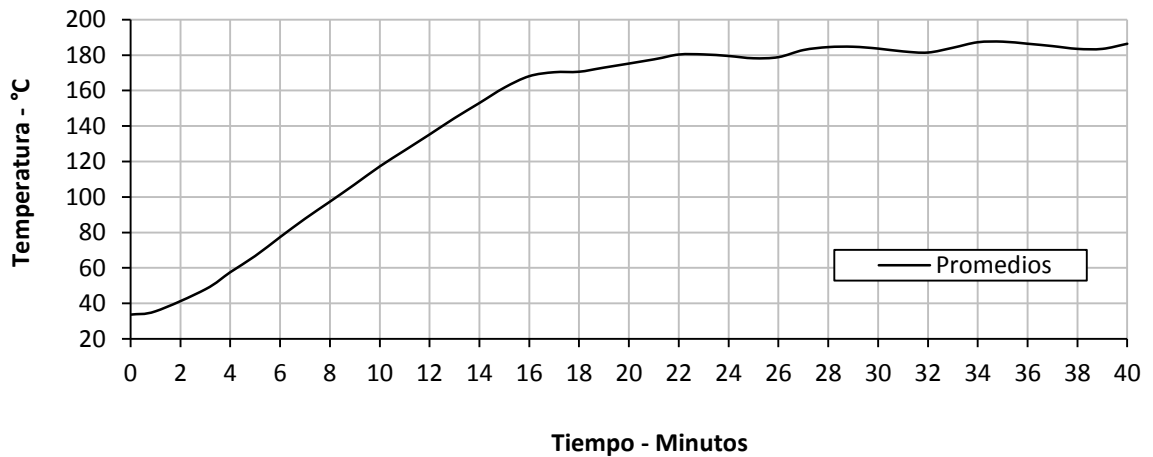


Gráfico 2 - 7. Curva de calentamiento del horno con la perilla en 400

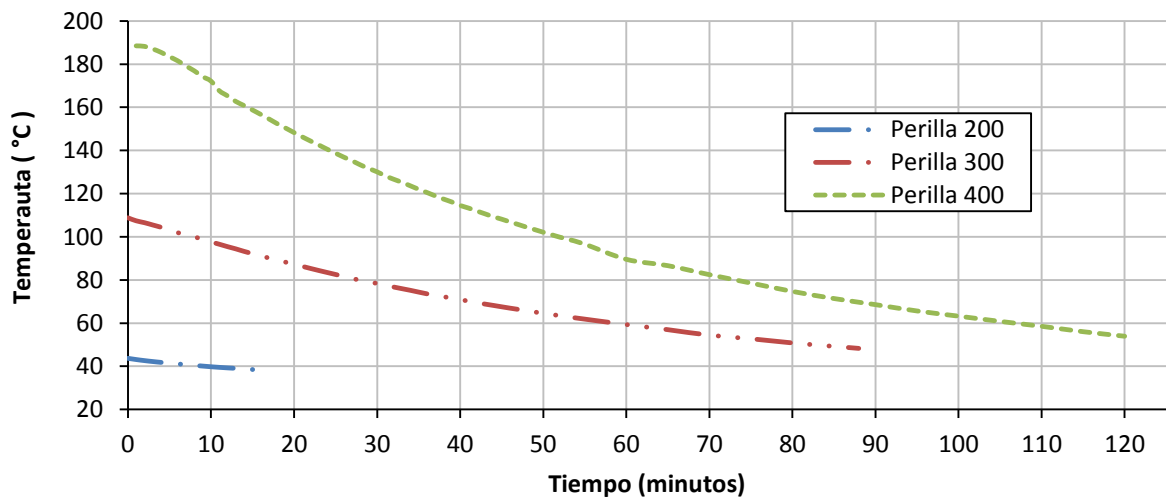


Desde el minuto 32 la temperatura permaneció constante en un rango de +/- 5 °C, por lo que se determinó que la temperatura promedio con la perilla a 400 es de 185 °C.

Se caracterizó de igual manera el horno en su fase de enfriamiento, con el objetivo de conocer la tasa a la cual pierde calor para determinar si era necesario hacer un control activo sobre el mismo, dado que el choque térmico podría generar problemas en el proceso de curado.

El Gráfico 2-8 muestra que el horno pierde calor a una tasa medida dentro de los estándares de fabricación industrial, la cual no se considera aceptable por encima del rango de oscilación de la temperatura en el punto más alto.

Gráfico 2 - 8. Curva de enfriamiento



Con ello se pudo concluir que el horno era apto para el curado de piezas en materiales compuestos.

2.2 Análisis térmico de los componentes

Para el análisis térmico de las muestras se realizaron dos pruebas concernientes a una Termogravimetría (TGA) y una Calorimetría Diferencial de Barrido (DSC), las pruebas se realizaron utilizando una adaptación del protocolo propuesto por el MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. *Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials*, para caracterización a través de pruebas DSC, el cual es el estándar militar para caracterización de materiales compuestos en matriz polimérica, a partir de la cual se creó posteriormente la normatividad ASTM buscando que sean compatibles.

El protocolo es el siguiente:

5.5.4 Procedimiento para Calorimetría diferencial de barrido (DSC) ⁵⁴

Esta prueba puede ser llevada a cabo utilizando un equipo DuPont 9900 para análisis y control térmico con accesorios 912 DSC o equipos equivalentes.

Espécimen: *Prepreg (10 a 30 mg) en montura de aluminio.*

Referencia: *Montura vacía.*

Rata de calentamiento: *10°C/min.*

Rango de temperatura: *Temperatura ambiente a 350°C.*

Atmósfera: *Purgada con nitrógeno.*

Manipulación de la información: *La información es almacenada en un archivo digital y gráficado como flujo de calor [heat flow dH/dt ($\mu\text{W}/\text{sec}$)] vs temperatura ($^{\circ}\text{C}$).*

Calor de reacción: *La información de la calibración junto con el analizador térmico es utilizada para calcular las temperaturas de reacción ΔH de la resina termoestable del prepreg.*

Transición vítrea: *Un dispositivo de enfriamiento pegado al DSC puede ser necesario para facilitar la consecución de la temperatura de transición vítrea T_g de la resina termoestable del prepreg.*

Este protocolo fue elaborado para caracterización de materiales pre-impregnados —fibras de refuerzo y matriz mezcladas y comercializadas desde fábrica en proporciones óptimas—, pero dado que es la única guía reconocida y aceptada

⁵⁴ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 5-8

mundialmente se utilizó en este trabajo realizando pequeñas modificaciones buscando determinar las condiciones más próximas a la realidad del proceso.

Se modificó la atmósfera de pruebas dado que bajo condiciones normales de fabricación, es imposible obtener una atmósfera inerte de nitrógeno por ser poco práctica ni económica, por lo que las piezas son fabricadas bajo atmósfera oxidante.

La cantidad de material varía dado que se analizan los materiales por separado.

Las pruebas fueron realizadas en rangos de temperatura equivalentes a 30 °C hasta 400 °C cubriendo los requisitos.

Dado que las resinas epóxicas están en el grupo de los polímeros termoestables⁵⁵, se determinan sus rangos de operación y fabricación según la tabla 2-2.

Tabla 2.2. Parámetros de fabricación de piezas con resinas termoestables.⁵⁶

Proceso	Termoestables
Reacción química	Si
Rango de temperaturas	250 - 400°F (121 - 204°C)
Tiempo de ciclo	3 - 7 horas
Viscosidad	Baja
Presión requerida	50 – 100 psi
Fabricación	Por lotes
Porcentaje de piezas perdidas	Alto

Se conoce que adicional a los rangos anteriores de fabricación, los rangos máximos de operación son normalmente 100 °C a 150 °C⁵⁷, por lo que se busca determinar el comportamiento de la matriz en dicho rango.

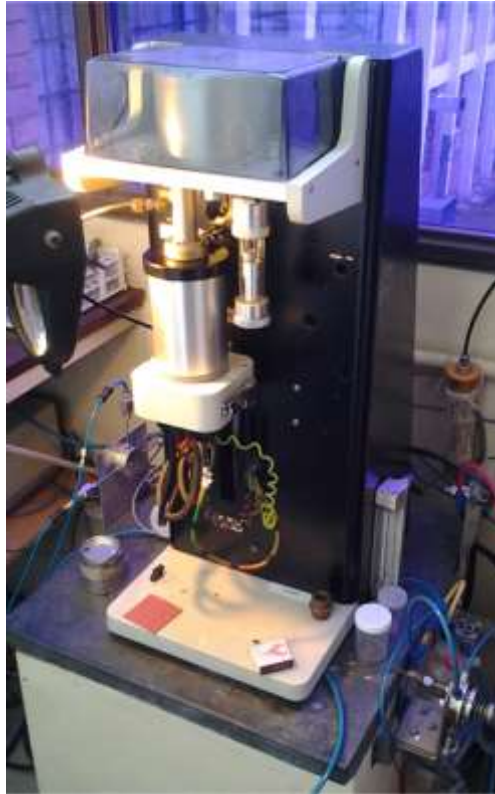
El equipo utilizado fue el Rheometrics STA1500 que se muestra en la fotografía 2-2.

⁵⁵ NIU, Michael C. Y. Composite Airframe Structures. Practical design information and data. Conmillit Press Ltd. 1992. p. 47

⁵⁶ Ibid. p. 179

⁵⁷ BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. Composite Materials for Aircraft Structures, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. p. 9.

Fotografía 2 - 2. Equipo de DSC – TGA

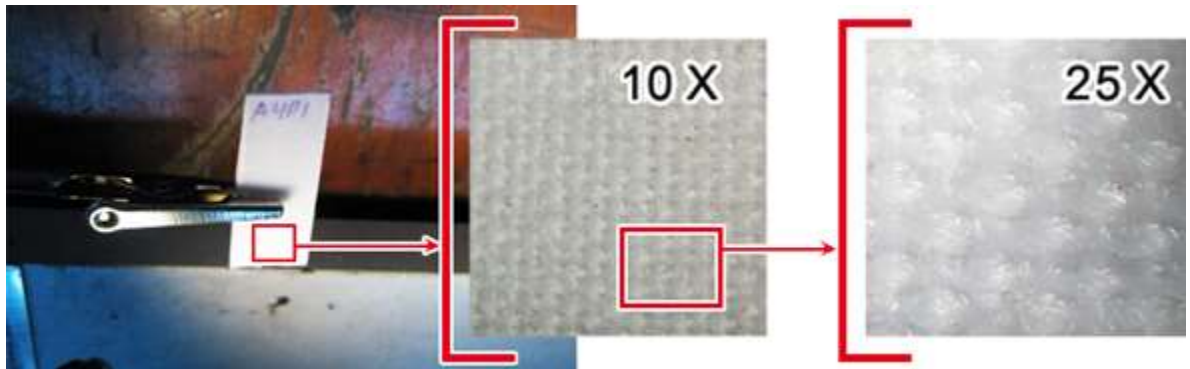


2.3 Fabricación de las probetas

Para la fabricación de las probetas se utilizó el protocolo de "*hand-layup*", el cual consiste en la medición e impregnación manual del tejido de refuerzo, el proceso se llevó de igual manera para todas las probetas, bien sean fabricadas en el horno o a temperatura ambiente.

Se comenzó con la medición y demarcación de la tela en sentido longitudinal, la fotografía 2-3 a 25X permite asumir que la tela es casi bidireccional seguido del corte y un planchado para eliminar las arrugas existentes en las telas; se dejaron enfriar durante la noche protegidas del ambiente para evitar la contaminación tal como se muestra en las fotografías 2-4, 2-5 y 2-6.

Fotografía 2 - 3. Configuración de la tela de algodón



Fotografía 2 - 4. Demarcación en la tela de algodón



Fotografía 2 - 5. Corte en la tela de algodón



Fotografía 2 - 6. Telas de algodón cortadas



Se utilizó brioni como tela desmoldante y bioto como bleeder (tela sangradora que debe absorber los excesos de resina), las dos telas fueron sometidas a pruebas

en el horno siendo llevadas a 180 °C sin mostrar signos de deterioro evidentes durante una inspección en estereoscopio.

Se pesó la totalidad del material de refuerzo, las telas desmoldantes y las telas sangradoras para posteriormente poder determinar la cantidad de resina en el material compuesto y en las otras telas envueltas en el proceso.

La resina epóxica utilizada fue la 6090 que tiene la 1956 como endurecedor, debían ser mezcladas en una relación de 5 a 1, para asegurar la utilización de las correctas porciones se utilizó una báscula electrónica mostrada en la fotografía 2-7.

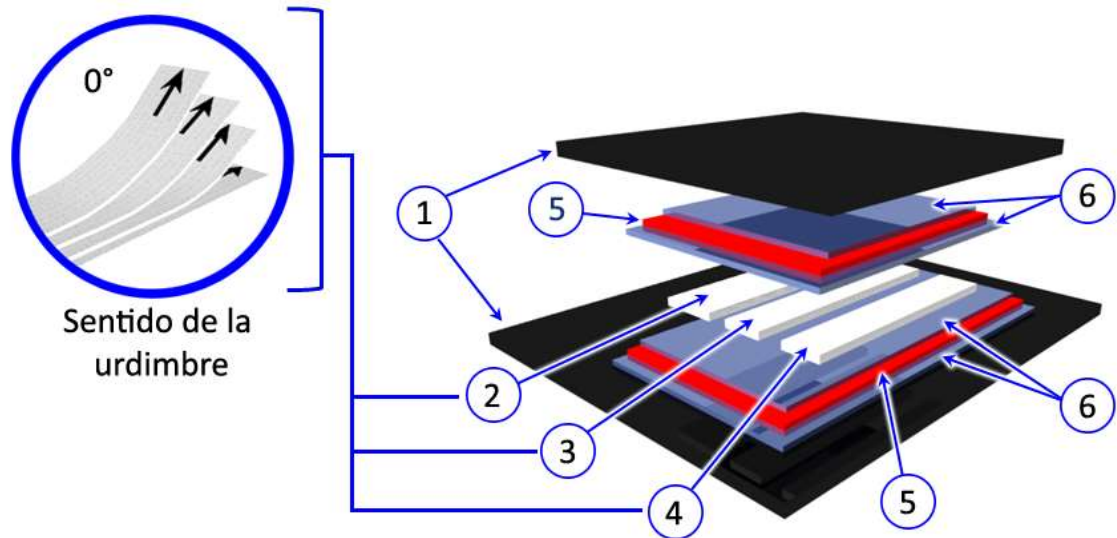
Fotografía 2 - 7. Báscula electrónica utilizada para el pesaje.



Para los procesos tanto ambientales como en el horno se utilizó la arquitectura mostrada en el gráfico 2-9, consistente en una capa de material desmoldante contra la superficie del horno seguida de una capa de tela sangradora, otra capa de material desmoldante, las 4 capas de tela de algodón impregnadas con la resina epóxica, una capa de material desmoldante seguida de una capa de bleeder y finalmente otra capa de material desmoldante. Sobre todo el conjunto se puso una lámina de $\frac{1}{4}$ de hierro colado para ejercer presión mecánica (10,2 psi), fotografías 2-8, 2-9 y 2-10.

Cada uno de los niveles correspondió a 50%, 100% y 150% en la primera prueba y 175%, 200% y 225% en la segunda prueba. De manera tal que se fabricaron las piezas con los tres niveles en paralelo, sin permitir interacciones entre ellas.

Gráfico 2 - 9. Disposición para la fabricación



- | | | |
|---|----------------------------|------------------------------|
| 1. Superficies (base del horno y placa de hierro) | 2. Probetas nivel 1 | 3. Probetas nivel 2 |
| 4. Probetas nivel 3 | 5. Tela sangradora (bioto) | 6. Tela desmoldante (brioni) |

Dado que el tamaño del horno no permitía fabricar todas las piezas en una sola oportunidad se realizaron múltiples tandas de fabricación, siempre bajo las mismas condiciones de fabricación y ambientales de modo tal que no introdujeran nuevas variables al experimento.

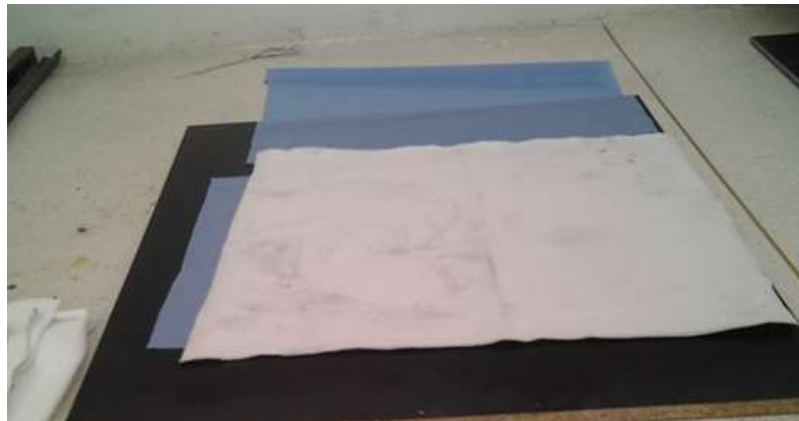
Fotografía 2 - 8. Primera capa, material desmoldante.



Fotografía 2 - 9. Segunda y tercera capa, material sangrador y material desmoldante.



Fotografía 2 - 10. Primera, segunda y tercera capa, material sangrador y material desmoldante.



Todas las probetas fueron marcadas en los extremos superior e inferior y cortadas con bisturí y tijeras.

2.3.1 Probetas de tensión

Las probetas fueron dimensionadas acorde a las recomendaciones de la norma ASTM D 3039M – 08 según la información de la tabla 2-3, utilizando la primera

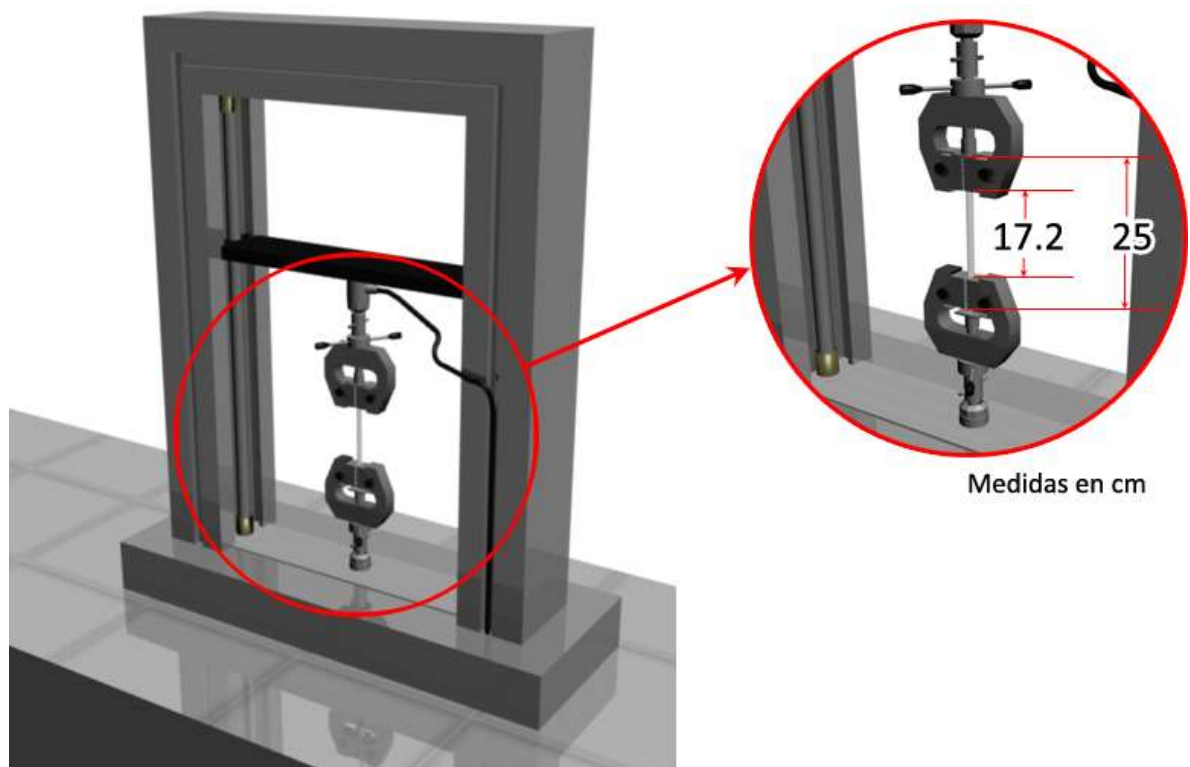
referencia dado que las probetas fueron fabricadas con las telas a 0° de orientación de la urdimbre.

Tabla 2.3. Dimensiones para las probetas de tensión ⁵⁸

	Fibra Orientación	Ancho mm [in]	Largo total mm [in]	Espesor mm [in]
1	0° unidireccional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]
2	90° unidireccional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]
3	Balanceada y simétrica	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.10]
4	Al azar y discontinua	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.10]

Las mordazas de la máquina de ensayos mecánicos Quasar 10 tienen 3.9 cm de altura por lo que quedaba la probeta como se muestra en el gráfico 2-10.

Gráfico 2 - 10. Montaje de las probetas de tensión en el bastidor de la máquina

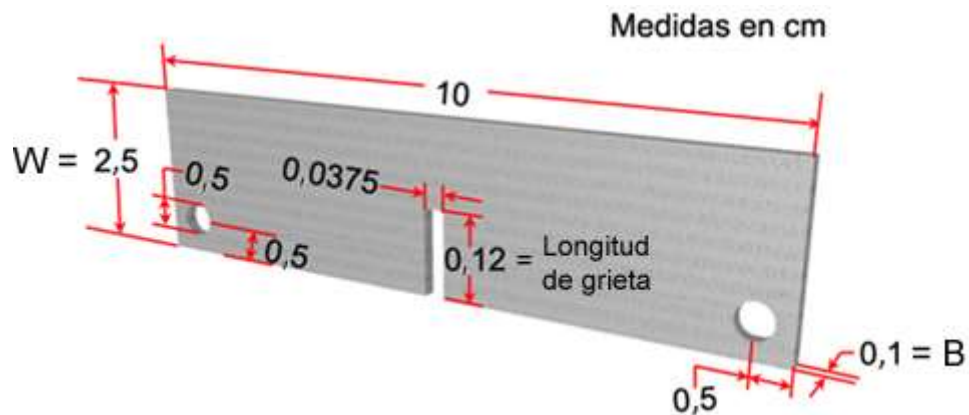


⁵⁸ ASTM, D3039/D3039M-08, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. 2012. p. 5

2.3.2 Probetas de tenacidad de fractura translaminar

Las probetas fueron dimensionadas acorde a las recomendaciones de la norma ASTM E 1922 – 04 quedando como se muestra en el gráfico 2-11.

Gráfico 2 - 11. Dimensiones de la probeta de tenacidad de fractura translaminar



2.3.3 Rampa de curado

La rampa de curado se utiliza para eliminar contaminantes en el material así como garantizar la correcta polimerización de la matriz, por ello se determinó a través de las pruebas de DSC-TGA, ver numeral 4.2, que la temperatura para curado debía estar lo más cercana posible a los 105 °C, dado que a esta temperatura se estimula la correcta polimerización del compuesto, una mayor temperatura generaría una velocidad de polimerización muy alta y la generación de burbujas, lo cual provocaría una mala polimerización con unas propiedades mecánicas inferiores. La correcta polimerización se aseguró con el tiempo de curado y la rampa de enfriamiento, la cual busca una emisión gradual y homogénea a lo largo de toda la pieza del calor existente.

La gráfica 2-12 (la cual salió de la prueba de TGA) muestra que entre temperatura ambiente y los 70 °C, no se evidenció pérdida significativa de peso en la resina, con probablemente un poco de evaporación de la humedad existente en el material de refuerzo, por lo que se utiliza una rampa de un solo paso, gráfico 2-13.

La bibliografía mostró un tiempo de curado de aproximadamente 90 a 110 minutos para asegurar una correcta eliminación de contaminantes y la polimerización de las resinas ⁵⁹.

Gráfico 2 - 12. Variación del peso en función de la temperatura

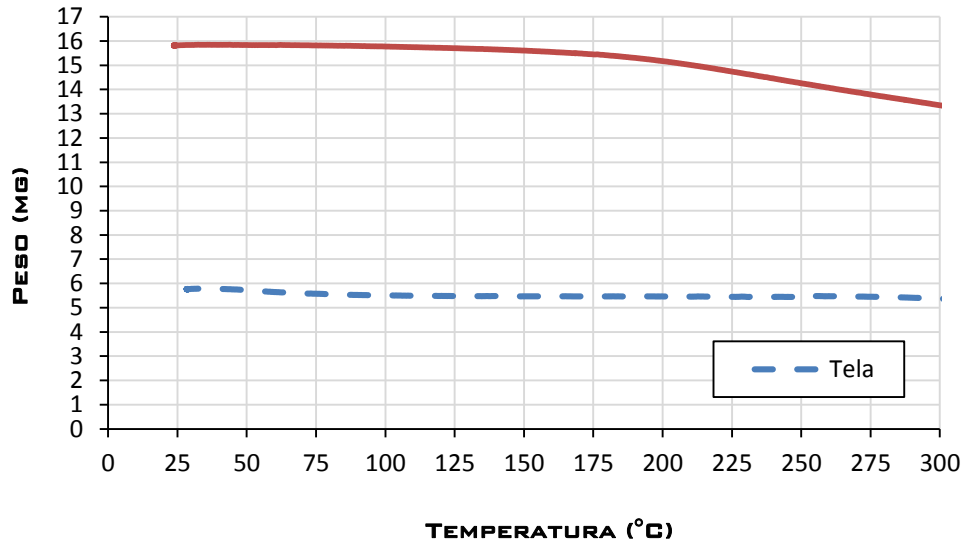
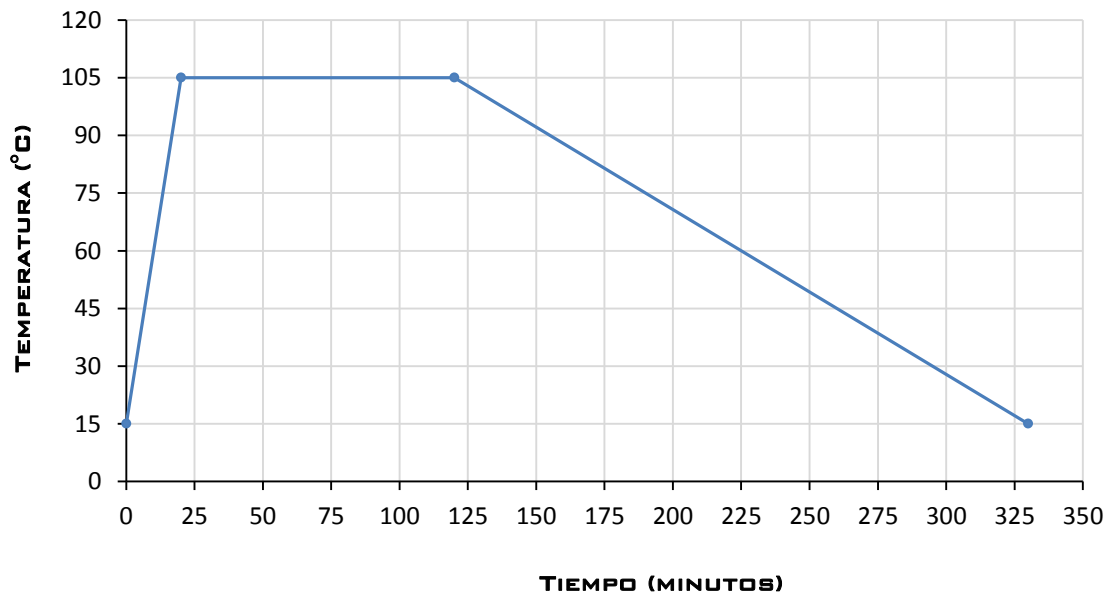


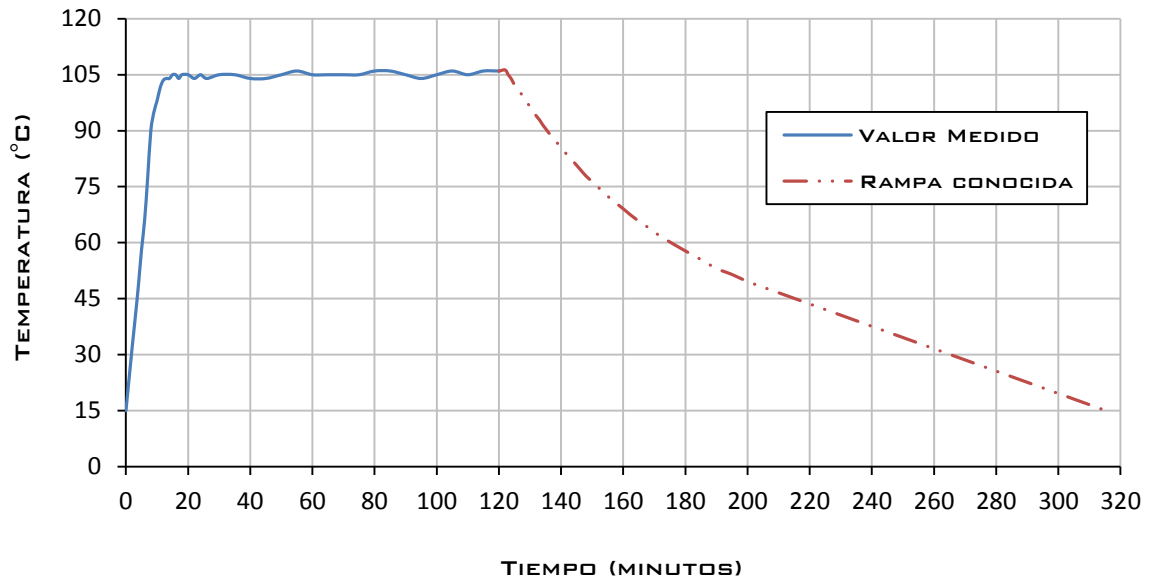
Gráfico 2 - 13. Rampa de temperatura propuesta y utilizada para la fabricación.



⁵⁹ Lancair Legacy FG, Construction Handbood. The Lancair Company. 2010.

Finalmente se obtuvo la rampa mostrada en la gráfica 2-14, la cual fue registrada manualmente a partir de las mediciones de las termocupas, la rampa de enfriamiento ya se conocía previamente a través de las pruebas de caracterización del horno, con lo que se cumplió el objetivo del proceso de fabricación.

Gráfico 2 - 14. Rampa de fabricación.

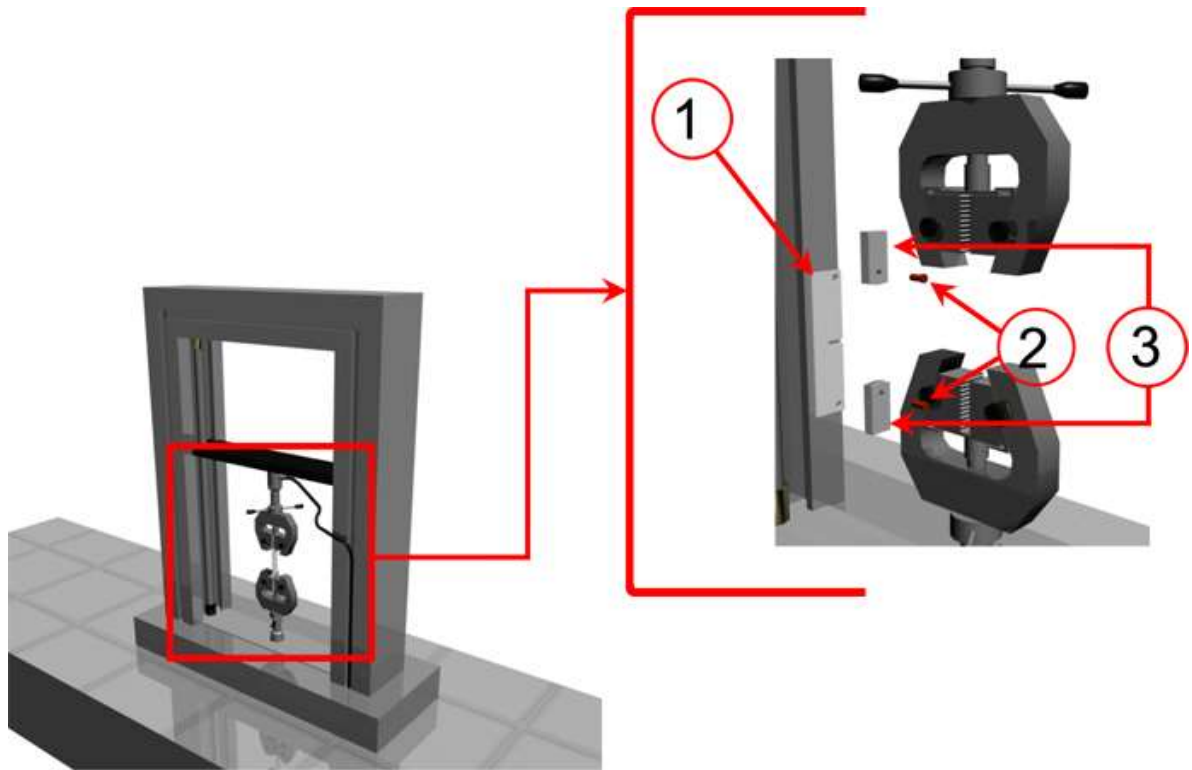


2.4 Pruebas mecánicas

Para las pruebas tanto de tensión como de tenacidad de fractura trans laminar, se configuró la máquina a una velocidad de 2 mm/min a cordew a las norma ASTM D3039M-08 y E1922-04.

Para la prueba de tenacidad de fractura se procedió a fabricar un adaptador consistente en un par de clevis para las mordazas, de manera tal que se pudiera generar la carga tal cual lo pedía la norma, el cual pudiera ser utilizado con las mordazas estándar tal como se muestra en la gráfica 2-15, los clevis en ambos extremos son ajustados exactamente en la mitad de las mordazas.

Gráfico 2 - 15. Montaje de las probetas de tenacidad de fractura translaminar.



1. Probeta de tenacidad de fractura translaminar 2. Pasadores 3. Clevis

2.5 Inspección estereoscópica y por E-SEM

Tanto para la caracterización con estereoscopio como con SEM, se debe seguir una serie de recomendaciones generales, principalmente concernientes al modo de iluminación de la zona de fractura el cual fue explicado en el numeral 1.7.3 ⁶⁰.

La tabla 10 muestra las principales características y morfologías buscadas durante inspecciones a las superficies de fractura obtenidas, de manera tal que en la caracterización por estereoscopía, se eligieron las probetas más interesantes a analizar en E-SEM.

⁶⁰ GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. Capítulo 2.

Tabla 2.4. Características a buscar durante la examinación visual ⁶¹

CARACTERÍSTICAS	IMPLICACIÓN
Área no dañada	
Distorsión visible	Posible evidencia de daño por debajo de la superficie o delaminación.
Muecas, abolladuras, grietas o agujeros	Posible sitio del comienzo de la grieta. Posible evidencia de impacto, rozamiento o desgaste. La dirección del impacto puede ser deducida por la dirección de los agujeros.
Divisiones o ampollas superficiales	Daño interno tal como delaminación o separación de las capas y puede indicar inestabilidad como pandeos o daño pos-falla.
Decoloración o desvanecimiento	Evidencia de exposición a químicos o radiación ionizante.
Superficies con fracturas translaminares	
Marcas radiales o de chevron	Indican la dirección de la propagación dado que emanan del sitio de iniciación de la grieta.
Superficies mates y/o planas	Falla por compresión o evidencia de rozamiento de superficies.
Superficies brillantes u oscuras	Falla por tensión.
Pasos radiales	Falla por torsión, la dirección de la rotación se deduce por la orientación de los pasos.
Aumento del daño secundario	Crecimiento a menudo en la dirección del daño secundario, pero puede ser limitado si la fractura o el modo de la carga cambian.
Superficies con fracturas intralaminar e interlaminar	
Costillas o marcas de playa	Fractura por deslizamiento o adhesión, puede indicar una carga cíclica. Propagación desde el centro del radio de curvatura.
Superficie de fractura mate	Esfuerzo interlaminar tipo II o rozamiento de superficies.
Superficie de fractura brillante	Fractura interlaminar predominantemente de modo I.
Superficie de fractura descolorida	Contaminación pos-falla o evidencia de corrosión previa.
Cambio en la tonalidad de la superficie	Evidencia de cambio en el modo de la fractura o dirección de crecimiento de la grieta.

Para este trabajo se utilizaron los equipos, estereoscopio ADVANCED OPTICAL MICROSCOPE y E-SEM FEI Quanta 200 de la Universidad Nacional de Colombia, sede Bogotá, mostrados en las fotografías 2-11 y 2-12.

⁶¹ GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. p. 38.

Fotografía 2 - 11. Estereoscopio utilizado para la toma de las imágenes.



1. Estereoscopio 2. Fuentes de luz 3. Soporte para probetas

Fotografía 2 - 12. E-SEM utilizado para la toma de las imágenes.



3. TRABAJO EXPERIMENTAL

El desarrollo de este estudio comenzó por la caracterización térmica de los materiales, el cual se encuentra en el numeral 4.2, dicho análisis dio los límites de utilización y fabricación tanto de la resina epóxica como de la tela de algodón como material de refuerzo, con los cuales se buscó determinar la influencia sobre las características mecánicas del proceso de fabricación y relación matriz-material de refuerzo. Posterior a ello se realizó un proceso de fabricación acorde a lo expuesto en el numeral 2.3 para finalmente pasar a realizar las pruebas mecánicas de tracción y tenacidad de fractura translaminar, numeral 3.3.

3.1 Análisis térmico de los componentes

Se realizaron pruebas DSC – TGA tanto a la tela de algodón como a la resina epóxica, curada bajo condiciones ambientales sin fuente de calor ni presión mecánica dado que sería el punto más crítico posible, al igual que este protocolo es un estándar en la industria aeronáutica ligera donde no se utilizan hornos para el curado de las piezas. Esto buscaba determinar los límites térmicos de la muestra.

Las gráficas 3-1 y 3-2 muestran los resultados generados por el departamento de química de la Universidad Nacional de Colombia en el Laboratorio de Catálisis de la Sede Bogotá, los análisis de las mismas se muestran en el capítulo 4.

Gráfico 3 - 1. Resultados DSC-TGA de la tela de algodón en atmósfera oxidante.

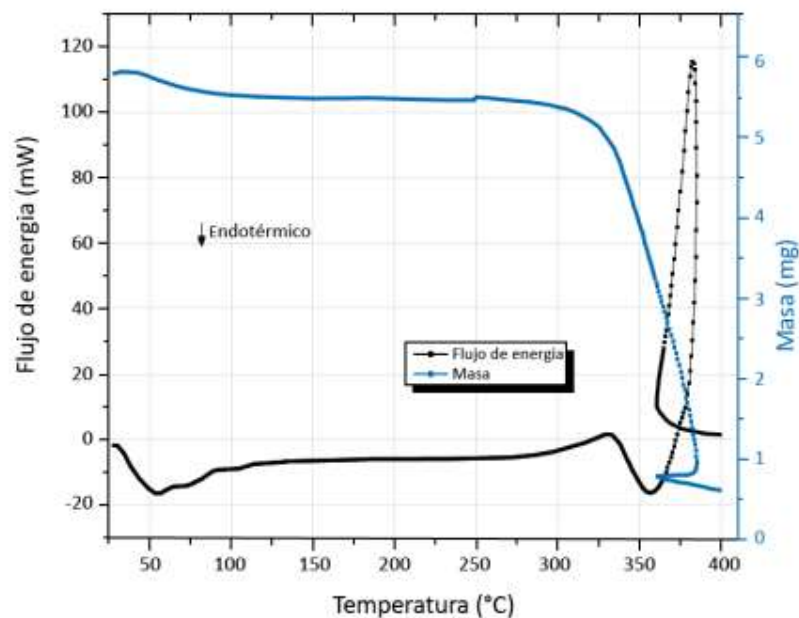
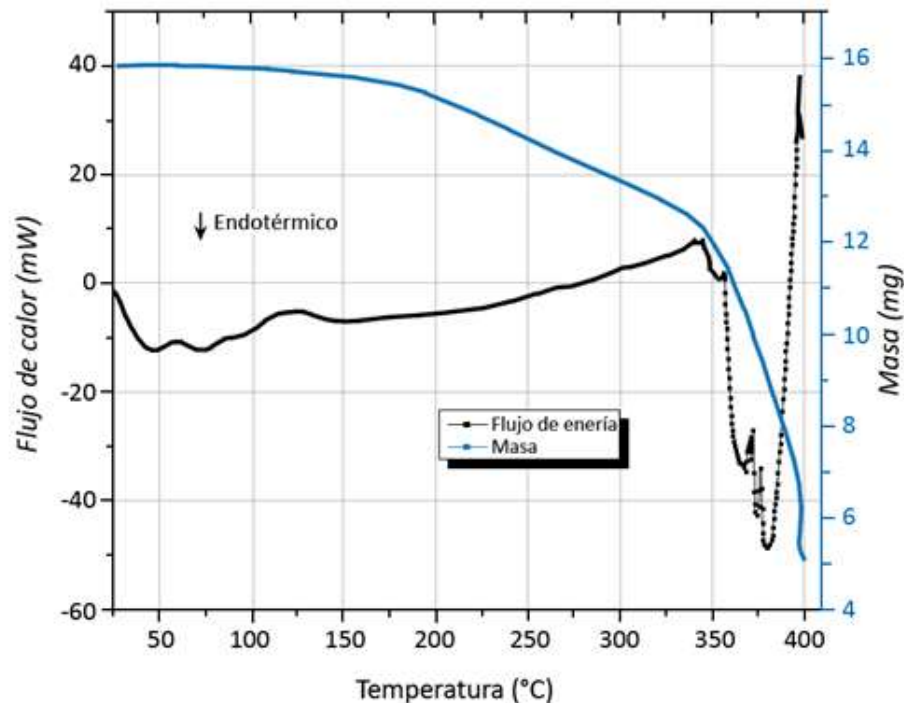


Gráfico 3 - 2. Resultados DSC-TGA de la resina epóxica curada en condiciones atmosféricas.



3.2 Resultados del proceso de fabricación de las probetas

Durante el comienzo de este estudio se propuso determinar si la recomendación realizada por la FAA para material sintético, podría ser aplicable para un material de refuerzo orgánico como lo es la tela de algodón, dicha recomendación manifiesta que se debe utilizar una relación en peso de uno a uno entre la matriz y el material de refuerzo, adicionalmente se probaron otros dos niveles de resina buscando determinar el punto de saturación del material y si ello tenía implicaciones en las propiedades mecánicas finales.

Para la prueba inicial se utilizaron diferentes pigmentos –en una concentración del 2% del peso total de la resina utilizada– para poder ver claramente la cantidad de material humectado, con ello se buscaba determinar si la cantidad de resina utilizada era suficiente o si, por el contrario, se necesitaba una mayor cantidad.

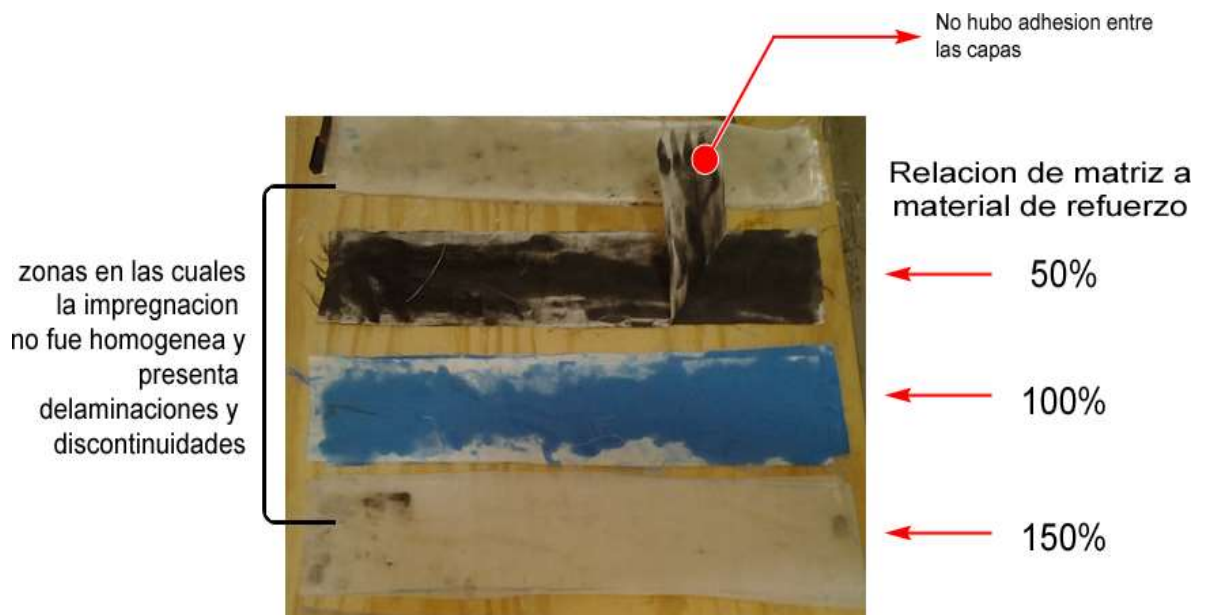
Los tres primeros niveles probados, 50%, 100% y 150% –siendo el de 100% el recomendado por la FAA– mostraron que no eran suficientes para realizar una impregnación total y homogénea como se mostró en el gráfico 2-1 y 3-3, por ello se probaron tres niveles adicionales concernientes a 175%, 200% y 225%.

El gráfico 3-3 y 3-4 muestra que con el nivel del 50% de resina, solo se alcanzó a impregnar de manera incompleta e irregular tres de las cuatro telas. Es claro que dicha pieza no pudo ser considerada viable para las pruebas dado que presentaba gran cantidad de zonas sin matriz y se presentaba una gran delaminación entre las capas de material.

Con el 100% se alcanzó a impregnar las cuatro telas pero fue de manera incompleta e irregular lo cual provocó que dicha pieza tampoco fuera de utilidad para las pruebas posteriores, por lo tanto la recomendación de la FAA no aplica para la tela de algodón como material de refuerzo.

Finalmente con el 150% la cantidad de material de refuerzo impregnado aumentó pero todavía no fue suficiente y de igual manera se generó una pieza inútil para pruebas, por lo que se concluyó que ninguno de los niveles de 50%, 100% y 150% era apto para la correcta fabricación de las probetas.

Gráfico 3 - 3. Resultados de la primera tanda de fabricación, nivel propuesto por la FAA y dos auxiliares (uno por encima y uno por debajo).



Posteriormente se probó con tres niveles adicionales, 175%, 200% y 225%, con los cuales se obtuvieron piezas con una impregnación homogénea, sin delaminaciones aparentes en la mayoría de las piezas. A partir de dichas zonas se sacaron las probetas para los ensayos de tracción y tenacidad de fractura translaminar.

Gráfico 3 - 4. Vista lateral de una pieza fabricada con una relación de 0.5:1 entre la matriz y el material de refuerzo



Por las limitaciones del tamaño del horno se procedió a fabricar las piezas en múltiples tandas, pero siempre con los mismos materiales, el mismo protocolo de fabricación y bajo las mismas condiciones ambientales (hora, temperatura ambiente y humedad relativa).

Los resultados obtenidos de la fase de fabricación fueron registrados en las tablas 3-1, 3-2 y 3-3, las cuales muestran que tanto el nivel propuesto por la FAA como los dos adicionales no eran útiles para el material del presente análisis, y que los últimos tres niveles dieron piezas útiles.

Los porcentajes finales de resina de la tabla 3-1, fueron calculados a partir de la relación del peso del material de refuerzo y la resina utilizada durante la fabricación de las probetas contra la cantidad de resina con la cual emergieron al final del proceso de fabricación, y a su vez, este valor se comparó con el peso del material de refuerzo utilizado.

Tabla 3.1. Resultados de la primera y segunda tanda de fabricación

Item	01	02	03	04	05	06
Peso de tela (gr)	21	21	21	35	35	18
Porcentaje de resina	50%	100%	150%	175%	200%	225%
Nivel	Tesista	FAA	Tesista	Tesista	Tesista	Tesista
Resina necesaria (gr) ⁶²	11	21	32	62	70	41
Resina 6090 (gr)	9	17	26	50	56	33
Catalizador 1596 (gr)	3	4	6	12	14	8
Peso conjunto (gr)	32	42	53	97	105	59
Porcentaje final resina	50%	100%	150%	172%	171%	173%

Finalmente los niveles de 175%, 200% y 225% se redujeron a un solo nivel después de la fabricación. Dicho nivel correspondió a un valor promedio de 172%

⁶² Algunas concentraciones fueron ajustados debido a la limitación del equipo de medición.

tanto para las piezas fabricadas a temperatura ambiente como para las fabricadas en el horno a 105°C, debido probablemente a que dicho nivel corresponde al punto de saturación del material.

La tabla 3-2 contiene una recopilación de los resultados iniciales del proceso de fabricación.

Tabla 3.2. Resultados de las pruebas iniciales de fabricación

Niveles	Probetas	% de resina	Fabricación	Sirven para pruebas		Observaciones	
				Si	No		
I N I C I A L E S	01	Tensión y tenacidad de fractura	50%	Ambiente y horno (105°C)		X	La resina es insuficiente para realizar la impregnación de las cuatro telas de material de refuerzo, solo se alcanzan a impregnar tres de manera parcial.
	02	Tensión y tenacidad de fractura	100% Nivel FAA	Ambiente y horno (105°C)		X	La resina es insuficiente solo alcanza a impregnar de manera parcial. Se presentan delaminaciones, falta de homogeneidad en la pieza.
	03	Tensión y tenacidad de fractura	150%	Ambiente y horno (105°C)		X	La resina es insuficiente solo alcanza a impregnar de manera parcial. Se presentan delaminaciones, falta de homogeneidad en la pieza.
F I N A L E S	04	Tensión y tenacidad de fractura	175%	Ambiente y horno (105°C)	X		No se observan discontinuidades en el compuesto.
	05	Tensión y tenacidad de fractura	200%	Ambiente y horno (105°C)	X		No se observan discontinuidades en el compuesto.
	06	Tensión y tenacidad de fractura	225%	Ambiente y horno (105°C)	X		No se observan discontinuidades en el compuesto.

Los resultados del porcentaje de resina final en las diferentes probetas, contenidos en las tablas 3-2 y 3-3, mostraron que la tela tiene el punto de saturación en torno al 172%.

Tabla 3.3. Lotes y características de fabricación

L O T E	Proceso de fabricación	Peso de tela (gr)	% de resina	Nivel	Resina empleada (gr)	Peso resina 6090 (gr)	Peso catalizador 1596 (gr)	Peso del conjunto (gr)	% Final resina			
1	Horno - 105°C	35	175 %	1	62	50	12	97	172 %			
	Ambiente	35	175 %	1	62	50	12	97	172 %			
2	Horno - 105°C	102	175 %	1	179	144	35	176	172 %			
	Ambiente	95	175 %	1	167	134	33	164	172 %			
3	Horno - 105°C	50	200 %	2	100	80	20	86	172 %			
	Ambiente	52	200 %	2	104	84	20	90	173 %			
4	Horno - 105°C	26	200 %	2	52	42	10	45	173 %			
	Ambiente	20	200 %	2	40	32	8	35	172 %			
5	Horno - 105°C	28	225 %	3	63	51	12	48	171 %			
	Ambiente	21	225 %	3	48	39	9	36	171 %			
6	Horno - 105°C	58	225 %	3	131	105	26	100	172 %			
	Ambiente	57	225 %	3	130	104	26	98	172 %			
Cantidad de probetas obtenidas												
Probetas de tensión						Probetas de tenacidad de fractura translaminar						
H	175%	16	200%	11	225%	12	175%	12	200%	12	225%	11
A	175%	15	200%	19	225%	14	175%	15	200%	12	225%	14
F: Proceso de fabricación						H: Probetas fabricadas en horno a 105°C						
A: Probetas fabricadas a temperatura ambiente												

La cantidad de probetas vario debido a discontinuidades encontradas en el material posterior al proceso de fabricación de manera tal que se cortaron las probetas de aquellas zonas en las cuales no se encontraban arrugas, delaminaciones, vale la pena recordar que la norma pedía cinco probetas por condición, por lo que en la mayoría de los casos se tenía dos o tres veces la cantidad de probetas necesarias.

La información concerniente a los nombres, niveles, lote de fabricación y proceso de fabricación se encuentra resumida en la tabla 3 – 4. El porcentaje de resina sobrante fue absorbido tanto por la tela de desmoldante como por la tela sangradora, tal como se muestra en la serie de fotografías 3-1.

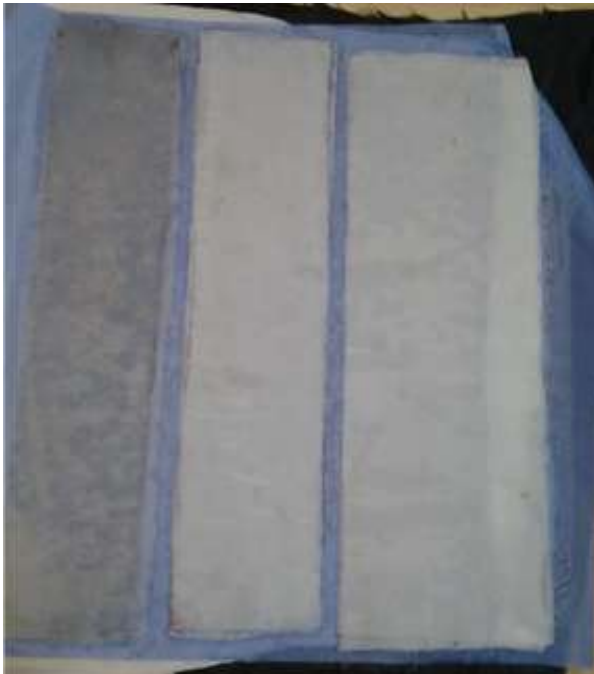
Fotografía 3 - 1. Piezas recién terminado el proceso de fabricación



Piezas con tela sangradora y tela desmoldante.



Piezas con tela desmoldante.



Piezas solas.

Tabla 3.4. Probetas resultantes, prueba, denominación, nivel, lote y proceso de fabricación

Proceso de fabricación	Probetas de tensión									Nivel de resina	Lote de fabricación
Horno (105°C)	A01	A02	A03	A04	A05	A06	A07	A08	A09	175%	Lote 1
	A010	A011	A012	A013	A014	A015	A016				
	H2P1	H2P2	H2P3	H2P4	H2P5	H3P1	H3P2	H4P1	H4P2	200%	Lote 4
	H4P3	H4P4									
	H1P1	H1P2	H1P3	H1P4	H1P5	H1P6	H1P7	H1P8	H1P9	225%	Lote 6
	H1PP1		H1PP2		H1PP3						
Ambiente	A2P1	A2P2	A2P3	A2P4	A2P5	A1PP1	A1PP2	A1PP3	A1PP4	175%	Lote 1
	A1PP5	A1PP6	A1PP7	A1PP8	A1PP9	A1PP10					
	A1P1	A1P2	A1P3	A1P4	A1P5	A1P6	A1P7	A1P8	A1P9	200%	Lote 3
A3P1	A3P2	A3P3	A3P4	A3P5							
	A4P1	A4P2	A4P3	A4P4	A4P5						
	H01	H02	H03	H04	H05	H06	H07	H08	H09	225%	Lote 6
	H010	H011	H012	H013	H014						

Proceso de fabricación	Probetas de tenacidad de fractura translaminar									Nivel de resina	Lote de fabricación
Horno (105°C)	S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7	S8	S9	175%	Lote 2
	S10	S11	S12								
	TH2P1	TH2P2	TH2P3	TH3P1	TH3P2	TH3P3	TH3P4	TH3P5	TH3P6	200%	Lote 3
	TH3P7	TH4P3	TH4P4								
	TH1PP1	TH1PP2	TH1PP3	TH1PP4	TH1PP5	TH1PP6	TH1PP7	TH1PP8		225%	Lote 5
	TH1PP9	TH1PP10	TH2PP1								
Ambiente	1	2	3	4	5	6	7	8		175%	Lote 2
	9	10	11	12	13	14	15				
	TA1PP1	TA1PP2	TA1PP3	TA1PP4	TA1PP5	TA1PP6	TA1P1	TA1P2		200%	Lote 4
TA1P3	TA1P4	TA1P5	TA1P6								
	TA2P1	TA2P2	TA2P3	TA2P4	TA2P5	TA2P6	TA3P1	TA3P2		225%	Lote 5
	TA4P1	TA4P2	TA4P3	TA4P4	TA4P5	TA4P6					

3.3 Ensayos mecánicos de las probetas

Los ensayos de tensión fueron realizados en la máquina universal Quasar 10 de la Fundación Universitaria los Libertadores, mientras que los ensayos de tenacidad de fractura translaminar fueron realizados en la máquina H5KS de la Universidad Central, fotografías 3-2 y 3-3.

Fotografía 3 - 2. Máquina Quasar 10



Fotografía 3 - 3. Máquina H5KS ⁶³



La tabla 3-5 resume todas las condiciones de las pruebas mecánicas que fueron llevadas a cabo.

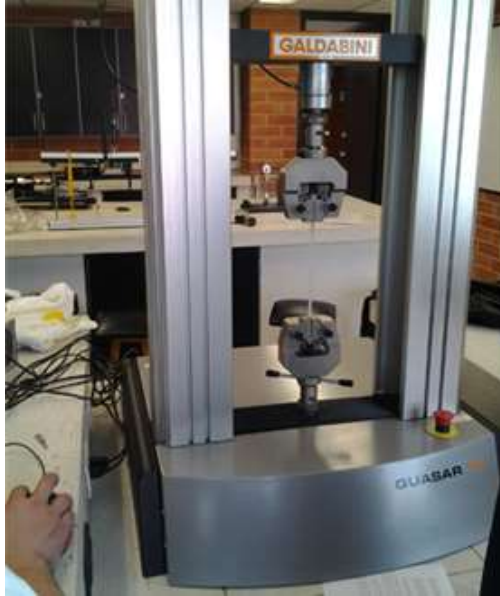
⁶³ Máquina H5KS. (En línea). 2012. <http://www.btc.iitb.ac.in/~rbanarji/biomatlab/facilities.html>

Tabla 3.5. Cuadro de reporte de las pruebas

	Tensión	Tenacidad de fractura
Norma utilizada	D3039/D3039M – 08	E1922 – 04
Fecha de las pruebas	12/Oct/12 – 16/Oct/12	12/Oct/12 – 17/Oct/12
Humedad relativa	53 – 64 %	51 – 68 %
Temperatura en el laboratorio	15 – 22 °C	15 – 23 °C
Operador de los equipos	Ing. Eduardo Fadul	Ing. Eduardo Fadul
Identificación de las probetas	Tablas 3 – 6 a 3 – 9	Tablas 3 – 10 a 3 – 13
Proceso de fabricación	Numeral 2.3.1	Numeral 2.3.2
Dimensiones de las probetas	Tablas 3 – 6 a 3 – 9	Tablas 3 – 10 a 3 – 13
Espesor promedio	1 mm	1 mm
Preparación de especímenes	Numeral 2.3	Numeral 2.3
Equipos utilizados	Galdabini Quasar 10	Tinius Olsen H5KS
Ultima calibración	Enero de 2012	Enero de 2012
Cantidad de probetas	87	76
Velocidad de las pruebas	2 mm/min	2 mm/min
Modo de falla	Tablas 3 – 6 a 3 – 9	-----
Tenacidad de fractura	-----	Tablas 3 – 14 a 3 – 17

La serie de fotografías 3-4 muestra el proceso desde la configuración de la máquina universal hasta la obtención de las gráficas carga-deformación y esfuerzo-deformación reales.

Fotografía 3 - 4. Realización de los ensayos de tensión



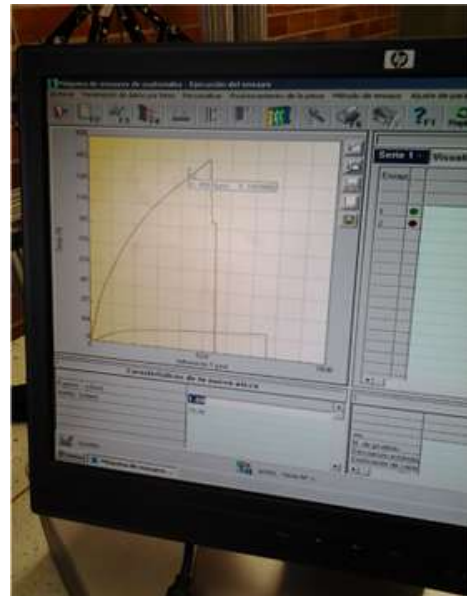
(a)



(b)



(c)



(d)

- (a)** Configuración de inicio **(b)** Alineación de la probeta **(c)** Fallo de la probeta
(d) Gráfico carga – deformación

3.3.1 Probetas de tensión

Las tablas 3-6 a 3-9 muestran la recopilación de todas las características de las probetas utilizadas en las pruebas de tensión, los resultados, la posición de la falla y el código. Todas las probetas tenían cuatro capas de tela de algodón, un ancho de 15 mm y un espesor de 1 mm antes del inicio de las pruebas

Para determinar el porcentaje de elongación se utilizó la ecuación 3-1.

$$\text{Porcentaje de elongación} = \left(\frac{\text{Longitud}_{\text{Final}} - \text{Longitud}_{\text{Inicial}}}{\text{Longitud}_{\text{Inicial}}} \right) * 100\% \quad (\text{Eq. 3-1})^{64}$$

El módulo de elasticidad (E) se determinó a través de la ecuación 3-2, comparando la diferencia entre el esfuerzo y la deformación al comienzo y al final de la recta de proporcionalidad de cada probeta.

$$E = \frac{\sigma}{\epsilon} \quad (\text{Eq. 3-2})^{65}$$

El esfuerzo de fractura y el esfuerzo último fueron tomados de las gráficas de carga – deformación.

El esfuerzo de fluencia no está claramente identificable. Debido a esto se utilizó el método de la desviación, acorde a la norma MIL-HDBK17-1F que recomienda un protocolo acorde a la norma ASTM E8⁶⁶, en el cual se tomó una deformación unitaria del 0.2%, y se trazó una recta paralela a la recta de proporcionalidad, de manera que el punto donde las gráficas se cruzaban determinaba la resistencia a la fluencia⁶⁷.

⁶⁴ HIBBELER, R. C. Mecánica de materiales, 6 Ed. Pearson Educación. 2006. p. 91

⁶⁵ ASTM D3039-M08, Numeral 13.3.1.1

⁶⁶ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 1-49.

⁶⁷ ASTM, E8/E8M – 13a, Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials. 2013. p. 17

Tabla 3.6. Resultados de las probetas de tensión fabricadas en un horno a 105°C

	Nombre	Nivel de resina	Largo (cm)	Largo después de la prueba (cm)	Posición de la ruptura (cm)	Código ruptura	Porcentaje de elongación	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u σ_f (MPa)
01	A01	175%	25	25.3	6.1	LWT	1.2	1.54	33.19	38.13
02	A02	175%	25	25	14.35	LVM	0	1.54	32.54	33.51
03	A03	175%	25	25.2	6.5	LVT	0.8	1.46	32.21	35.39
04	A04	175%	25	25.7	18.5	LVB	2.8	2.10	40.24	48.46
05	A05	175%	25	25.9	13.35	LVM	3.6	2.11	39.92	50.33
06	A06	175%	25	25.9	10.2	LVM	3.6	2.17	44.07	56.23
07	A07	175%	25	25.7	18.3	LVB	2.8	1.90	34.92	43.18
08	A08	175%	25	25.75	6.7	LVM	3	1.91	36.71	46.6
09	A09	175%	25	25.7	20.45	LVB	2.8	1.94	38.54	47.23
10	A010	175%	25	25.6	14.2	LVM	2.4	2.04	37.86	44.15
11	A011	175%	25	25.75	7.35	LVT	3	2.14	40.71	50
12	A012	175%	25	25.3	13.1	LVM	1.2	1.49	31.7	35.74
13	A013	175%	25	25.1	3.5	LIT	0.4	1.52	32.65	36.49
14	A014	175%	25	25.8	9.4	LVM	3.2	2.02	38.85	48.5
15	A015	175%	25	25.85	17.9	LVB	3.4	2.02	39.12	49.81
16	A016	175%	25	25.1	15.65	LVM	0.4	1.52	33.95	37.11
17	H2P1	200%	25	25.4	10	LVM	1.6	1.75	37.48	43.67
18	H2P2	200%	25	25.4	4.5	LWT	1.6	1.87	24.78	32.81
19	H2P3	200%	25	25.4	4.4	LWT	1.6	1.69	40.58	46.93
20	H2P4	200%	25	25.45	7.5	LVT	1.8	1.66	39.81	45.65
21	H2P5	200%	25	25.5	21.5	LAB	2	1.51	39.89	47.29
22	H3P1	200%	25	25.3	13	LGM	1.2	1.42	18.94	27.05
23	H3P2	200%	25	25.2	21	LGB	0.8	1.05	17.21	24.11
24	H4P1	200%	25	25.4	10.9	LGM	1.6	1.22	20.71	27.88
25	H4P2	200%	25	25.4	21.7	LAB	1.6	1.31	22.87	29.89
26	H4P3	200%	25	25.3	7.35	LGT	1.2	1.70	38.56	44.93
27	H4P4	200%	25	25.25	13.45	LBM	1	1.62	34.12	39.4
28	H1P1	225%	25	25.4	3.3	LIT	1.6	1.96	49.11	64.53
29	H1P2	225%	25	25.5	3.3	LIT	2	1.95	45.89	63.54
30	H1P3	225%	25	25.6	20.4	LWB	2.4	1.98	49.08	67.41
31	H1P4	225%	25	25.3	6.1	AGT	1.2	1.93	46.12	60.5
32	H1P5	225%	25	25.5	7.35	LVT	2	2.15	53.12	68.9
33	H1P6	225%	25	25.5	20.6	LWB	2	2.09	50.23	64.95
34	H1P7	225%	25	25.6	21.2	LWB	2.4	2.01	51.21	68.16
35	H1P8	225%	25	25.65	9.35	LVM	2.6	1.95	49.32	66.07
36	H1P9	225%	25	25.5	5.3	LWT	2	2.03	51.83	67.45
37	H1PP1	225%	25	25.45	13	LGM	1.8	1.7	37.85	43.32
38	H1PP2	225%	25	25.5	20.6	LWB	2	1.89	39.47	45.08

Tabla 3.7. Resultados de las probetas de tensión fabricadas en un horno a 105°C [continuación]

	Nombre	Nivel de resina	Largo (cm)	Largo después de la prueba (cm)	Posición de la ruptura (cm)	Código ruptura	Porcentaje de elongación	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u / σ_f (MPa)
39	H1PP3	225%	25	25.5	21.1	LWB	2	1.81	39.61	45.66

Tabla 3.8. Resultados de las probetas de tensión fabricadas a temperatura ambiente

	Nombre	Nivel de resina	Largo (cm)	Largo después de la prueba (cm)	Posición de la ruptura (cm)	Código ruptura	Porcentaje de elongación	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u / σ_f (MPa)
01	A1PP1	175%	25	25.5	4.3	LWT	2	2.14	30.2	38.46
02	A1PP2	175%	25	25.7	3.5	LAT	2.8	2.09	31.07	41
03	A1PP3	175%	25	25.55	19.4	LGB	2.2	1.94	21.9	30.3
04	A1PP4	175%	25	25.7	3.6	LIT	2.8	1.95	35.7	45.3
05	A1PP5	175%	25	25.7	4.45	LWT	2.8	1.60	35.1	45.11
06	A1PP6	175%	25	25.2	18.9	LGB	0.8	1.30	16.5	22.47
07	A1PP7	175%	25	25.3	24.4	LGB	1.2	1.13	15.17	24.17
08	A1PP8	175%	25	25.5	9.1	LGM	2	1.83	36.2	45.86
09	A1PP9	175%	25	25.6	3.6	LIT	2.4	1.82	34.9	43.96
10	A1PP10	175%	25	25.6	19.75	LGB	2.4	1.58	29.8	39.36
11	A1P1	200%	25	25.45	9.4	LGM	1.8	2.11	49.11	65.65
12	A1P2	200%	25	25.6	21.5	LWB	2.4	1.97	44.09	59.75
13	A1P3	200%	25	25.5	13.5	LGM	2	2.01	48.2	63.83
14	A1P4	200%	25	25.4	9.35	LGM	1.6	2.14	51.09	65.46
15	A1P5	200%	25	25.5	15.2	LGM	2	2.10	48.1	62.57
16	A1P6	200%	25	25.6	3.6	LAT	2.4	2.13	49.06	63.68
17	A1P7	200%	25	25.5	19.45	LGB	2	2.03	47.8	63.48
18	A1P8	200%	25	25.5	20	LGB	2	2.05	49.02	64.74
19	A1P9	200%	25	25.4	5.6	LWT	1.6	2.19	52.1	66.92
20	A2P1	175%	25	25.7	3.5	LWT	2.8	0.91	15.3	33.4
21	A2P2	175%	25	25.8	13.9	LGM	3.2	1.36	19.8	36.13
22	A2P3	175%	25	25.8	13.9	LGM	3.2	0.74	18.02	36.03
23	A2P4	175%	25	25.7	22.1	LAB	2.8	1.10	17.45	33.45
24	A2P5	175%	25	25.1	12.85	LGM	0.4	1.36	26.95	46.12
25	A3P1	200%	25	25	14	LGM	0	1.57	29.13	43.15
26	A3P2	200%	25	25.85	15.9	LGM	3.4	1.57	31.07	44.48
27	A3P3	200%	25	25.8	14	LGM	3.2	1.57	30.25	32.65
28	A3P4	200%	25	25.9	10.5	LGM	3.6	1.13	29.74	14.35
29	A3P5	200%	25	25.85	19.25	LGB	3.4	1.40	30.54	43.12
30	A4P1	200%	25	25.7	4.4	LWT	2.8	1.53	33.08	44.29
31	A4P2	200%	25	25.8	13.35	LGM	3.2	1.53	30.81	42.71
32	A4P3	200%	25	25.7	10.6	LGM	2.8	1.52	32.91	45.21

Tabla 3.9. Resultados de las probetas de tensión fabricadas a temperatura ambiente [continuación]

	Nombre	Nivel de resina	Largo (cm)	Largo después de la prueba (cm)	Posición de la ruptura (cm)	Código ruptura	Porcentaje de elongación	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u σ_f (MPa)
33	A4P4	200%	25	25.8	13.9	LGM	3.2	0.69	13.71	24.75
34	A4P5	200%	25	25.7	22.1	LAB	2.80	1.44	17.18	27.87
35	H01	225%	25	25.4	7.65	LVT	1.60	1.50	33.89	41.53
36	H02	225%	24.9	25.5	8.1	LVT	2.41	1.38	33.39	44.97
37	H03	225%	24.9	25.5	4.15	LAT	2.41	1.61	33.83	43.66
38	H04	225%	25	25.4	18.65	LVB	1.60	1.46	28.75	32.22
39	H05	225%	24.9	25.5	4.75	LWT	2.41	1.41	33.75	42.55
40	H06	225%	24.8	25.6	13.85	LVM	3.23	1.48	33.39	45.23
41	H07	225%	25	25.85	17.25	LVB	3.40	1.48	34.86	47.36
42	H08	225%	25	25.4	15.9	LVM	1.60	1.56	28.41	32.16
43	H09	225%	25	25.5	10.65	LVM	2.00	1.63	28.86	33.56
44	H010	225%	25	25.3	3.9	LAT	1.20	1.67	31.23	33.42
45	H011	225%	25	25.8	12.8	LVM	3.20	1.43	38.84	51.5
46	H012	225%	25	25.7	14.25	LVM	2.80	1.45	33.13	44.94
47	H013	225%	25	25.5	15.5	LVM	2.00	1.64	31.18	35.34
48	H014	225%	25	25.3	12.3	LVM	1.20	1.39	29.14	33.17

3.3.2 Probetas de tenacidad de fractura translaminar

Las tablas 3-10 a 3-13 muestran la recopilación de todas las características de las probetas utilizadas en las pruebas de fractura translaminar, las cuales al igual que las probetas de tensión tenían cuatro capas de tela de algodón.

Tabla 3.10. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en un horno (105°C)

Probeta	Designación	Fabricación	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)	Tamaño grieta (mm)
01	S1 A y1 B	Horno	25,5	100	1,2	13,5
02	S2 A y B	Horno	25,7	995	1	13,2
03	S3 A y B	Horno	25,8	996	1	12,7
04	S4 A y B	Horno	25,5	993	1	12,7
05	S5 A y B	Horno	25	995	1	12,7

Tabla 3.11. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en un horno (105°C) [continuación]

Probeta	Designación	Fabricación	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)	Tamaño grieta (mm)
06	S6 A y B	Horno	25,5	995	1	12,6
07	S7 A y B	Horno	25,7	995	1,2	12,6
08	S8 A y B	Horno	25,4	995	1,1	12,8
09	S9 A y B	Horno	24,7	100	1	12,5
10	S10 A y B	Horno	24,8	100	1	12,5
11	S11 A y B	Horno	25,5	100	1	13,8
12	S12 A y B	Horno	25,6	100	1	12,4
13	TH2P1	Horno	25	100	1	12
14	TH2P2	Horno	25	100	1	12
15	TH2P3	Horno	25	100	1	12
16	TH3P1	Horno	25	100	1	12
17	TH3P2	Horno	25	100	1	12
18	TH3P3	Horno	25	100	1	12
19	TH3P4	Horno	25	100	1	12
20	TH3P5	Horno	25	100	1	12
21	TH3P6	Horno	25	100	1	12
22	TH3P7	Horno	25	100	1	12
23	TH4P3	Horno	25	100	1	12
24	TH4P4	Horno	25	100	1	12
25	TH1PP1	Horno	25	100	1	12
26	TH1PP2	Horno	25	100	1	12
27	TH1PP3	Horno	25	100	1	12
28	TH1PP4	Horno	25	100	1	12
29	TH1PP5	Horno	25	100	1	12
30	TH1PP6	Horno	25	100	1	12
31	TH1PP7	Horno	25	100	1	12
32	TH1PP8	Horno	25	100	1	12
33	TH1PP9	Horno	25	100	1	12
34	TH1PP10	Horno	25	100	1	12
35	TH2PP1	Horno	25	100	1	12

Tabla 3.12. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a temperatura ambiente

Probeta	Designación	Fabricación	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)	Tamaño grieta (mm)
01	1 A y B	Ambiente	24,6	100	1	12,5
02	2 A y B	Ambiente	25	100	1	14
03	3 A y B	Ambiente	25	100	1,2	12,6
04	4 A y B	Ambiente	24,8	99,5	1	14
05	5 A y B	Ambiente	25,3	100	1	13
06	6 A y B	Ambiente	25	100	1,1	13
07	7 A y B	Ambiente	25,5	99	1	13
08	8 A y B	Ambiente	25	100	1	13
09	9 A y B	Ambiente	25	100	1,1	13
10	10 A y B	Ambiente	25	100	1,1	12,5
11	11 A y B	Ambiente	25	99,5	1,2	13
12	12 A y B	Ambiente	25	99,6	1	13
13	13 A y B	Ambiente	25	100	1,2	13,5
14	14 A y B	Ambiente	25	102	1,2	13
15	15 A y B	Ambiente	25	99	1	13
16	TA1PP1	Ambiente	25	100	1	12
17	TA1PP2	Ambiente	25	100	1	12
18	TA1PP3	Ambiente	25	100	1	12
19	TA1PP4	Ambiente	25	100	1	12
20	TA1PP5	Ambiente	25	100	1	12
21	TA1PP6	Ambiente	25	100	1	12
22	TA1P1	Ambiente	25	100	1	12
23	TA1P2	Ambiente	25	100	1	12
24	TA1P3	Ambiente	25	100	1	12
25	TA1P4	Ambiente	25	100	1	12
26	TA1P5	Ambiente	25	100	1	12
27	TA1P6	Ambiente	25	100	1	12
28	TA2P1	Ambiente	25	100	1	12
29	TA2P2	Ambiente	25	100	1	12
30	TA2P3	Ambiente	25	100	1	12
31	TA2P4	Ambiente	25	100	1	12
32	TA2P5	Ambiente	25	100	1	12
33	TA2P6	Ambiente	25	100	1	12
34	TA3P1	Ambiente	25	100	1	12

Tabla 3.13. Características físicas de las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a temperatura ambiente [continuación]

Probeta	Designación	Fabricación	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)	Tamaño grieta (mm)
35	TA3P2	Ambiente	25	100	1	12
36	TA4P1	Ambiente	25	100	1	12
37	TA4P2	Ambiente	25	100	1	12
38	TA4P3	Ambiente	25	100	1	12
39	TA4P4	Ambiente	25	100	1	12
40	TA4P5	Ambiente	25	100	1	12
41	TA4P6	Ambiente	25	100	1	12

3.3.3 Ensayos a tensión de las probetas

Los gráficos 3-5 a 3-16 muestran los gráficos de carga vs desplazamiento del cabezal de la máquina, al igual que las gráficas de esfuerzo vs deformación.

Gráfico 3 - 5. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (Nivel 1)

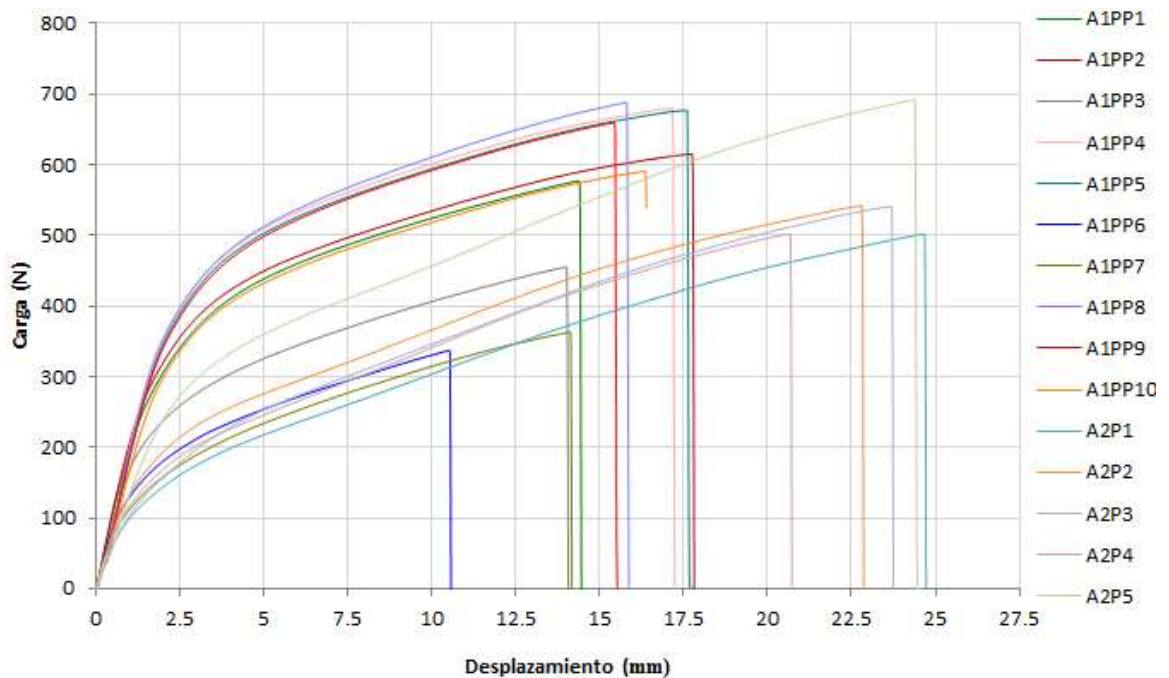


Gráfico 3 - 6. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (Nivel 1)

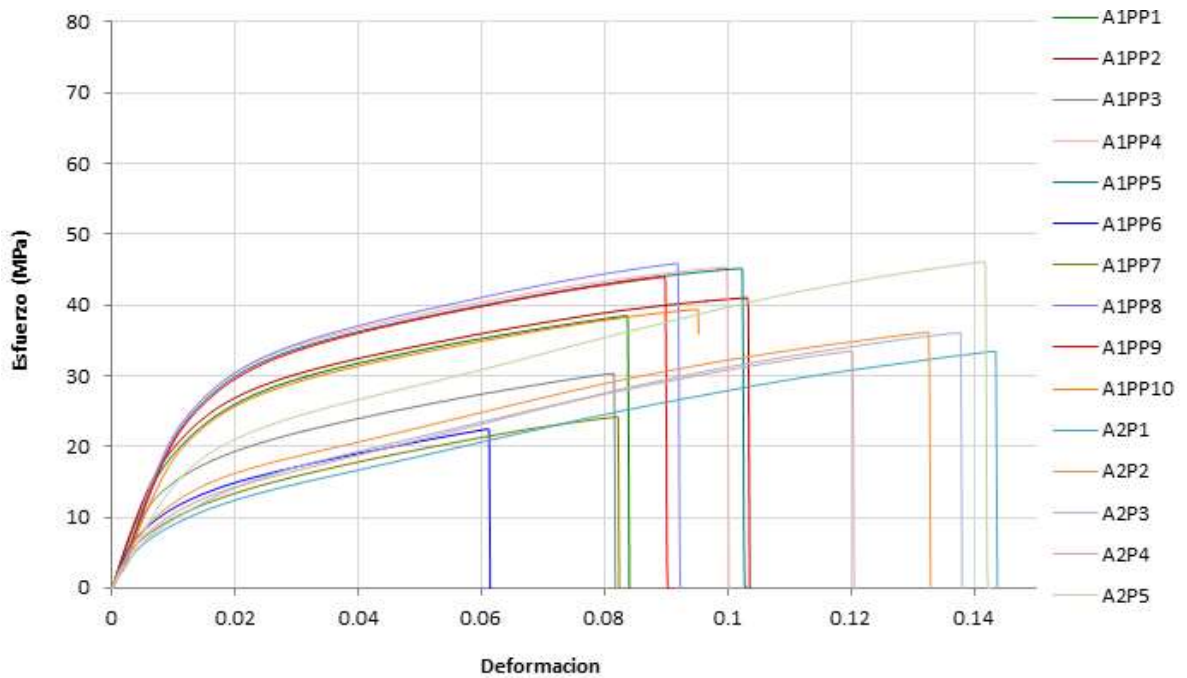


Gráfico 3 - 7. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (Nivel 2)

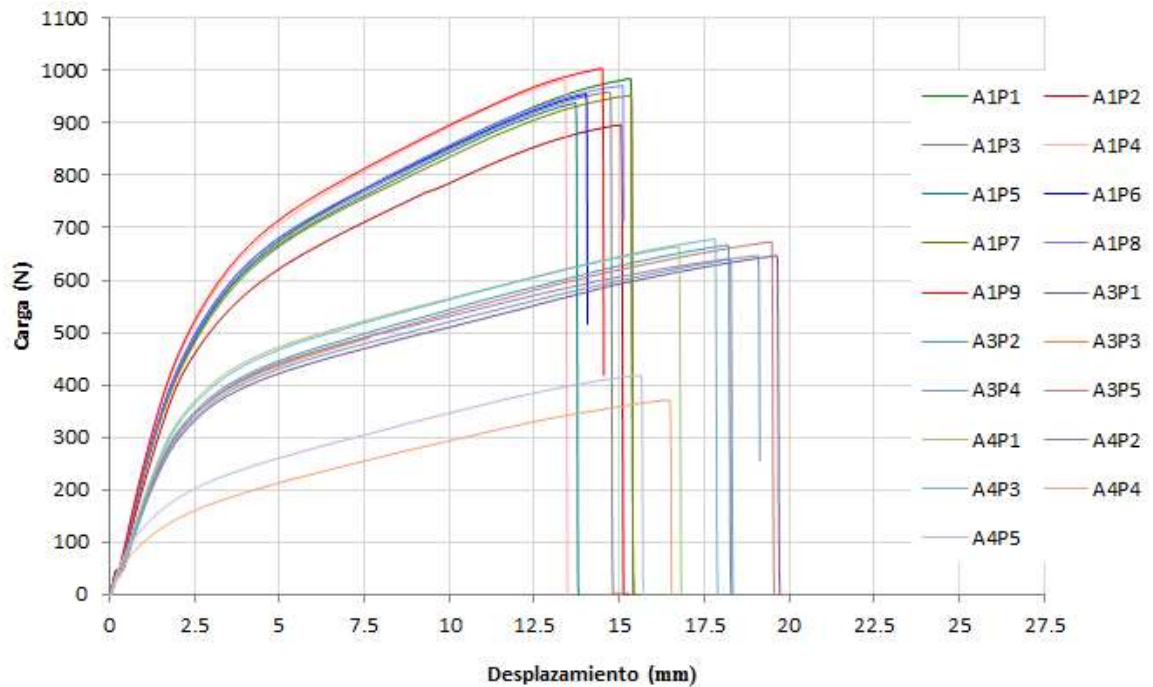


Gráfico 3 - 8. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (Nivel 2)

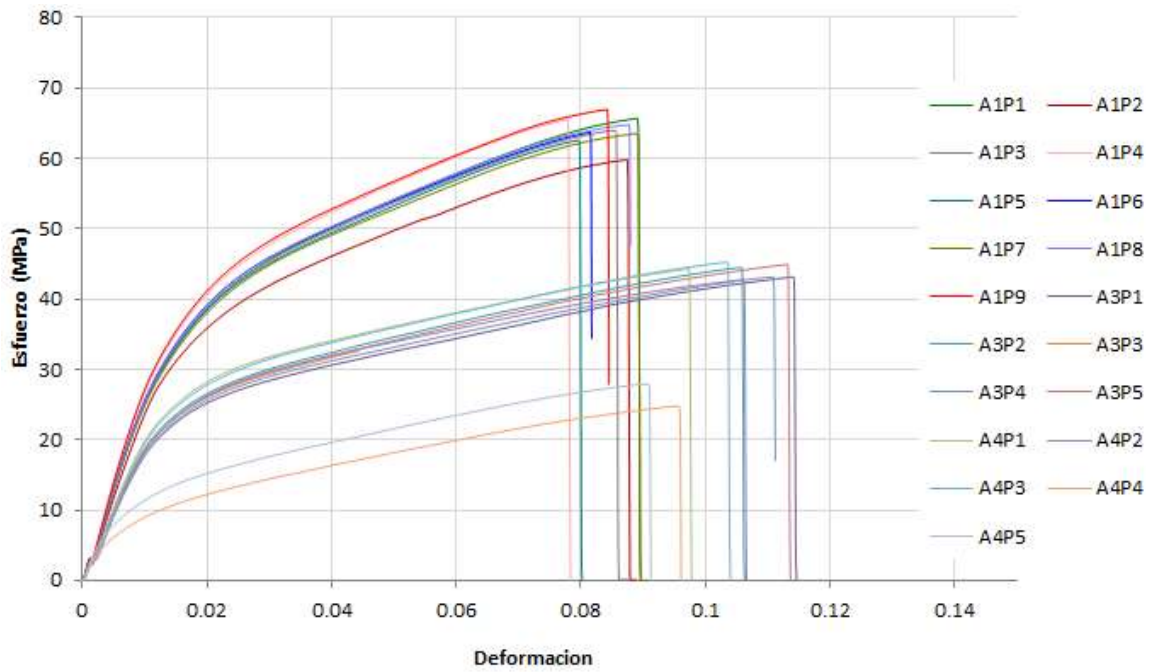


Gráfico 3 - 9. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (Nivel 3)

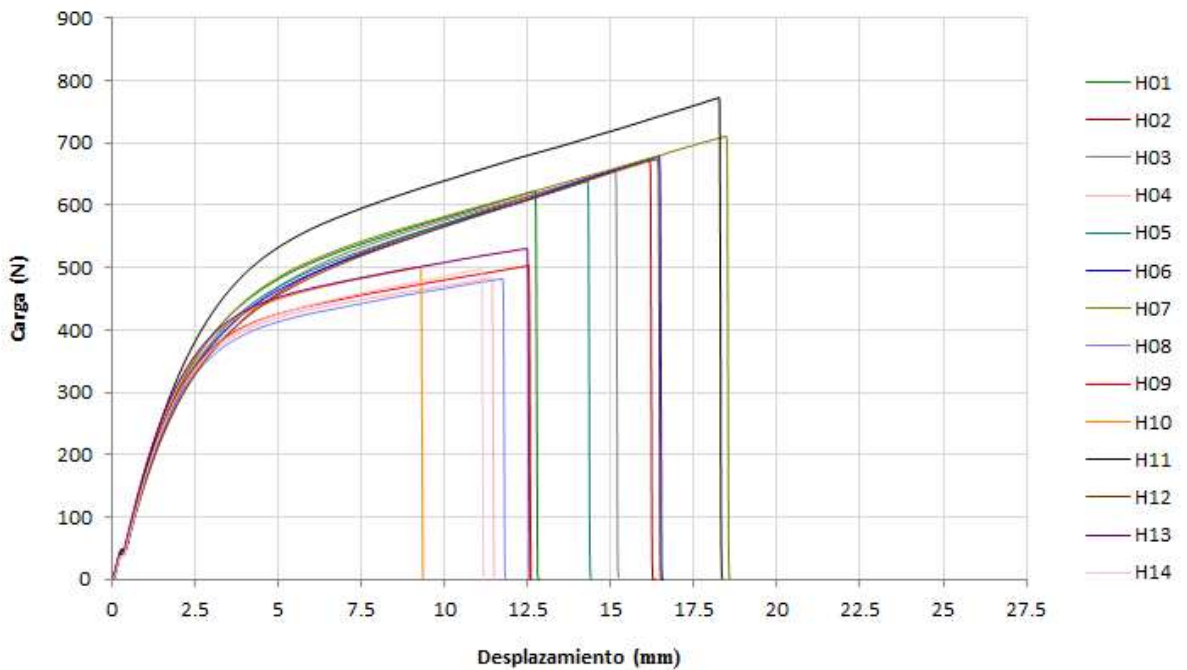


Gráfico 3 - 10. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (Nivel 3)

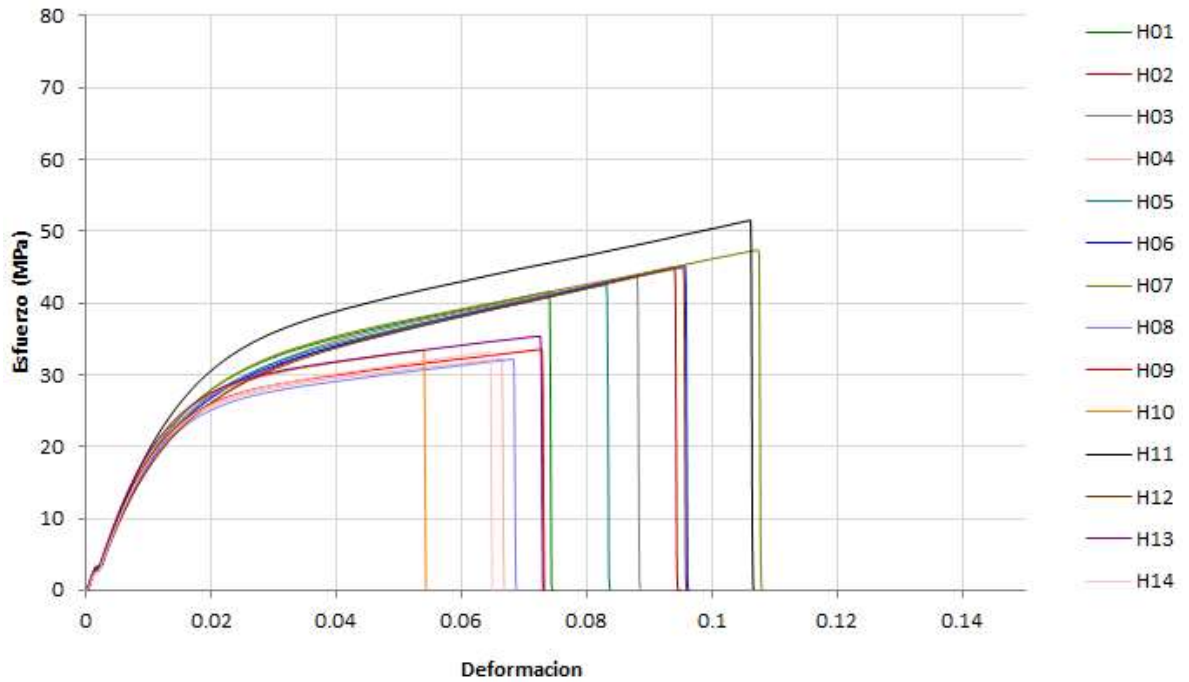


Gráfico 3 - 11. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (Nivel 1)

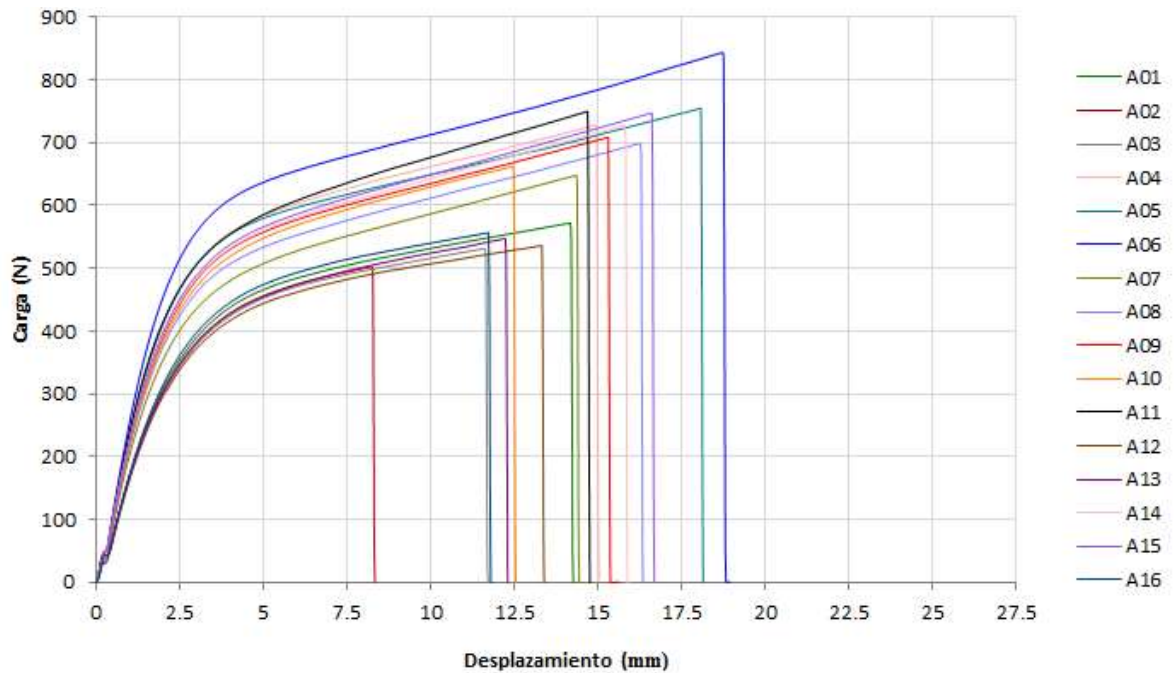


Gráfico 3 - 12. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (Nivel 1)

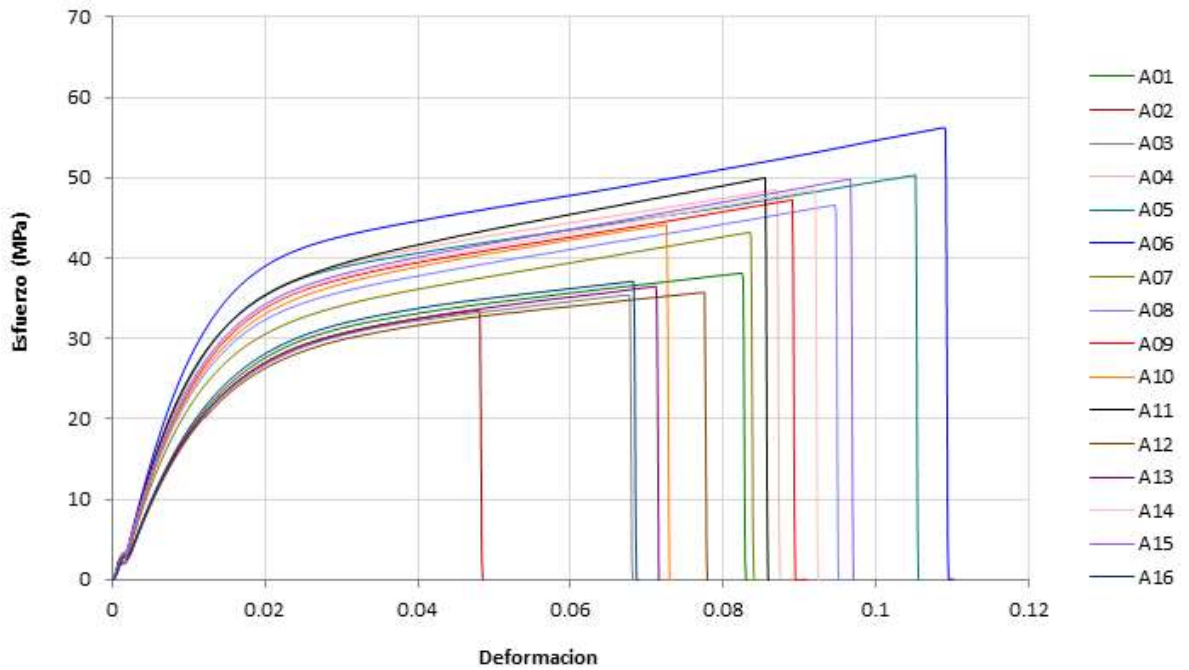


Gráfico 3 - 13. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (Nivel 2)

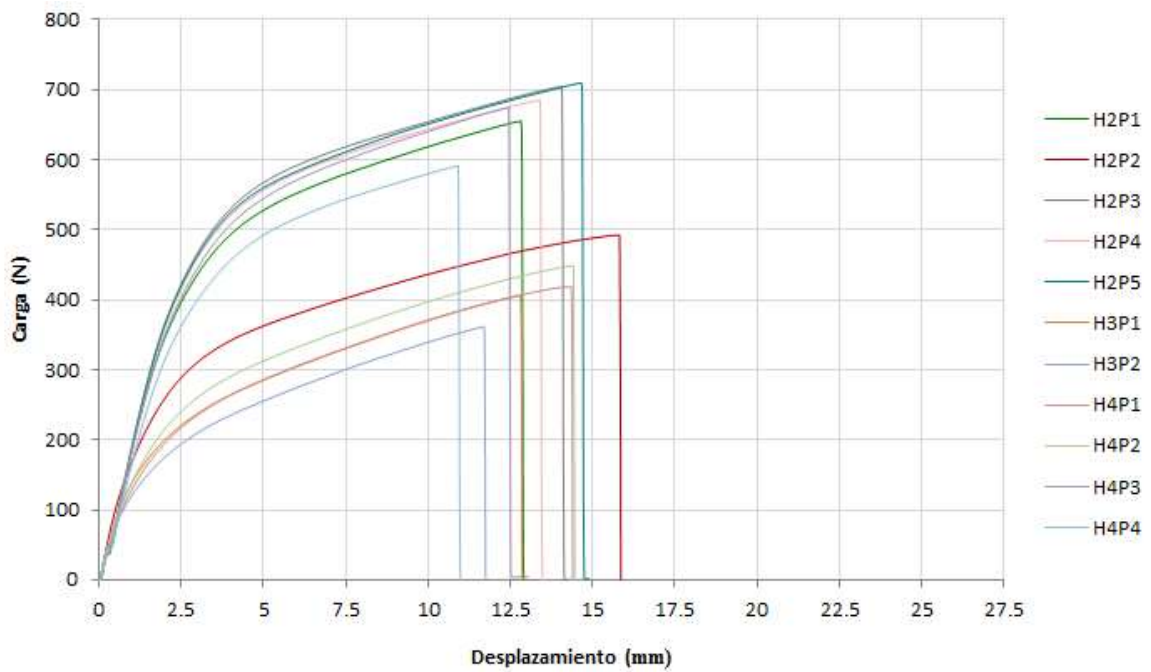


Gráfico 3 - 14. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (Nivel 2)

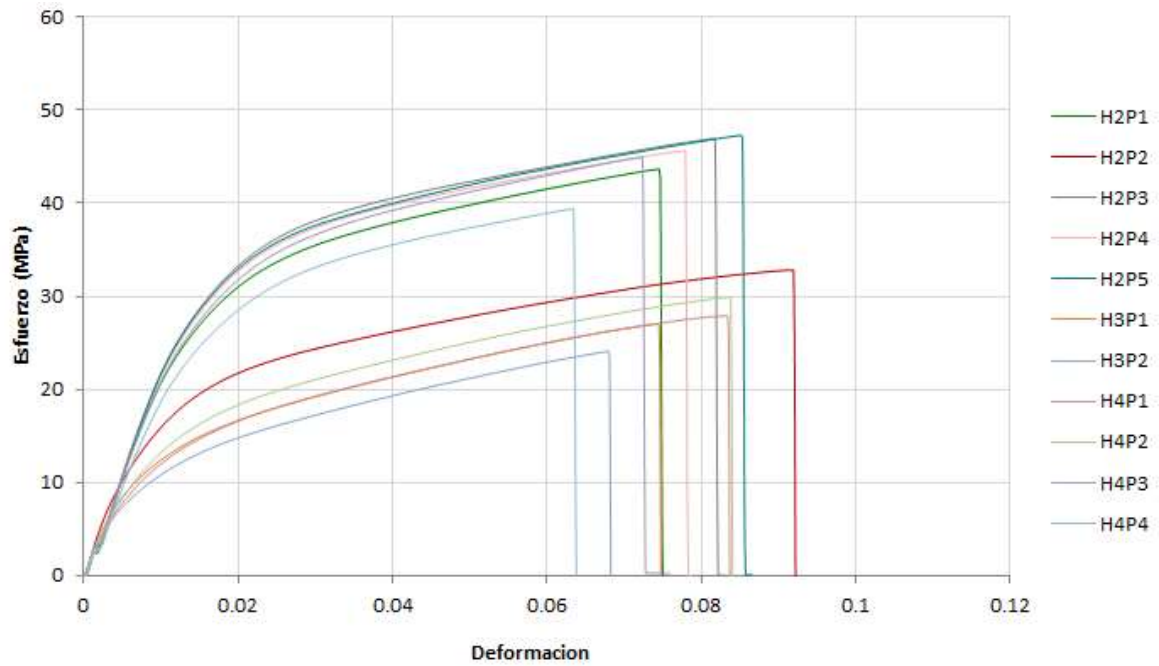


Gráfico 3 - 15. Diagrama carga – desplazamiento en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (Nivel 3)

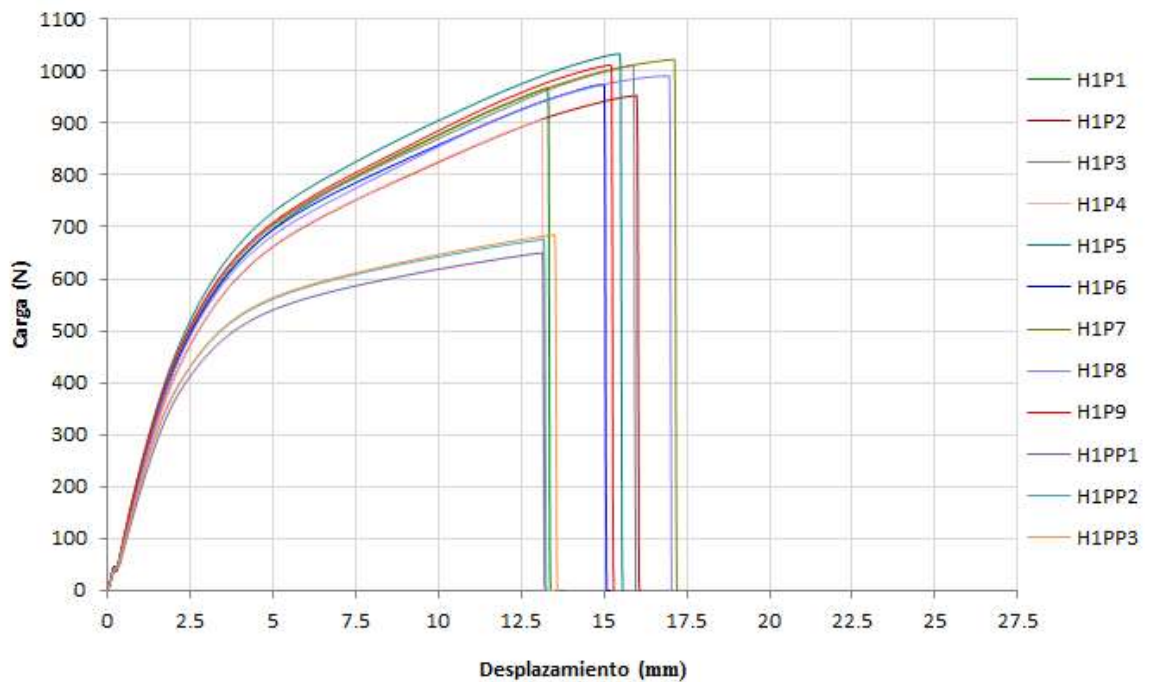
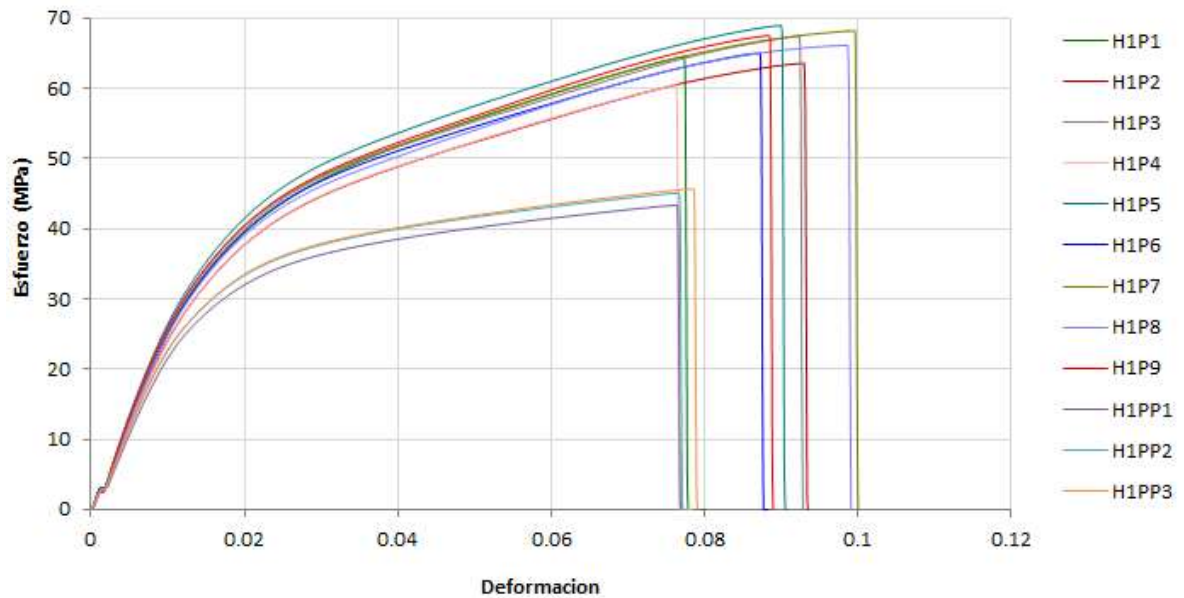


Gráfico 3 - 16. Diagrama esfuerzo – deformación en ensayo de tracción, probetas fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (Nivel 3)



3.3.4 Ensayos a tenacidad de fractura translaminar de las probetas

Para la realización de las pruebas se realizaron dos esquemas, con el fin de determinar si existía alguna diferencia en la manera en la que se cargaba la probeta; la primera configuración fue con el clevis en el centro de la mordaza y la segunda, con el clevis en el frente de la mordaza, no se encontraron variaciones en la gráfica de carga – deformación, por lo que se determinó que la posición del clevis no era un parámetro dado que no altera la carga de las probetas por lo que las gráficas eran estadísticamente iguales.

La serie mostrada en la fotografía 3-5 evidencia el procedimiento de la prueba.

Para determinar la tenacidad de la fractura translaminar se utilizó la ecuación 3-3 donde la carga utilizada es la carga máxima ⁶⁸.

$$K = \frac{\left[\frac{P}{BW^{1/2}} \right] [\alpha^{1/2}] [1,4 + \alpha] [3,97 - 10,88\alpha + 26,25\alpha^2 - 38,9\alpha^3 + 30,15\alpha^4 - 9,27\alpha^5]}{[1 - \alpha]^{3/2}} \quad (\text{Eq. 3-3 } ^{69})$$

⁶⁸ ASTM, E 1922-04. Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials. 2011. p. 3

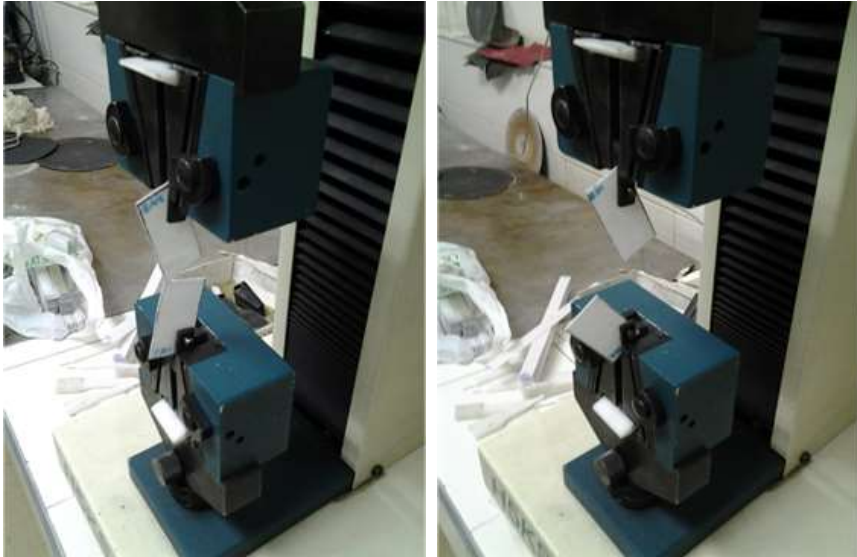
⁶⁹ ASTM, E 1922-04. Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials. 2011. p. 3

Fotografía 3 - 5. Realización de ensayos de tenacidad de fractura trans laminar.



(a)

(b)



(c)

(d)

(a) Inicio de la prueba (b) Desarrollo de la prueba (c) Fallo de la probeta
(d) Fallo total de la probeta

Las tablas 3-14 a 3-17 recopilan toda la información de las pruebas de tenacidad de fractura translaminar.

Tabla 3.14. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas a temperatura ambiente.

	Probeta	Esfuerzo tensile (MPa)	Fuerza max. P (N)	Elongación (%)	Fuerza a ruptura (N)	a _n (m)	W (m)	B (m)	α	K (MPa √m)
1	I	2,733	68,3	20,01	0,675	0,0125	0,0246	0,001	0,5081	3,1105
2	ii	1,714	42,85	21,8	1	0,014	0,025	0,001	0,56	2,3593
3	iii	3,42	85,5	20,4	0,3	0,0126	0,025	0,0012	0,504	3,1704
4	iv	1,594	39,85	17,16	0,5	0,014	0,0248	0,001	0,5645	2,2429
5	v	2,232	55,8	20	0,675	0,013	0,0253	0,001	0,5138	2,5591
6	vi	3,932	98,3	17,97	10	0,013	0,025	0,0011	0,52	4,2184
7	vii	1,934	48,35	14,82	4,85	0,013	0,0255	0,001	0,5098	2,1761
8	viii	2,292	57,3	8,86	6	0,013	0,025	0,001	0,52	2,7049
9	ix	3,608	90,2	15,58	9,5	0,013	0,025	0,0011	0,52	3,8708
10	x	2,847	71,2	21,6	1,5	0,0125	0,025	0,001	0,5	3,1224
11	xi	2,952	73,8	27,99	0,15	0,013	0,025	0,0012	0,52	2,9031
12	xii	2,34	58,5	11,5	9	0,013	0,025	0,001	0,52	2,7615
13	xii	3,232	80,8	22,5	0,3	0,012	0,025	0,001	0,48	3,2978
14	xiv	3,772	94,3	22,2	0,7	0,013	0,025	0,0012	0,52	3,7096
15	xv	2,274	56,9	22,8	2,7	0,013	0,025	0,001	0,52	2,6860
16	TA1-PP1	4,26	106,5	5,38	0,375	0,012	0,025	0,001	0,48	4,3468
17	TA1-PP2	5,09	127,4	22	0,45	0,012	0,025	0,001	0,48	5,1998
18	TA1-PP3	4,645	116,1	5,04	1	0,012	0,025	0,001	0,48	4,7386
19	TA1-PP4	5,16	129	15,52	1,05	0,012	0,025	0,001	0,48	5,2651
20	TA1-PP5	6,38	159,4	21,4	2,6	0,012	0,025	0,001	0,48	6,5058
21	TA1-PP6	4,875	121,9	17,62	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,9753
22	TA1-P1	6,19	154,8	10,56	14,6	0,012	0,025	0,001	0,48	6,3181
23	TA1-P2	5,86	146,6	19,53	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,9834
24	TA1-P3	5,95	148,7	8,1	14,7	0,012	0,025	0,001	0,48	6,0691
25	TA1-P4	6,46	161,4	22,4	1,4	0,012	0,025	0,001	0,48	6,5875

Tabla 3.15. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas a temperatura ambiente [continuación].

	Probeta	Esfuerzo tensile (MPa)	Fuerza max. P (N)	Elongación (%)	Fuerza a ruptura (N)	a_n (m)	W (m)	B (m)	α	K MPa \sqrt{m}
26	TA1-P5	7,8	195	16,16	0,6	0,012	0,025	0,001	0,48	7,9588
27	TA1-P6	6,51	162,8	9,84	15,6	0,012	0,025	0,001	0,48	6,6446
28	TA2-P1	4,325	108,1	20,6	11,63	0,012	0,025	0,001	0,48	4,4121
29	TA2-P2	4,635	115,9	16,5	7	0,012	0,025	0,001	0,48	4,7304
30	TA2-P3	3,992	99,8	17,28	0,7	0,012	0,025	0,001	0,48	4,0733
31	TA2-P4	4,74	118,5	19,86	0,5	0,012	0,025	0,001	0,48	4,8365
32	TA2-P5	4,865	121,6	17,46	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,9631
33	TA2-P6	4,675	116,9	20,4	0,5	0,012	0,025	0,001	0,48	4,7712
34	TA3-P1	5,33	133,2	19,96	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,4365
35	TA3-P2	4,755	118,9	16,06	1	0,012	0,025	0,001	0,48	4,8529
36	TA4-P1	5,51	137,9	17,84	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,6283
37	TA4-P2	4,48	112	16,38	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,5712
38	TA4-P3	4,855	121,4	18,76	0,375	0,012	0,025	0,001	0,48	4,9549
39	TA4-P4	4,755	118,9	17,66	4	0,012	0,025	0,001	0,48	4,8529
40	TA4-P5	5,34	133,5	16,62	0,45	0,012	0,025	0,001	0,48	5,4487
41	TA4-P6	4,64	116	17,5	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,7345

Tabla 3.16. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas en un horno a 105°C.

	Probeta	Esfuerzo tensile (MPa)	Fuerza max. P (N)	Elongación (%)	Fuerza a ruptura (N)	a_n (m)	W (m)	B (m)	α	K MPa \sqrt{m}
1	S1	3,912	97,8	20,4	0,2	0,0135	0,0255	0,0012	0,529	3,946487063
2	S2	3,408	85,2	20	0,2	0,0132	0,0257	0,001	0,513	3,873772129
3	S3	4,325	108,1	21,6	0,5	0,0127	0,0258	0,001	0,492	4,537434788
4	S4	3,788	94,7	20,79	1,8	0,0127	0,0255	0,001	0,498	4,082823816
5	S5	3,728	93,2	17,7	0,5	0,0127	0,025	0,001	0,508	4,208347065
6	S6	4,015	100,4	21,6	0,5	0,0126	0,0255	0,001	0,494	4,26760694
7	S7	4,465	111,6	19,3	0,375	0,0126	0,0257	0,0012	0,490	3,883522951
8	S8	3,988	99,7	19,35	4,3	0,0128	0,0254	0,0011	0,503	4,000258852
9	S9	3,948	98,7	17,72	0,2	0,0125	0,0247	0,001	0,506	4,452095569
10	S10	2,652	66,3	19,95	0,15	0,0125	0,0248	0,001	0,504	2,962383599

Tabla 3.17. Tenacidad de fractura translaminar K_{TL} para piezas fabricadas en un horno a 105°C [continuación]

	Probeta	Esfuerzo tensile (MPa)	Fuerza max. P (N)	Elongaci ón (%)	Fuerza a ruptura (N)	a _n (m)	W (m)	B (m)	α	K MPa √m
11	S11	3,053	76,3	19,23	0,16	0,0138	0,0255	0,001	0,541	3,864403899
12	S12	3,948	97,8	20,4	0,2	0,0124	0,0256	0,001	0,484	4,006478861
13	TH2-P1	5,89	147,3	17,2	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	6,011987811
14	TH2-P2	5,04	126	2,56	97,8	0,012	0,025	0,001	0,48	5,142637231
15	TH2-P3	4,195	104,9	6,12	9,63	0,012	0,025	0,001	0,48	4,281449568
16	TH3-P1	4,86	121,5	18,22	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,958971616
17	TH3-P2	5,36	134,1	17,76	0,9	0,012	0,025	0,001	0,48	5,473235339
18	TH3-P3	4,065	101,6	18,08	0,5	0,012	0,025	0,001	0,48	4,14676145
19	TH3-P4	3,788	94,7	18,76	0,2	0,012	0,025	0,001	0,48	3,86514084
20	TH3-P5	5,59	139,7	27,21	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,701796994
21	TH3-P6	5,46	136,5	19,32	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,571190334
22	TH3-P7	5,11	127,7	19,82	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,212022019
23	TH4-P3	4,88	122	17,16	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,979378907
24	TH4-P4	5	125	18,12	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	5,10182265
25	TH1-PP1	5,39	134,7	17,2	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,497724088
26	TH1-PP2	4,395	109,9	4,75	0,375	0,012	0,025	0,001	0,48	4,485522474
27	TH1-PP3	5,15	128,9	18,53	0,15	0,012	0,025	0,001	0,48	5,260999517
28	TH1-PP4	4,765	119,1	18,96	0,375	0,012	0,025	0,001	0,48	4,861016621
29	TH1-PP5	4,595	114,9	17,02	0,625	0,012	0,025	0,001	0,48	4,68959538
30	TH1-PP6	3,7	92,5	16,08	0,5	0,012	0,025	0,001	0,48	3,775348761
32	TH1-PP8	5,86	146,4	20,4	0,6	0,012	0,025	0,001	0,48	5,975254688
33	TH1-PP9	6,15	153,8	17,48	0,4	0,012	0,025	0,001	0,48	6,277282589
34	TH1-PP10	5,35	133,7	20,8	1,65	0,012	0,025	0,001	0,48	5,456909507
35	TH2-PP1	4,825	120,6	23,8	0,125	0,012	0,025	0,001	0,48	4,922238493

Las gráficas 3-17 a 3-22 muestran los resultados fuerza - desplazamiento del cabezal de máquina de las probetas en el ensayo de tenacidad de fractura.

Gráfico 3 - 17. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 175% de resina (nivel 1)

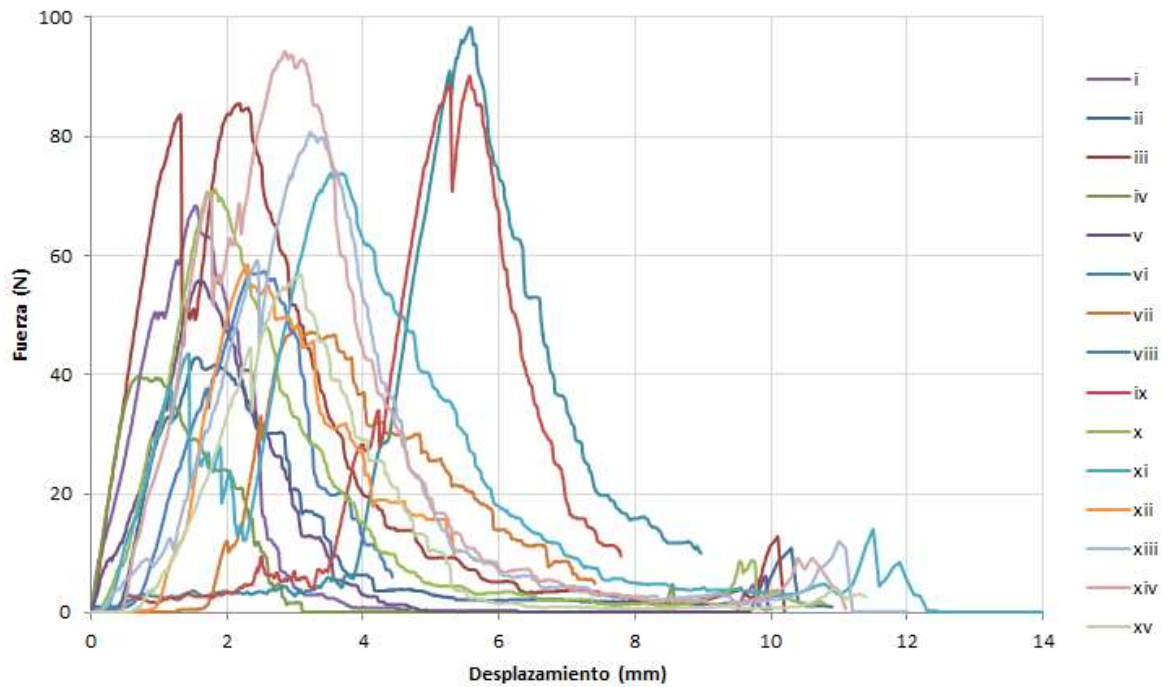


Gráfico 3 - 18. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 200% de resina (nivel 2)

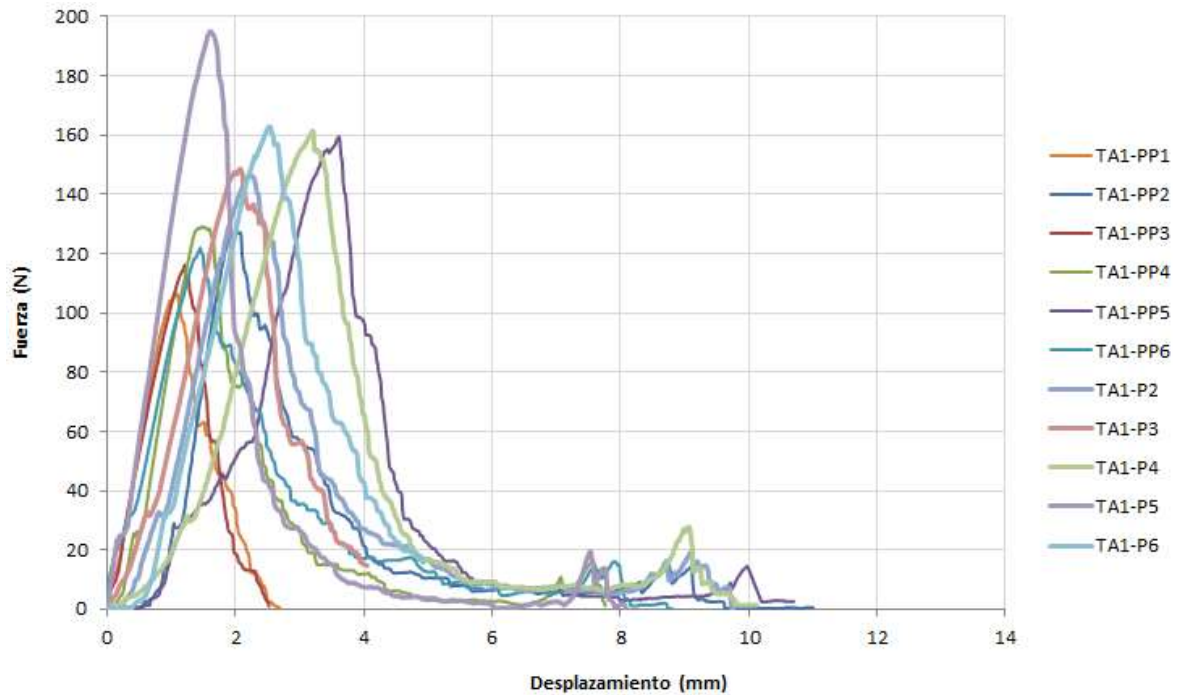


Gráfico 3 - 19. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas a condiciones ambiente y 225% de resina (nivel 3)

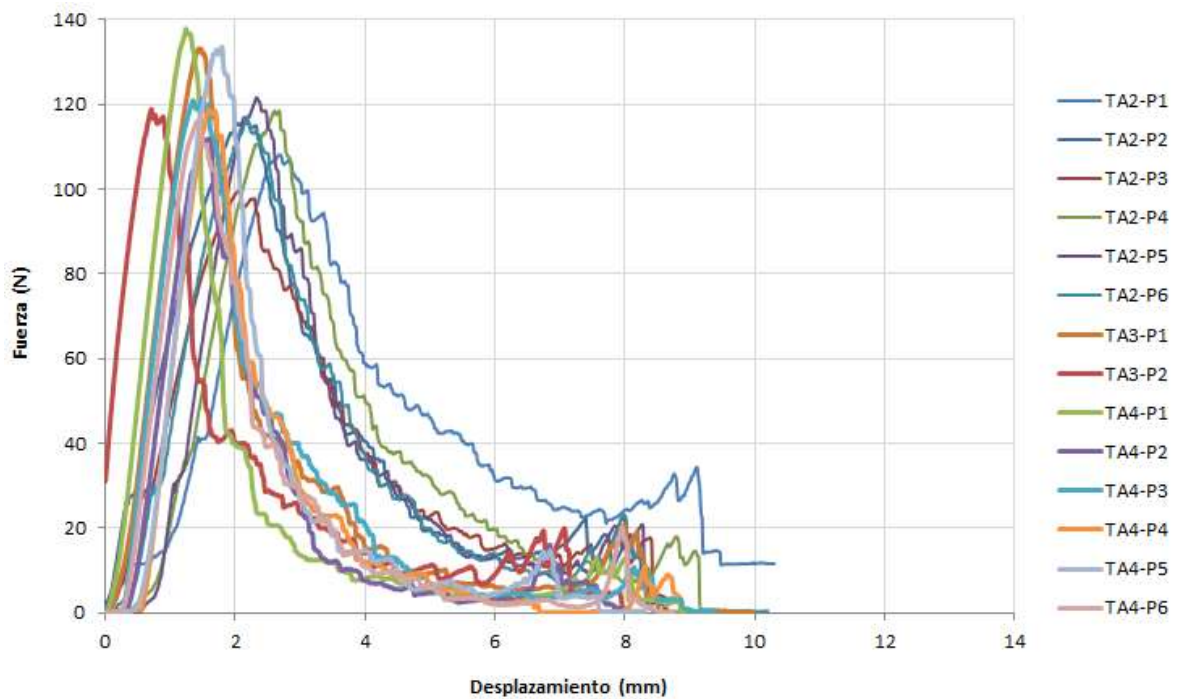


Gráfico 3 - 20. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 175% de resina (nivel 1)

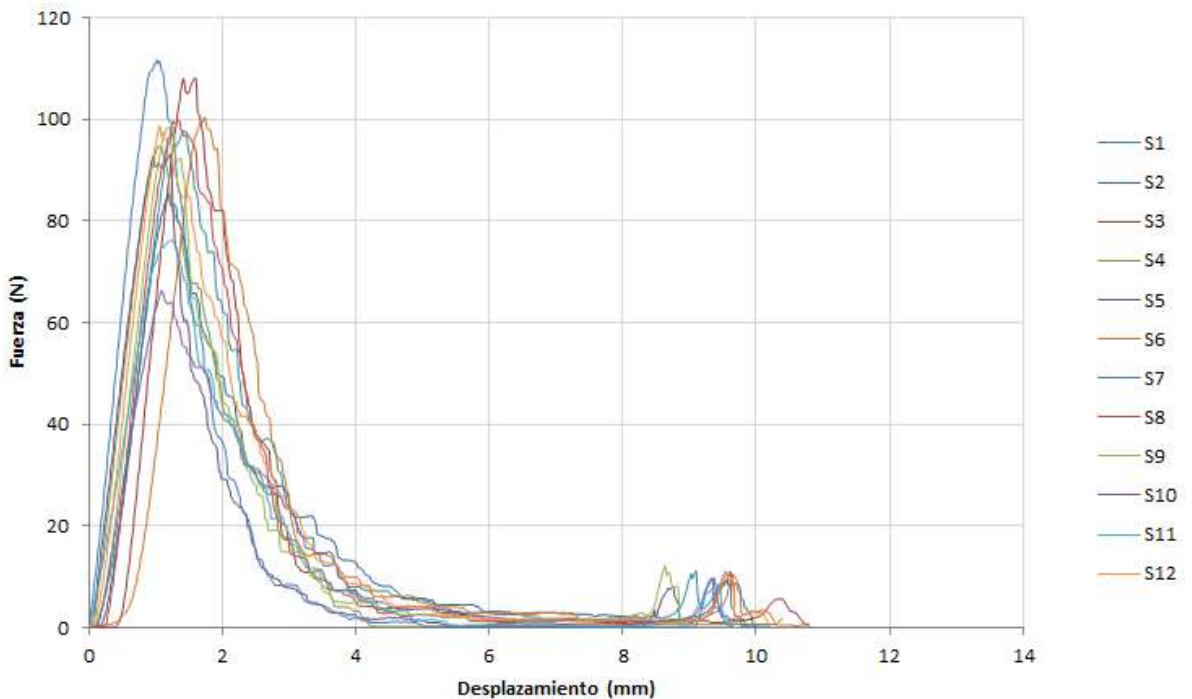


Gráfico 3 - 21. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 200% de resina (nivel 2)

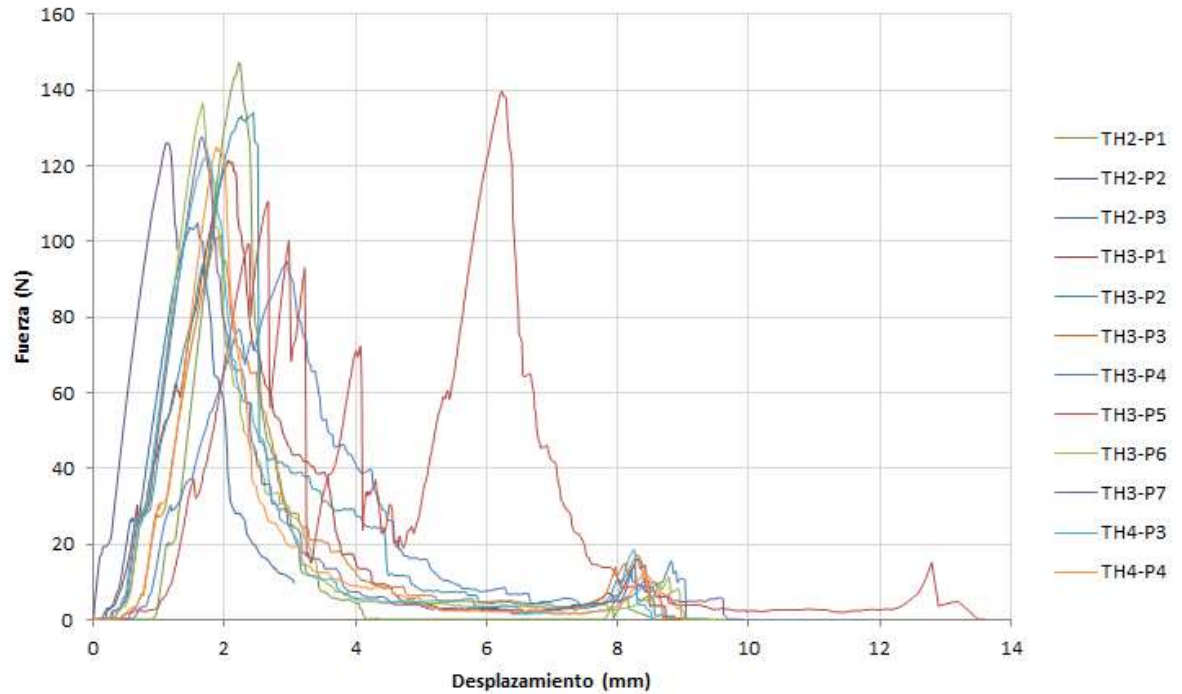
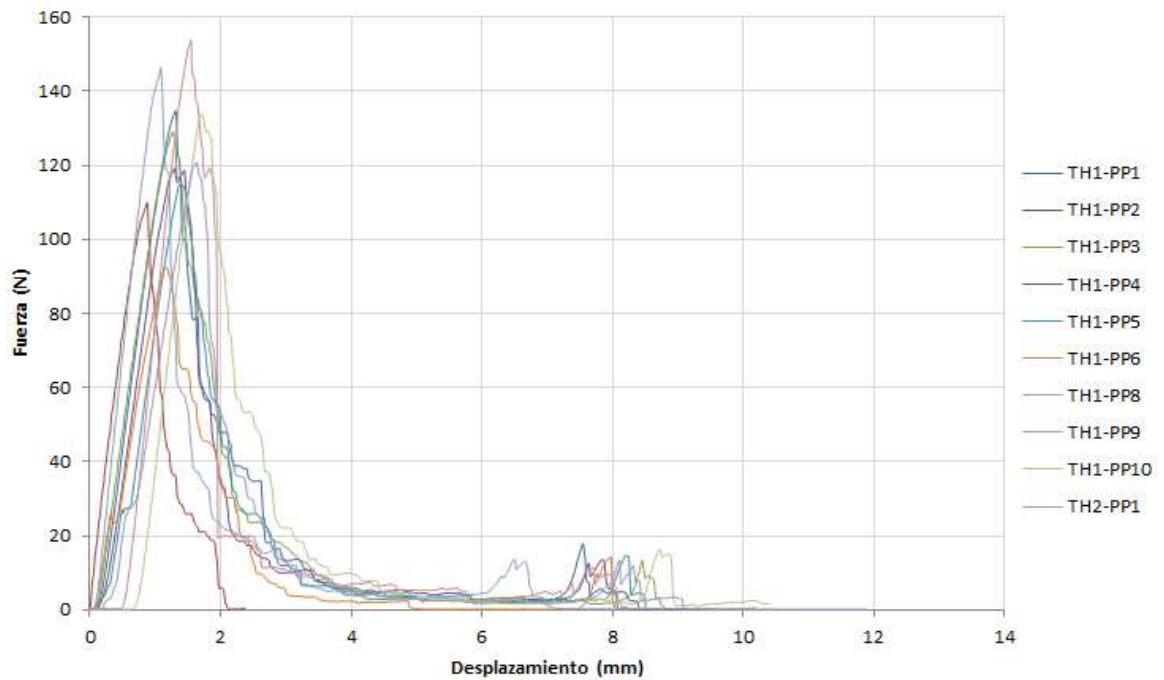


Gráfico 3 - 22. Gráficas carga – desplazamiento para las probetas de tenacidad de fractura, fabricadas en horno a 105°C y 225% de resina (nivel 3)



4. ANÁLISIS DE RESULTADOS

En el primer capítulo del presente documento se presentó el marco teórico utilizado para la evaluación de los resultados obtenidos durante el curso de la investigación.

En el presente capítulo se rescatarán los datos principales obtenidos, pretendiendo dar luz sobre las posibilidades que pudieron llevar a que el material se comportara de tal manera.

4.1 Tela de algodón

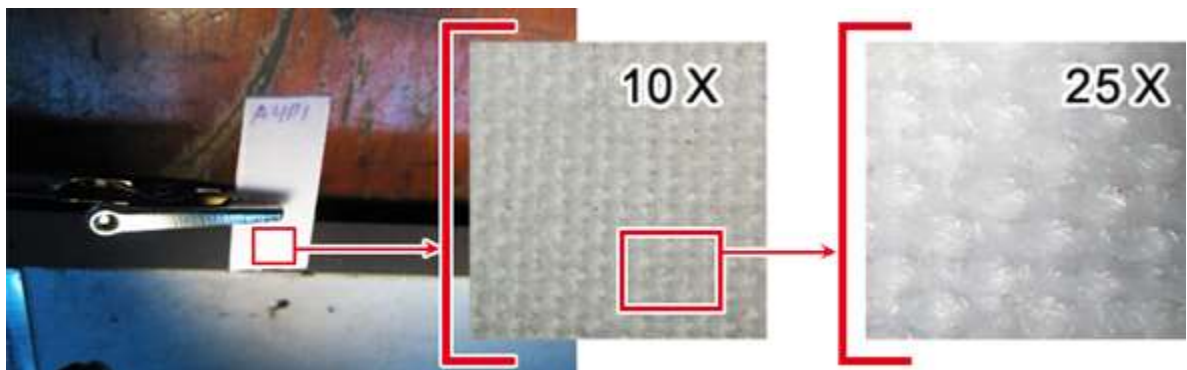
La tela seleccionada para el presente análisis se trataba de una tela constituida 100% de algodón.

La primera prueba realizada al material para determinar su idoneidad como material de refuerzo, fue el someterla a pruebas en el horno de curado a 180°C por varias horas y luego realizar una inspección en estereoscopio para comprobar si el material sufrió degradación aparente alguna.

La fotografía 2-3 muestra la naturaleza del material tal cual se aprecia desde el estereoscopio, pareciendo que se trata de un material bidireccional.

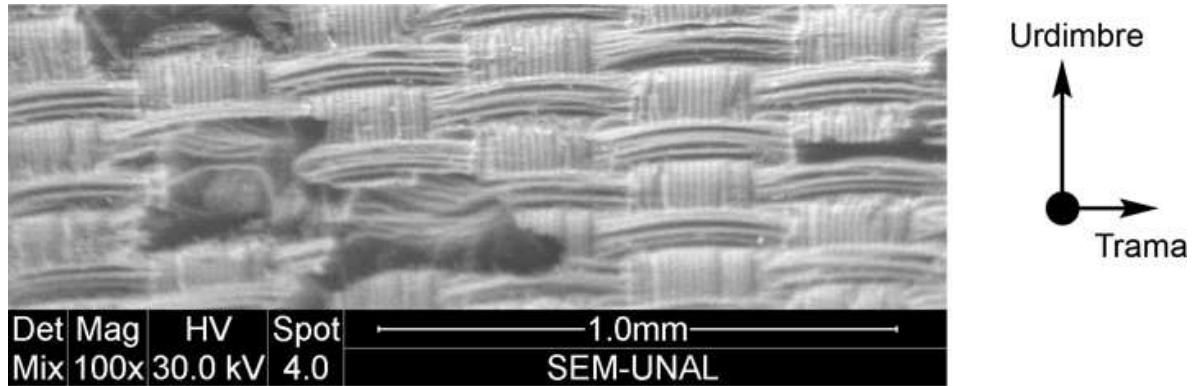
Conociendo que la tela es tejida y enrollada en el sentido de la urdimbre todas las probetas son cortadas en a 0° (sentido de la urdimbre), de manera tal que si el material resultaba ser unidireccional se tuviera el sentido más resistente en el mismo sentido de la carga.

Fotografía 2 - 3. Configuración de la tela de algodón



Las pruebas en E-SEM permitieron apreciar que se trata de un material unidireccional donde cada hebra de la urdimbre tiene aproximadamente 14 hilos, mientras la trama tiene aproximadamente 4 hilos como se ven en la fotografía 4-1.

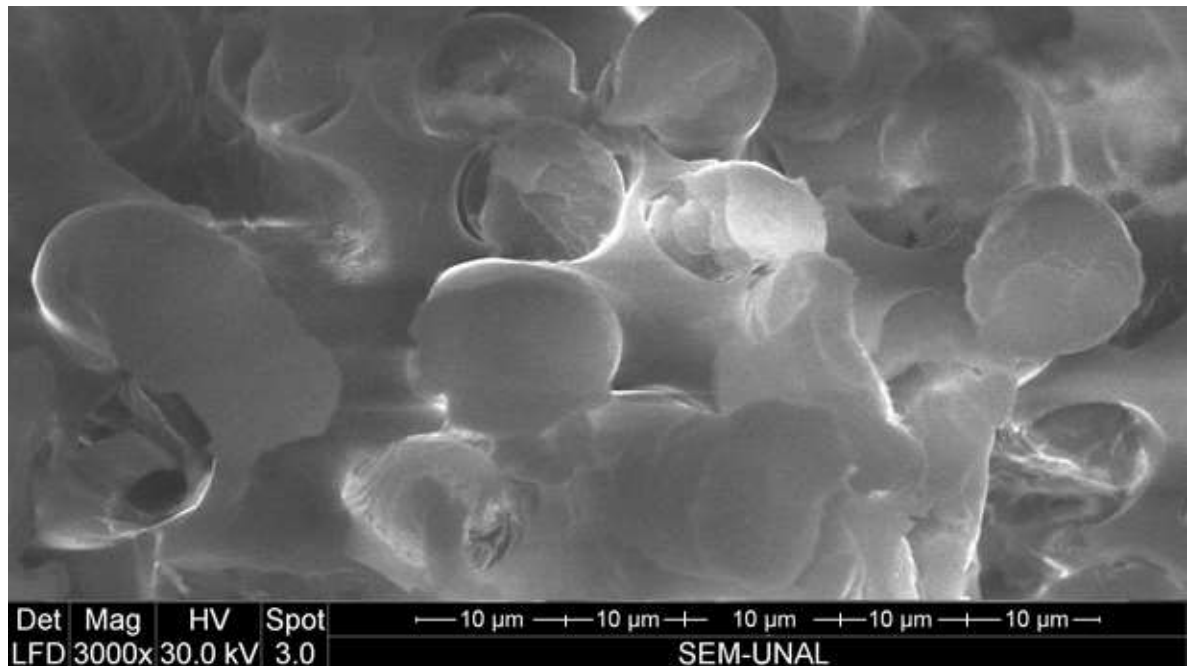
Fotografía 4 - 1. Vista lateral probetas A1P5



La fotografía 4-2 muestra la superficie de fractura de la probeta TH3-P2, la cual se vuelve a analizar en el grafico 4-23.

Se logró apreciar la superficie de fractura de la urdimbre evidenciándose la forma casi cilíndrica de los hilos, con un diámetro aproximado entorno de los 13 a 17 μm .

Fotografía 4 - 2. Superficie de fractura probeta TH3-P2

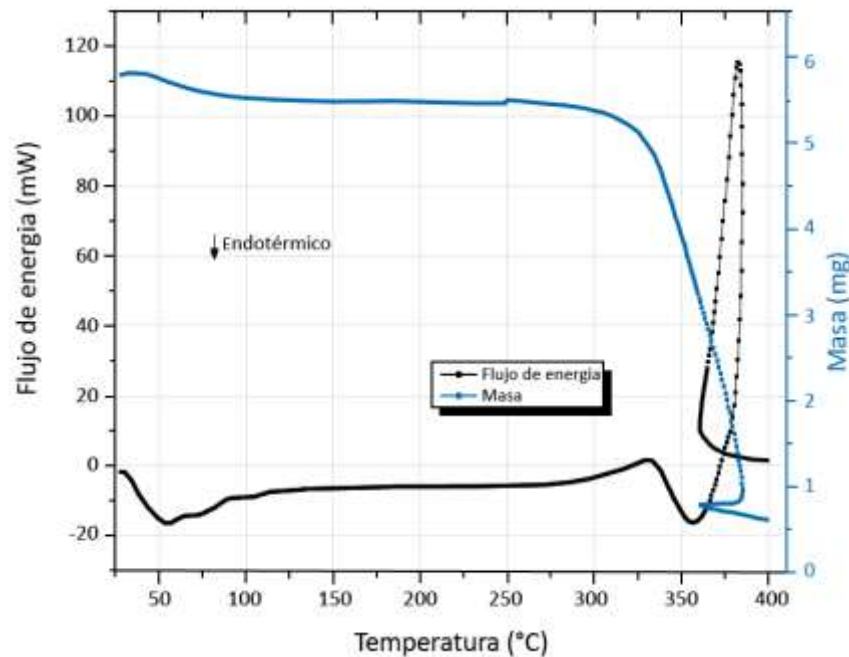


4.2 Análisis térmico

4.2.1 Tela de algodón

La gráfica 4-1 muestra una pérdida de masa de 0.3 mg entre los 30 °C y 80 °C, referente muy probablemente a la eliminación de humedad. Posteriormente la tela se muestra muy estable en todo el rango hasta un valor cercano a los 300 °C, donde alcanza el punto de ignición, por lo anterior se puede utilizar la tela de algodón con seguridad hasta un valor cercano a dicho punto. La tela de algodón no es una limitante para el proceso de fabricación de materiales compuestos, porque como se ha visto en el marco teórico, la temperatura de fabricación suelen llegar hasta los 150°C.

Gráfico 4 - 1. Análisis DSC-TGA de la tela de algodón en atmosfera oxidante

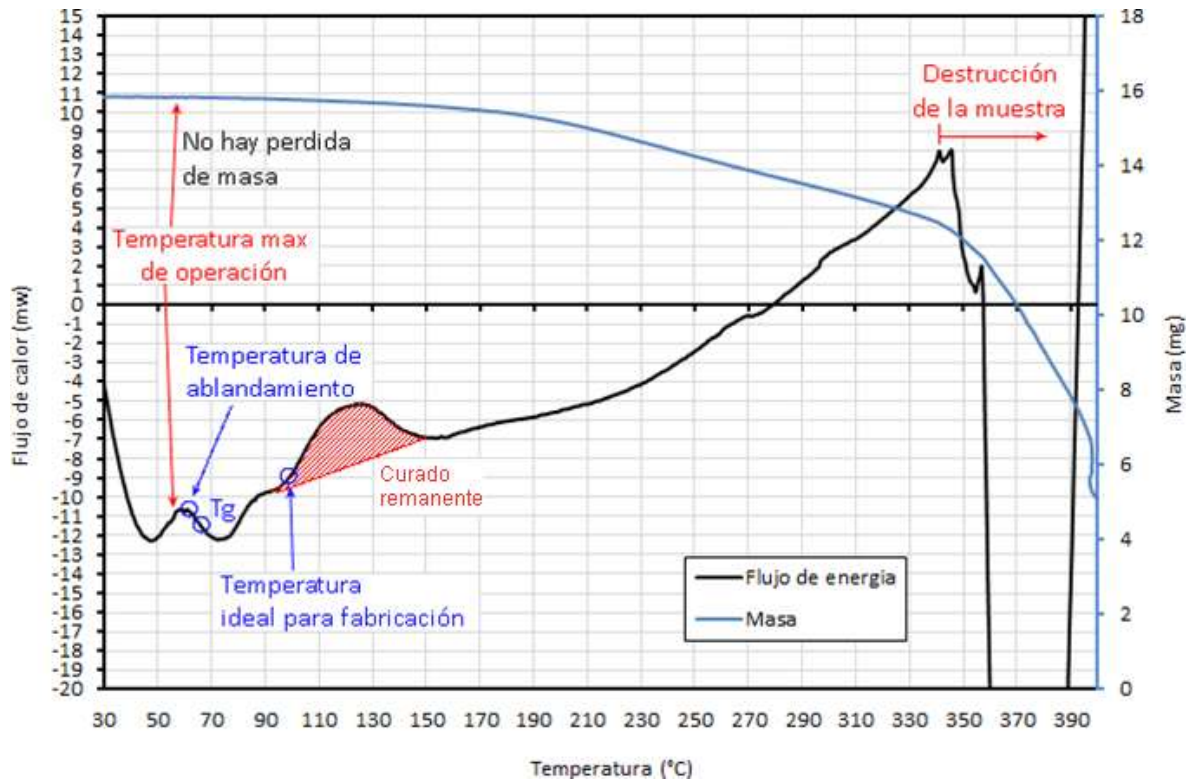


4.2.2 Resina epóxica 6090 y catalizador 1596

La resina epóxica fue curada a temperatura ambiente con endurecimiento a los 20 minutos de realizada la mezcla, posteriormente se hizo el análisis térmico a la hora de haber efectuado la mezcla.

El gráfico 4-2 muestra que la temperatura de operación máxima segura de la resina es próxima a los 50 °C, dado que tiene la temperatura de ablandamiento cerca de los 56 °C, punto hasta el cual la muestra no presenta señales de descomposición ni pérdida de masa considerable, más allá de la pérdida de algunos monómeros y humedad seguramente.

Gráfico 4 - 2. Análisis TGA-DSC de la resina epóxica curada a temperatura ambiente, en atmosfera oxidante



Se aprecia que la temperatura de transición vítrea se encuentra cercana a los 64°C, por lo que tomando en consideración la recomendación de limitar la temperatura de utilización 28°C por debajo de este punto, se tendría una temperatura máxima de operación de la pieza de 36 °C⁷⁰. Posteriormente se presenta un pico de curado remanente entre los 95 °C y 140 °C, dando como resultado que el punto ideal para la fabricación de las piezas está entre los 100 °C y 105 °C, porque esta temperatura estimula el crecimiento de cadenas de polímeros a una velocidad constante sin generar gases, los cuales podrían quedar atrapados en el material compuesto creando discontinuidades y concentradores

⁷⁰ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 6-29 a 6-30

de esfuerzos en la pieza; adicionalmente mayores temperaturas generarían una mayor movilidad de las cadenas de polímero, superior a lo deseado, lo cual generaría una arquitectura y unos entrelazamientos que no favorecen las propiedades mecánicas y térmicas de las piezas ⁷¹.

En todo el rango de evaluación se aprecia una descomposición continua hasta los 180 °C temperatura a la cual se acelera, y finalmente la resina se destruye cerca de los 340 °C.

Es claro que la resina curada a temperatura ambiente no alcanza a polimerizar de manera ideal, mientras que al curar la resina a 105 °C por un tiempo prolongado que asegure su completa polimerización, y con una rampa de enfriamiento gradual que no introduzca carga a las piezas, las propiedades mecánicas deben mejorar.

No se considera necesario repetir el ensayo para la resina siendo curada en el equipo, ni del material compuesto en su totalidad, dado que la información obtenida está acorde a los valores normales de operación encontrados en la recopilación bibliográfica, por lo que al curar la resina dentro de un horno y bajo los parámetros antes establecidos, se sabe que solo pueden mejorar las condiciones de operación y la Tg aumente entre 10 °C y 15 °C ⁷².

Aeronaves como el Lancair Legacy FG y el Diamond Da-20 tienen temperaturas máximas de operación de 40 °C ⁷³ y 55 °C ⁷⁴ respectivamente, por la limitación térmica de sus matrices epóxicas, por lo que dado que la temperatura de operación máxima de la resina curada a temperatura ambiente de este proyecto, y es cercana a dichos valores (36 °C), se puede esperar que las piezas fabricadas no presenten problemas de ablandamiento durante su operación y menos aún si dicha resina se cura en un horno bajo el protocolo propuesto en el presente estudio.

4.3 Análisis estadístico

4.3.1 Análisis estadístico de la posición de ruptura de las probetas de tensión

Se buscó determinar si el protocolo de fabricación, ambiente y horno a 105°C, tiene influencia sobre la posición de ruptura de las probetas. Los ensayos fueron

⁷¹ PATNAIK, Pradyot. Dean's Analytical Chemistry Handbook, 2 Ed. McGraw Hill. 2004. Sección 5.6.

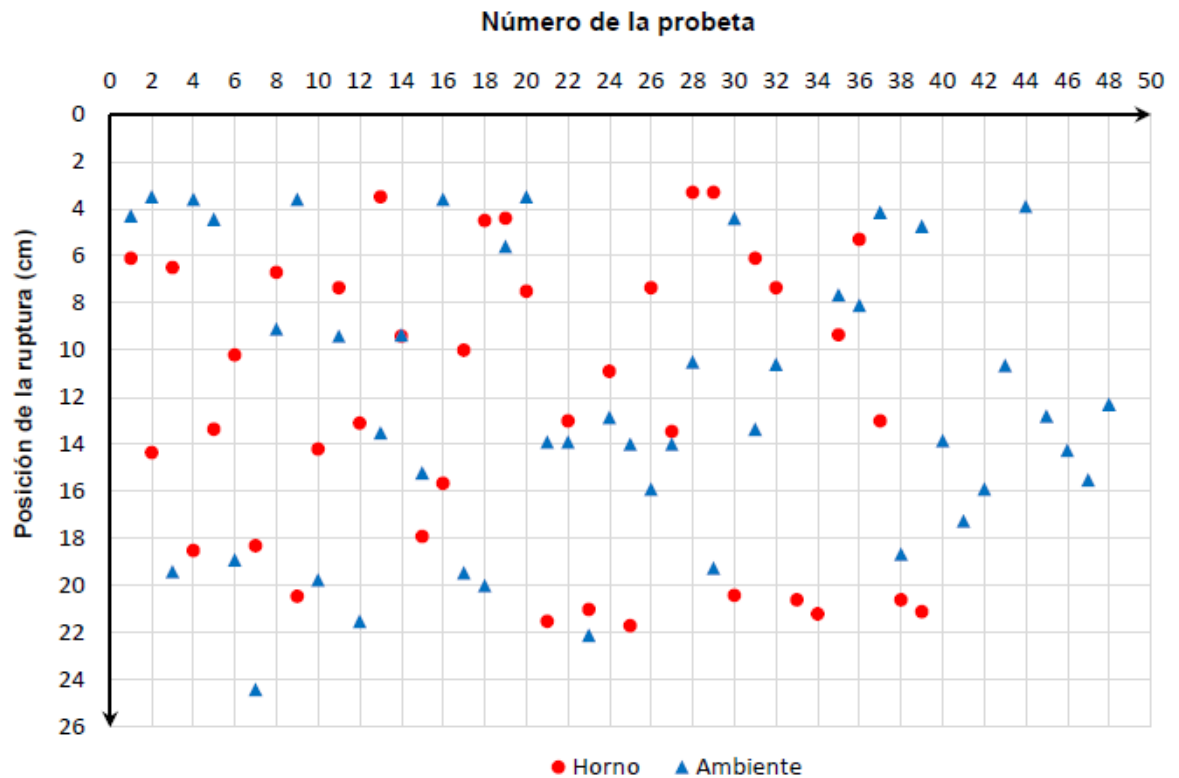
⁷² MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. Secciones 4.5.2 y 6.6.3

⁷³ Lancair Legacy FG, Pilot's Operating Handbood. The Lancair Company. 2008., p. V-13

⁷⁴ Airplane Flight Manual REV26, DA-20C1. Diamond aircraft industries INC. 2012. p. 2-30

realizados acorde a lo exigido por la norma ASTM D3039-08, las condiciones están estipuladas en la tabla 3-5, el gráfico 4-3 y la tabla 4-1 muestran la recopilación de la posición donde se rompieron las probetas de tensión, todo medido desde el extremo superior de las mismas con respecto al cabezal de la máquina de tracción.

Gráfico 4 - 3. Posición de la ruptura desde el extremo superior



En las tablas 4-1 y 4-2 se puede apreciar que el proceso de fabricación, ambiente y horno a 105 °C, no tiene repercusión sobre la posición en la cual se genera la ruptura, lo cual se podía apreciar visualmente en el gráfico 4-3.

Tabla 4.2. Análisis de varianza para la posición de ruptura de las probetas de tensión

ANÁLISIS DE VARIANZA – Fabricación en horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	1.23707933	2	0.61853966	0.01503041	0.98508816	3.25944631
Dentro de los grupos	1481.49151	36	41.152542			
Total	1482.72859	38				

ANÁLISIS DE VARIANZA – Fabricación en ambiente pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	39.8112104	2	19.9056052	0.52447888	0.59543717	3.20431729
Dentro de los grupos	1707.88999	45	37.9531108			
Total	1747.7012	47				

ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO – Diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Muestra	7.43367424	1	7.43367424	0.17115489	0.68056253	4.00119138
Columnas	34.0823485	2	17.0411742	0.39236051	0.67718086	3.15041131
Interacción	27.8487121	2	13.9243561	0.32059807	0.72695033	3.15041131
Dentro del grupo	2605.94636	60	43.4324394			
Total	2675.3111	65				

Resulta aparente que tanto el proceso de fabricación como el nivel de resina no tienen influencia sobre el lugar en el cual se rompieron las probetas, esto es debido probablemente a que todas las probetas tenían la misma proporción final entre resina y material de refuerzo, y que el molde en el cual fueron fabricadas no creó distorsiones, ni concentraciones de esfuerzos aparentes, ni aglomeración de discontinuidades en zona específica alguna.

4.3.2 Análisis estadístico de los resultados de los ensayos de tensión

Las tablas 4-3, 4-5, 4-6 y 4-8 recopilan los resultados del proceso de fabricación, cantidad de resina y determinadas propiedades mecánicas. Posteriormente se realizó un análisis ANOVA para determinar si el proceso fabricación y el nivel de resina muestra una diferencia estadística sobre las propiedades mecánicas.

La tabla 4-3 presenta los datos de carga de ruptura, cuyos resultados ANOVA pueden ser aplicados de igual manera al esfuerzo último y fractura, dado que se presentan a la misma carga.

Tabla 4.3. Carga de ruptura de las probetas de tensión para análisis ANOVA

	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
H O R N O 1 0 5 °C	01	A01	571.9	175	14	A014	727.55	175	27	H4P4	590.95	200
	02	A02	502.6	175	15	A015	747.15	175	28	H1P1	968	225
	03	A03	530.85	175	16	A016	556.7	175	29	H1P2	953.1	225
	04	A04	726.9	175	17	H2P1	655.05	200	30	H1P3	1011.2	225
	05	A05	754.95	175	18	H2P2	492.1	200	31	H1P4	907.45	225
	06	A06	843.5	175	19	H2P3	704	200	32	H1P5	1033.5	225
	07	A07	647.7	175	20	H2P4	684.7	200	33	H1P6	974.2	225
	08	A08	699	175	21	H2P5	709.35	200	34	H1P7	1022.45	225
	09	A09	708.5	175	22	H3P1	405.75	200	35	H1P8	991.1	225
	10	A010	662.25	175	23	H3P2	361.65	200	36	H1P9	1011.75	225
	11	A011	750	175	24	H4P1	418.25	200	37	H1PP1	649.75	225
	12	A012	536.05	175	25	H4P2	448.4	200	38	H1PP2	676.2	225
	13	A013	547.4	175	26	H4P3	673.9	200	39	H1PP3	684.9	225
A M B I E N T E	01	A1PP1	576.85	175	17	A1P7	952.25	200	33	A4P4	371.3	200
	02	A1PP2	615	175	18	A1P8	971.05	200	34	A4P5	418	200
	03	A1PP3	454.45	175	19	A1P9	1003.85	200	35	H01	623	225
	04	A1PP4	679.55	175	20	A2P1	501.05	175	36	H02	674.55	225
	05	A1PP5	676.6	175	21	A2P2	541.95	175	37	H03	654.95	225
	06	A1PP6	337.1	175	22	A2P3	540.5	175	38	H04	483.25	225
	07	A1PP7	362.6	175	23	A2P4	501.75	175	39	H05	638.2	225
	08	A1PP8	687.9	175	24	A2P5	691.85	175	40	H06	678.5	225
	09	A1PP9	659.4	175	25	A3P1	647.2	200	41	H07	710.45	225
	10	A1PP10	590.45	175	26	A3P2	667.2	200	42	H08	482.4	225
	11	A1P1	984.75	200	27	A3P3	489.7	200	43	H09	503.45	225
	12	A1P2	896.2	200	28	A3P4	646.85	200	44	H010	501.25	225
	13	A1P3	958.35	200	29	A3P5	673.2	200	45	H011	772.45	225
	14	A1P4	981.95	200	30	A4P1	664.4	200	46	H012	674.05	225
	15	A1P5	938.5	200	31	A4P2	640.6	200	47	H013	530.1	225
	16	A1P6	955.2	200	32	A4P3	678.2	200	48	H014	497.5	225
A: Numeración de las probetas					B: Nombre de la probeta							
C: Carga de ruptura (N)					D: Nivel de resina en porcentaje							

La tabla 4-4 prueba estadísticamente que el nivel de resina marca una diferencia en las probetas fabricadas sin importar el protocolo de fabricación. Para las probetas fabricadas en un horno a 105°C, la resistencia última de las probetas con 225% de resina son mejores, esto podría deberse al hecho que con el proceso de curado, la resina logró humectar de mejor manera el material de refuerzo, probablemente debido a la disminución inicial de la viscosidad de la resina, distribuyéndose mejor entorno de las fibras de la tela de algodón. Las probetas fabricadas a condiciones ambiente que mostraron mejores resistencias últimas son aquellas con 200% de resina, mientras que las probetas con 175% y 225% tuvieron resultados similares y son estadísticamente iguales, esto pudo deberse al hecho que los excesos de resina fueron absorbidos al comienzo del proceso de polimerización, antes que humectaran las fibras del material de refuerzo, por lo cual no se logró una impregnación similar a las probetas de horno.

Tabla 4.4. Análisis ANOVA sobre la carga de ruptura para las probetas de tensión

Probetas fabricadas en un horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	762109.9075	2	381054.9538	23.71542602	2.68884E-07	3.259446306
Dentro de los grupos	578441.1514	36	16067.80976			
Total	1340551.059	38				
Probetas a temperatura ambiente pero diferentes niveles						
Entre grupos	2	201277.5589	8.308968312	0.000848928	3.204317292	2
Dentro de los grupos	45	24224.13365				45
Total	47					47
Probetas fabricadas a temperatura ambiente, porcentajes de resina de 175% y 225%						
Entre grupos	11929.40103	1	11929.40103	1.041943682	0.316429472	4.210008468
Dentro de los grupos	309127.8669	27	11449.18026			
Total	321057.2679	28				
ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas con diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles						
Muestra	94945.4593	1	94945.4593	3.98716659	0.05461529	3.97389699
Columnas	141345.129	2	70672.5647	3.84130442	0.06491021	3.12390745
Interacción	568552.711	2	284276.355	11.4289848	4.89E-05	3.12390745
Dentro del grupo	1790876.27	72	24873.2815			
Total	2595719.57	77				

El proceso de fabricación si marcó una diferencia sobre la carga de ruptura, esto se debe probablemente al hecho que al fabricar las probetas en un horno de curado a 105°C, la viscosidad de la matriz disminuyó en los tres niveles de resina logrando una mejor humectación de las fibras con lo que se adquiere una mejor adherencia fibra – matriz; adicionalmente la temperatura y la rampa de curado

generaron una mejor polimerización, análisis que puede ser extrapolado a el esfuerzo último ya que se dieron en el mismo punto que la carga máxima.

La tabla 4-5 recopila los valores del proceso de fabricación y el porcentaje de elongación para las probetas de tensión.

Tabla 4.5. Porcentaje de elongación de las probetas de tensión para análisis ANOVA

	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
H O R N O 1 0 5 ° c	01	A01	1.2	175	14	A014	3.2	175	27	H4P4	1	200
	02	A02	0	175	15	A015	3.4	175	28	H1P1	1.6	225
	03	A03	0.8	175	16	A016	0.4	175	29	H1P2	2	225
	04	A04	2.8	175	17	H2P1	1.6	200	30	H1P3	2.4	225
	05	A05	3.6	175	18	H2P2	1.6	200	31	H1P4	1.2	225
	06	A06	3.6	175	19	H2P3	1.6	200	32	H1P5	2	225
	07	A07	2.8	175	20	H2P4	1.8	200	33	H1P6	2	225
	08	A08	3	175	21	H2P5	2	200	34	H1P7	2.4	225
	09	A09	2.8	175	22	H3P1	1.2	200	35	H1P8	2.6	225
	10	A010	2.4	175	23	H3P2	0.8	200	36	H1P9	2	225
	11	A011	3	175	24	H4P1	1.6	200	37	H1PP1	1.8	225
	12	A012	1.2	175	25	H4P2	1.6	200	38	H1PP2	2	225
	13	A013	0.4	175	26	H4P3	1.2	200	39	H1PP3	2	225
A M B I E N T E	01	A1PP1	2	175	17	A1P7	2	200	33	A4P4	3.2	200
	02	A1PP2	2.8	175	18	A1P8	2	200	34	A4P5	2.80	200
	03	A1PP3	2.2	175	19	A1P9	1.6	200	35	H01	1.60	225
	04	A1PP4	2.8	175	20	A2P1	2.8	175	36	H02	2.41	225
	05	A1PP5	2.8	175	21	A2P2	3.2	175	37	H03	2.41	225
	06	A1PP6	0.8	175	22	A2P3	3.2	175	38	H04	1.60	225
	07	A1PP7	1.2	175	23	A2P4	2.8	175	39	H05	2.41	225
	08	A1PP8	2	175	24	A2P5	0.4	175	40	H06	3.23	225
	09	A1PP9	2.4	175	25	A3P1	0	200	41	H07	3.40	225
	10	A1PP10	2.4	175	26	A3P2	3.4	200	42	H08	1.60	225
	11	A1P1	1.8	200	27	A3P3	3.2	200	43	H09	2.00	225
	12	A1P2	2.4	200	28	A3P4	3.6	200	44	H010	1.20	225
	13	A1P3	2	200	29	A3P5	3.4	200	45	H011	3.20	225
	14	A1P4	1.6	200	30	A4P1	2.8	200	46	H012	2.80	225
	15	A1P5	2	200	31	A4P2	3.2	200	47	H013	2.00	225
	16	A1P6	2.4	200	32	A4P3	2.8	200	48	H014	1.20	225
A: Numeración de las probetas					B: Nombre de la probeta							
C: Porcentaje de elongación					D: Nivel de resina en porcentaje							

La tabla 4-6 muestra que el nivel de resina no marca diferencia sobre el porcentaje de elongación sin importar el proceso de fabricación, probablemente porque todas las probetas quedaron con una relación final de matriz a material de refuerzo similar, lo que pudo darles unas propiedades plásticas al material similares.

De manera contraria el proceso de fabricación si marcó diferencia, debido probablemente al hecho que al fabricar las probetas en horno de curado a 105°C, la viscosidad de la matriz disminuyó logrando una mejor humectación de las fibras, con lo que se adquiere una mejor adherencia fibra – matriz, y menor porcentaje de elongación, adicionalmente la temperatura y la rampa de curado generaron una mejor polimerización proporcionando en su conjunto unas propiedades mecánicas superiores.

Tabla 4.6. Análisis ANOVA sobre el porcentaje de elongación para las probetas de tensión

Probetas fabricadas en un horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	3.398817016	2	1.699408508	2.28067939	0.116793884	3.259446306
Dentro de los grupos	26.82477273	36	0.745132576			
Total	30.22358974	38				

Probetas a temperatura ambiente pero diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	1.44515	2	0.722575	1.079294387	0.348468522	3.204317292
Dentro de los grupos	30.126975	45	0.669488333			
Total	31.572125	47				

ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas con diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Muestra	0.78204167	1	0.78204167	1.32155995	0.2553784	4.01954096
Columnas	3.03175	2	1.515875	2.5616534	0.08652591	3.16824597
Interacción	1.14508333	2	0.57254167	0.96752919	0.38651018	3.16824597
Dentro del grupo	31.95485	54	0.59175648			
Total	36.913725	59				

La tabla 4-7 recopila los valores del proceso de fabricación y el módulo de elasticidad para las probetas de tensión.

Tabla 4.7. Módulo de elasticidad de las probetas de tensión para análisis ANOVA

	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
H O R N O 1 0 5 °C	01	A01	1.54	175	14	A014	2.02	175	27	H4P4	1.62	200
	02	A02	1.54	175	15	A015	2.02	175	28	H1P1	1.96	225
	03	A03	1.46	175	16	A016	1.52	175	29	H1P2	1.95	225
	04	A04	2.10	175	17	H2P1	1.75	200	30	H1P3	1.98	225
	05	A05	2.11	175	18	H2P2	1.87	200	31	H1P4	1.93	225
	06	A06	2.17	175	19	H2P3	1.69	200	32	H1P5	2.15	225
	07	A07	1.90	175	20	H2P4	1.66	200	33	H1P6	2.09	225
	08	A08	1.91	175	21	H2P5	1.51	200	34	H1P7	2.01	225
	09	A09	1.94	175	22	H3P1	1.42	200	35	H1P8	1.95	225
	10	A010	2.04	175	23	H3P2	1.05	200	36	H1P9	2.03	225
	11	A011	2.14	175	24	H4P1	1.22	200	37	H1PP1	1.7	225
	12	A012	1.49	175	25	H4P2	1.31	200	38	H1PP2	1.89	225
	13	A013	1.52	175	26	H4P3	1.70	200	39	H1PP3	1.81	225
A M B I E N T E	01	A1PP1	2.14	175	17	A1P7	2.03	200	33	A4P4	0.69	200
	02	A1PP2	2.09	175	18	A1P8	2.05	200	34	A4P5	1.44	200
	03	A1PP3	1.94	175	19	A1P9	2.19	200	35	H01	1.50	225
	04	A1PP4	1.95	175	20	A2P1	0.91	175	36	H02	1.38	225
	05	A1PP5	1.60	175	21	A2P2	1.36	175	37	H03	1.61	225
	06	A1PP6	1.30	175	22	A2P3	0.74	175	38	H04	1.46	225
	07	A1PP7	1.13	175	23	A2P4	1.10	175	39	H05	1.41	225
	08	A1PP8	1.83	175	24	A2P5	1.36	175	40	H06	1.48	225
	09	A1PP9	1.82	175	25	A3P1	1.57	200	41	H07	1.48	225
	10	A1PP10	1.58	175	26	A3P2	1.57	200	42	H08	1.56	225
	11	A1P1	2.11	200	27	A3P3	1.57	200	43	H09	1.63	225
	12	A1P2	1.97	200	28	A3P4	1.13	200	44	H010	1.67	225
	13	A1P3	2.01	200	29	A3P5	1.40	200	45	H011	1.43	225
	14	A1P4	2.14	200	30	A4P1	1.53	200	46	H012	1.45	225
	15	A1P5	2.10	200	31	A4P2	1.53	200	47	H013	1.64	225
	16	A1P6	2.13	200	32	A4P3	1.52	200	48	H014	1.39	225
A: Numeración de las probetas					B: Nombre de la probeta							
C: Modulo de elasticidad (GPa)						D: Nivel de resina en porcentaje						

La tabla 4-8 muestra que el nivel de resina marca diferencia sobre el módulo de elasticidad, debido probablemente a razones similares a las expuestas para la carga máxima, por lo cual la recta de proporcionalidad se ve influenciada por la mayor cantidad de resina que logra impregnar mejor, al material de refuerzo antes de que los excesos sean eliminados.

De igual manera se ve que el proceso de fabricación marca diferencia, como ocurrió con la carga máxima. La polimerización en un horno a 105°C, logra una mejor interrelación entre el material de refuerzo y la matriz.

Tabla 4.8. Análisis ANOVA sobre el módulo de elasticidad para las probetas de tensión

Probetas fabricadas en un horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	0.767882051	2	0.383941026	6.132112947	0.00510727	3.259446306
Dentro de los grupos	2.254015385	36	0.062611538			
Total	3.021897436	38				

Probetas a temperatura ambiente pero diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	1.73705	2	0.868525	8.62835082	0.000673123	3.204317292
Dentro de los grupos	4.529675	45	0.100659444			
Total	6.266725	47				

ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas con diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Muestra	0.92192821	1	0.92192821	10.2358945	0.00204895	3.97389699
Columnas	1.11577692	2	0.55788846	6.19406954	0.00329488	3.12390745
Interacción	0.74417179	2	0.3720859	4.13115898	0.0200239	3.12390745
Dentro del grupo	6.48490769	72	0.09006816			
Total	9.26678462	77				

La tabla 4-7 recopila los valores del proceso de fabricación y el punto de fluencia para las probetas de tensión.

Tabla 4.9. Punto de fluencia de las probetas de tensión para análisis ANOVA

	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
H O R N O 1 0 5 ° c	01	A01	33.19	175	14	A014	38.85	175	27	H4P4	34.12	200
	02	A02	32.54	175	15	A015	39.12	175	28	H1P1	49.11	225
	03	A03	32.21	175	16	A016	33.95	175	29	H1P2	45.89	225
	04	A04	40.24	175	17	H2P1	37.48	200	30	H1P3	49.08	225
	05	A05	39.92	175	18	H2P2	24.78	200	31	H1P4	46.12	225
	06	A06	44.07	175	19	H2P3	40.58	200	32	H1P5	53.12	225
	07	A07	34.92	175	20	H2P4	39.81	200	33	H1P6	50.23	225
	08	A08	36.71	175	21	H2P5	39.89	200	34	H1P7	51.21	225
	09	A09	38.54	175	22	H3P1	18.94	200	35	H1P8	49.32	225
	10	A010	37.86	175	23	H3P2	17.21	200	36	H1P9	51.83	225
	11	A011	40.71	175	24	H4P1	20.71	200	37	H1PP1	37.85	225
	12	A012	31.7	175	25	H4P2	22.87	200	38	H1PP2	39.47	225
	13	A013	32.65	175	26	H4P3	38.56	200	39	H1PP3	39.61	225
A M B I E N T E	01	A1PP1	30.2	175	17	A1P7	47.8	200	33	A4P4	13.71	200
	02	A1PP2	31.07	175	18	A1P8	49.02	200	34	A4P5	17.18	200
	03	A1PP3	21.9	175	19	A1P9	52.1	200	35	H01	33.89	225
	04	A1PP4	35.7	175	20	A2P1	15.3	175	36	H02	33.39	225
	05	A1PP5	35.1	175	21	A2P2	19.8	175	37	H03	33.83	225
	06	A1PP6	16.5	175	22	A2P3	18.02	175	38	H04	28.75	225
	07	A1PP7	15.17	175	23	A2P4	17.45	175	39	H05	33.75	225
	08	A1PP8	36.2	175	24	A2P5	26.95	175	40	H06	33.39	225
	09	A1PP9	34.9	175	25	A3P1	29.13	200	41	H07	34.86	225
	10	A1PP10	29.8	175	26	A3P2	31.07	200	42	H08	28.41	225
	11	A1P1	49.11	200	27	A3P3	30.25	200	43	H09	28.86	225
	12	A1P2	44.09	200	28	A3P4	29.74	200	44	H010	31.23	225
	13	A1P3	48.2	200	29	A3P5	30.54	200	45	H011	38.84	225
	14	A1P4	51.09	200	30	A4P1	33.08	200	46	H012	33.13	225
	15	A1P5	48.1	200	31	A4P2	30.81	200	47	H013	31.18	225
	16	A1P6	49.06	200	32	A4P3	32.91	200	48	H014	29.14	225
A: Numeración de las probetas					B: Nombre de la probeta							
C: Punto de fluencia (MPa)					D: Nivel de resina en porcentaje							

La tabla 4-10 muestra que el nivel de resina marcó diferencia sobre la fluencia en las probetas fabricadas en el horno de curado a 105°C, lo cual se puede deber

posiblemente a las razones expuestas en la influencia sobre la variación de carga máxima. Pero no marcó diferencia en las probetas fabricadas a temperatura ambiente, lo cual puede deberse al hecho que el material pudo ser impregnado de una manera similar entre los tres niveles de resina, lo que confirió un límite elástico similar.

El proceso de fabricación si marcó diferencia, esto se debe probablemente al hecho que al fabricar las probetas en un horno de curado, la viscosidad de la matriz disminuyó logrando una mejor humectación de las fibras, con lo que se adquiere una mejor adherencia fibra – matriz, adicionalmente la temperatura y la rampa de curado generaron una mejor polimerización.

Tabla 4.10. Análisis ANOVA sobre el punto de fluencia para las probetas de tensión

Probetas fabricadas en un horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	1350.043954	2	675.0219769	14.58813432	2.28999E-05	3.259446306
Dentro de los grupos	1665.791569	36	46.27198803			
Total	3015.835523	38				

Probetas a temperatura ambiente pero diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	321.9361625	2	160.9680813	1.622333586	0.208771869	3.204317292
Dentro de los grupos	4464.903963	45	99.22008806			
Total	4786.840125	47				

ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas con diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Muestra	400.094697	1	400.094697	8.07504751	0.00612292	4.00119138
Columnas	637.32333	2	318.661665	6.4314976	0.00294664	3.15041131
Interacción	1831.62966	2	915.814829	18.4837447	5.5687E-07	3.15041131
Dentro del grupo	2972.82236	60	49.5470394			
Total	5841.87005	65				

Queda claro que el proceso de fabricación en horno de curado a 105 °C tiene impacto positivo sobre las propiedades mecánicas de las probetas, esto debido seguramente al hecho que la primera rampa de calentamiento logra eliminar impurezas, humedad, al igual que durante la fase de curado se logra una baja inicial de la viscosidad de la resina epóxica, con lo cual se logra una mejor humectación de las fibras del material de refuerzo, posteriormente se inicia el proceso de polimerización a una velocidad constante, sin creación de gases ni

burbujas, por lo que finalmente la resina alcanza una polimerización superior que aquella curada a temperatura ambiente.

El nivel de resina tiene una influencia más notable sobre las probetas fabricadas en un horno a 105°C, lo cual se debe probablemente al hecho que al disminuir la viscosidad y existir una alta cantidad de resina, se logró una mejor humectación de las fibras del material de refuerzo logrando un material más homogéneo; mientras que en las probetas fabricadas a temperatura ambiente el impacto no fue tan notorio, lo cual se pudo deber al hecho que el exceso de resina pudo haber sido atrapado de manera más temprana por la tela sangradora, con lo cual pudo ser que no fuera capaz de humectar con la misma eficiencia al material de refuerzo.

4.3.3 Análisis estadístico de la tenacidad de fractura translaminar

Las tablas 4-11 y 4-12 recogen los resultados de la prueba de tenacidad de fractura translaminar, para las probetas fabricadas en un horno de curado a 105°C y las curadas a temperatura ambiente, de igual manera que los porcentajes de resina utilizados para sus fabricación, dicho parámetros son utilizados para el análisis ANOVA.

Tabla 4.11. Tenacidad de fractura translaminar, probetas curadas a temperatura ambiente y en un horno a 105°C

	A	B	C	A	B	C	A	B	C	A	B	C
A M B I E N T E	i	3.11	175	xii	2.76	175	TA1-P1	6.318	200	TA2-P5	4.96	225
	ii	2.36	175	xiii	3.30	175	TA1-P2	5.983	200	TA2-P6	4.77	225
	iii	3.17	175	xiv	3.71	175	TA1-P3	6.069	200	TA4-P1	5.63	225
	iv	2.24	175	xv	2.69	175	TA1-P4	6.588	200	TA4-P2	4.57	225
	v	2.56	175	TA1-PP1	4.35	200	TA1-P5	7.959	200	TA4-P3	4.96	225
	vi	4.22	175	TA1-PP2	5.20	200	TA1-P6	6.645	200	TA4-P4	4.85	225
	vii	2.18	175	TA1-PP3	4.74	200	TA2-P1	4.41	225	TA4-P5	5.45	225
	viii	2.71	175	TA1-PP4	5.27	200	TA2-P2	4.73	225	TA4-P6	4.74	225
	ix	3.87	175	TA1-PP5	6.51	200	TA2-P3	4.07	225	TA3-P1	5.44	225
	x	3.12	175	TA1-PP6	4.98	200	TA2-P4	4.84	225	TA3-P2	4.85	225
	xi	2.90	175									
H O R N O	S1	3.95	175	S10	2.96	175	TH3-P4	3.87	200	TH1-PP4	4.86	225
	S2	3.87	175	S11	3.86	175	TH3-P5	5.70	200	TH1-PP5	4.69	225
	S3	4.54	175	S12	4.01	175	TH3-P6	5.57	200	TH1-PP6	3.78	225
	S4	4.08	175	TH2-P1	6.01	200	TH3-P7	5.21	200	TH1-PP7	5.98	225
	S5	4.21	175	TH2-P2	5.14	200	TH4-P3	4.98	200	TH1-PP8	6.28	225
	S6	4.27	175	TH2-P3	4.28	200	TH4-P4	5.10	200	TH1-PP9	5.46	225
	S7	3.88	175	TH3-P1	4.96	200	TH1-PP1	5.50	225	TH2-PP1	4.92	225
	S8	4.00	175	TH3-P2	5.47	200	TH1-PP2	4.49	225			
	S9	4.45	175	TH3-P3	4.15	200	TH1-PP3	5.26	225			

A: Nombre de la probeta
B: Tenacidad de fractura translaminar MPa √m
C: Nivel de resina en porcentaje

La tabla 4-11 muestra que las probetas curadas a temperatura ambiente y con 200%, tienen en promedio mejor tenacidad de fractura translaminar, mientras que para las curadas en un horno a 105°C las probetas con 225%, de resina presentaron mejor tenacidad de fractura translaminar.

La tabla 4-12 muestra que el nivel de resina tanto para las probetas fabricadas en un horno a 105°C y las fabricadas a temperatura ambiente marca una diferencia estadística, de igual manera se ve que el protocolo de fabricación marcó una diferencia, estos resultados son congruentes con los obtenidos en la prueba de tensión, donde los niveles de resina y el proceso de fabricación marcó una diferencia igual.

Tabla 4.12. Análisis de varianza para probetas de tenacidad de fractura translaminar

Probetas fabricadas en un horno (105°C) pero diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	8.909400784	2	4.454700392	12.29146106	0.000117359	3.304817252
Dentro de los grupos	11.23509333	31	0.362422366			
Total	20.14449412	33				
Probetas a temperatura ambiente pero diferentes niveles						
Entre grupos	59.01841682	2	29.50920841	60.39142076	1.58716E-12	3.244818361
Dentro de los grupos	18.56803343	38	0.488632459			
Total	77.58645024	40				
ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas con diferentes procesos de fabricación y diferentes niveles						
Muestra	0.18905707	1	0.18905707	0.39743932	0.53107367	4.01954096
Columnas	44.8656161	2	22.4328081	47.1586705	1.4205E-12	3.16824597
Interacción	8.99954813	2	4.49977407	9.45950957	0.00030056	3.16824597
Dentro del grupo	25.6871456	54	0.47568788			
Total	79.7413669	59				

Por lo que se puede concluir que el protocolo de fabricación es de gran importancia para las propiedades mecánicas de las piezas, donde las fabricadas en un horno de curado a 105°C, presentan mejores propiedades tanto a tensión como a tenacidad de fractura translaminar, esto debido probablemente a la eliminación de impurezas, humedad, una mejor impregnación de las fibras del

material de refuerzo y una mejor polimerización tal como se puede apreciar en la gráfica 4-4 y la tabla 4-14; de igual manera el nivel de resina inicial con el que fueron impregnadas las telas de algodón tiene gran importancia, ya que genera un ambiente rico en matriz, el cual con la primera rampa de curado genera probablemente una baja en la viscosidad logrando una mejor impregnación, lo cual genera un material más homogéneo y en suma unas mejores propiedades mecánicas.

4.4 Determinación de las propiedades mecánicas finales

4.4.1 Propiedades mecánicas finales bajo prueba de tensión

Para la realización de la gráfica final y acorde a la norma ASTM D3039M-08, se utilizaron los resultados de las probetas citadas en la tabla 4-13, las cuales fueron seleccionadas posterior al análisis estadístico realizado en numerales anteriores; se determinó cuáles ensayos podrían considerarse iguales por comparación directa, al igual que aquellas que tuvieran mayor cantidad de miembros tanto para las fabricadas a temperatura ambiente como las fabricadas en un horno a 105°C.

Tabla 4.13. Probetas utilizadas para las gráficas comparativas de tensión

Fabricación	Probetas utilizadas						Valores promedio			
	Probeta	Nivel (%)	Probeta	Nivel (%)	Probeta	Nivel (%)	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	$\frac{\sigma_u}{\sigma_f}$ (MPa)	% Elongación
Horno (105°C)	H1PP3	225	A14	175	H2P4	200	2.22	38.7	44.4	2.31
	A05	175	A15	175	H2P5	200				
	A09	175	H2P3	200	H4P3	200				
Ambiente	A4P1	200	H03	225	H07	225	1.68	33	38.8	2.6
	A4P3	200	H05	225	H09	225				
	H01	225	H06	225	H12	225				

Se aprecia que para las probetas fabricadas en un horno se tienen probetas con los tres niveles de resina, mientras que para las fabricadas a temperatura ambiente solo se tienen miembros fabricados con 200% y 225%, lo cual se puede deber al hecho que con mayores porcentajes de resina se lograba una mejor impregnación del material de refuerzo, lo que daba probetas con propiedades más similares entre ellas.

La gráfica 4-4 muestra el promedio de las probetas anteriores donde la línea roja representa las probetas de horno y la azul las de ambiente, para determinar el esfuerzo máximo se tomó el valor promedio de sus miembros, la tabla 4-14 recopila las propiedades mecánicas de las probetas fabricadas a temperatura ambiente y en un horno a 105°C.

Gráfico 4 - 4. Gráfica Esfuerzo – Deformación, para el material compuesto

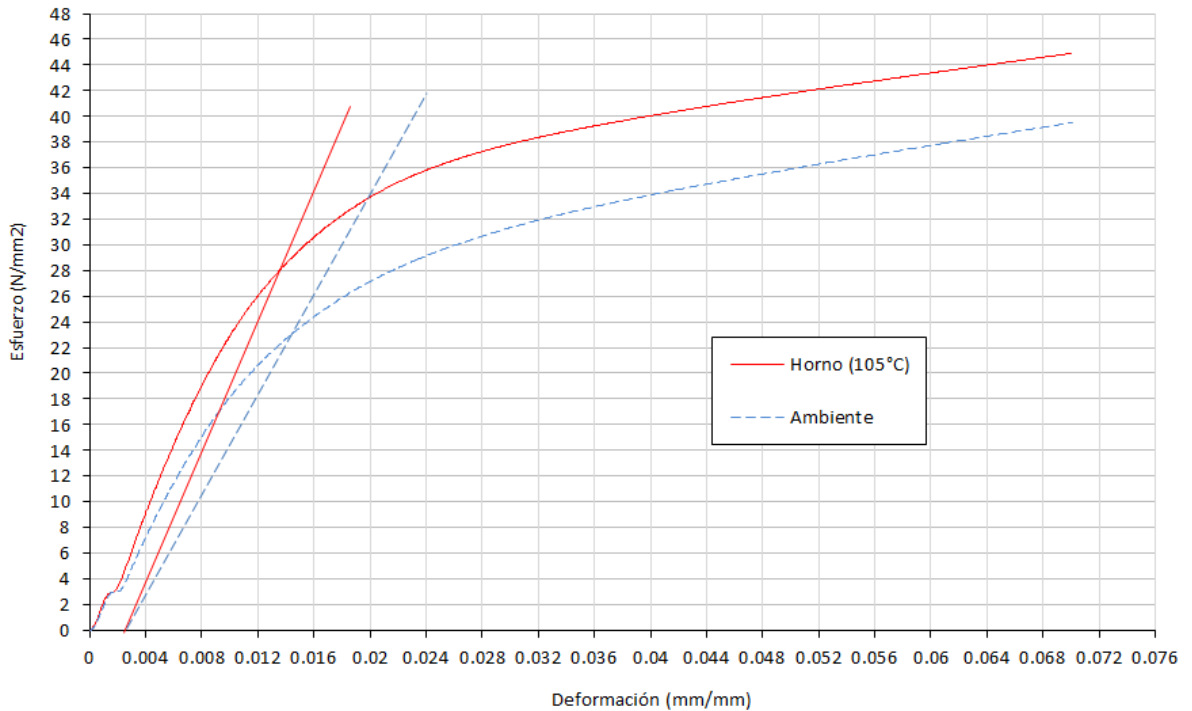


Tabla 4.14. Propiedades mecánicas para las piezas fabricadas en un horno a 105°C y a temperatura ambiente

Proceso de fabricación	Porcentaje de elongación	Módulo de elasticidad (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u σ_f (MPa)
Ambiente	2.3	1.68	23.4	39.51
Horno – 105°C	2.17	2.22	28.2	44.9

Se ve que las probetas elaboradas en un horno a 105 °C, siguiendo una rampa de curado, tienen un mayor esfuerzo de fluencia, una menor zona de deformación plástica y una mayor resistencia máxima que las probetas fabricadas a condiciones ambiente.

4.4.2 Propiedades mecánicas finales para tenacidad de fractura translaminar

A su vez para la prueba de tenacidad de fractura translaminar, se referencian las probetas utilizadas en la tabla 4.15, dado que según el análisis ANOVA se mostraron como las indicadas.

Tabla 4.15. Probetas utilizadas para determinar la tenacidad de fractura translaminar promedio

Fabricación	K (MPa \sqrt{m})	Probetas utilizadas
Horno (105°C)	5,5	TH1PP1, TH1PP10, TH3P6, TH3P2,
Ambiente	4,9	TA1PP6, TA2P5, TA3P2, TA4P3, TA4P4

En la tabla 4.15 se puede ver una mejor tenacidad de fractura para las probetas fabricadas en horno a 105 °C, debido a la mejor impregnación, mejor curado y menor número de discontinuidades obtenidas, respecto a las probetas fabricadas a temperatura ambiente.

4.5 Análisis microscópico probetas

4.5.1 Resultados por estereoscopio

La totalidad de las probetas tanto de tensión como de tenacidad de fractura fueron examinadas, en el anexo B, se puede apreciar la superficie de fractura a diferentes aumentos. Los resultados mecánicos de la totalidad de las probetas, permitieron separarlas en dos grupos, las de buenos y malos resultados mecánicos, esto basado principalmente en la carga máxima antes de la falla. Para ellas se realizó un análisis por estereoscopio más detallado, buscando determinar si tenían morfologías características apreciables que logran separarlas.

Se revisaron todas las probetas y se seleccionaron para análisis más detallados, a aquellas que mostraban más claramente las propiedades y la interrelación entre fibra y matriz, dado que por la naturaleza del material de refuerzo en la mayoría de las probetas, la superficie de fractura se encontraba escondida por fibras.

La mayoría de probetas fabricadas en un horno a 105°C y con altos niveles de resina, presentaron en promedio los mejores resultados mecánicos, tanto para las pruebas de tensión como en las pruebas de tenacidad de fractura, mientras una parte importante de las probetas fabricadas a temperatura ambiente y generalmente con bajos niveles de resina, presentaron mala adherencia entre fibra

y matriz, una superficie de fractura con mayor cantidad de fibras y desgarros, poca evidencia de matriz, degradaciones en la superficie de las probetas.

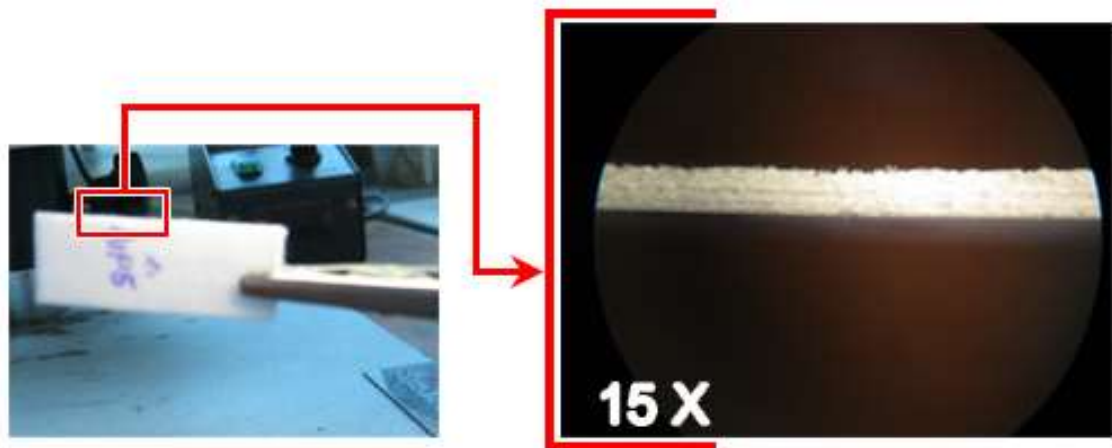
Sin embargo no se puede generalizar dado que hay probetas como las A1PP6 y A1PP7, fabricadas a temperatura ambiente y 175% de resina, que presentaron una baja carga de ruptura mientras que las probetas A1PP5 Y A1PP7 que se encontraban a lado y lado durante el proceso de fabricación, poseen en promedio el doble de resistencia ante la carga de ruptura.

4.5.1.1 Probetas de buenos resultados mecánicos

Las probetas mostraron una buena adherencia entre las diferentes capas, tal como se ve en la gráfica 4-5 de la probeta A1P1, la cual fue seleccionada como probeta estándar dado que presenta una superficie de fractura similar a la gran mayoría, con una morfología en el área de fractura relativamente uniforme, pocos desgarros de fibra (bajo número de fibras sueltas en la superficie de fractura).

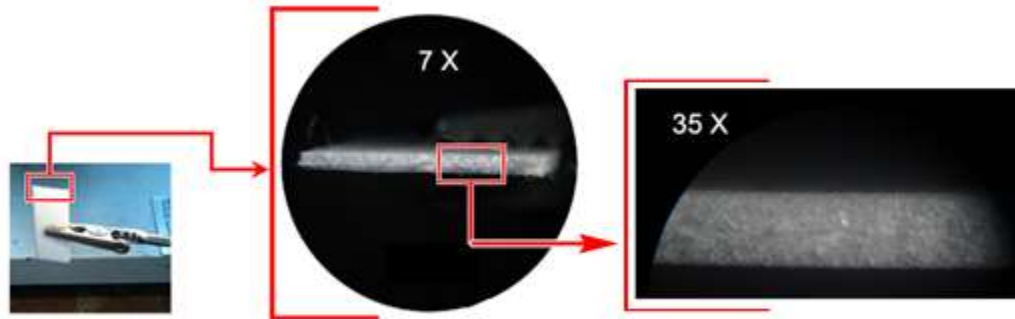
Adicionalmente se pueden apreciar claramente las cuatro capas de tela de algodón constitutivas utilizadas durante la fabricación.

Gráfico 4 - 5. Vista lateral de la probeta A1P1- Fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina



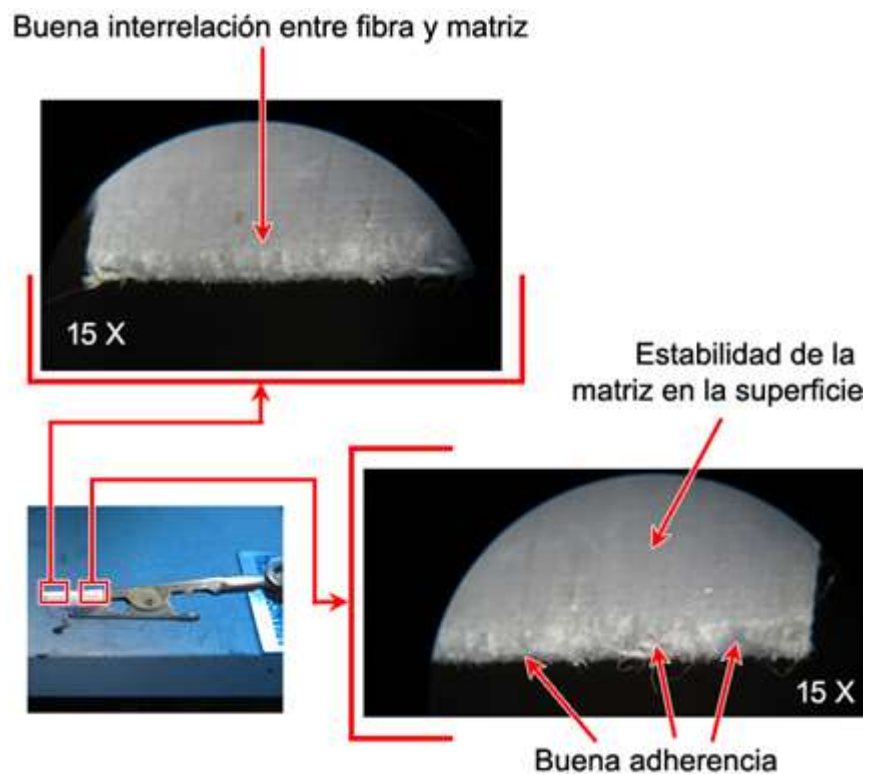
El gráfico 4-6 muestra el área de fractura donde se ve que fue una falla frágil, con poco desgarrado, lo que indica una buena adherencia entre el material de refuerzo y la matriz.

Gráfico 4 - 6. Área de fractura probeta A1P1



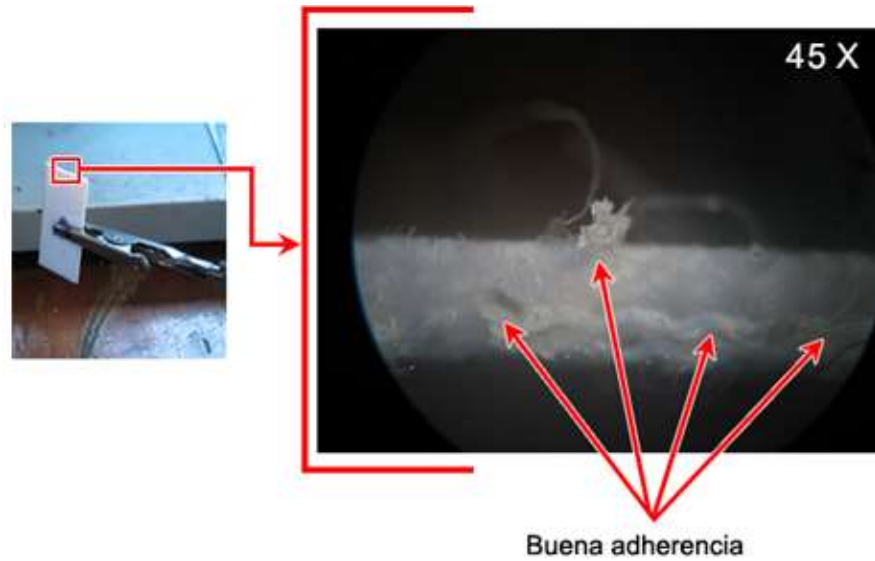
El gráfico 4-7 muestra una buena interrelación entre matriz y material de refuerzo y una buena adherencia e impregnación.

Gráfico 4 - 7. Probeta A1P1



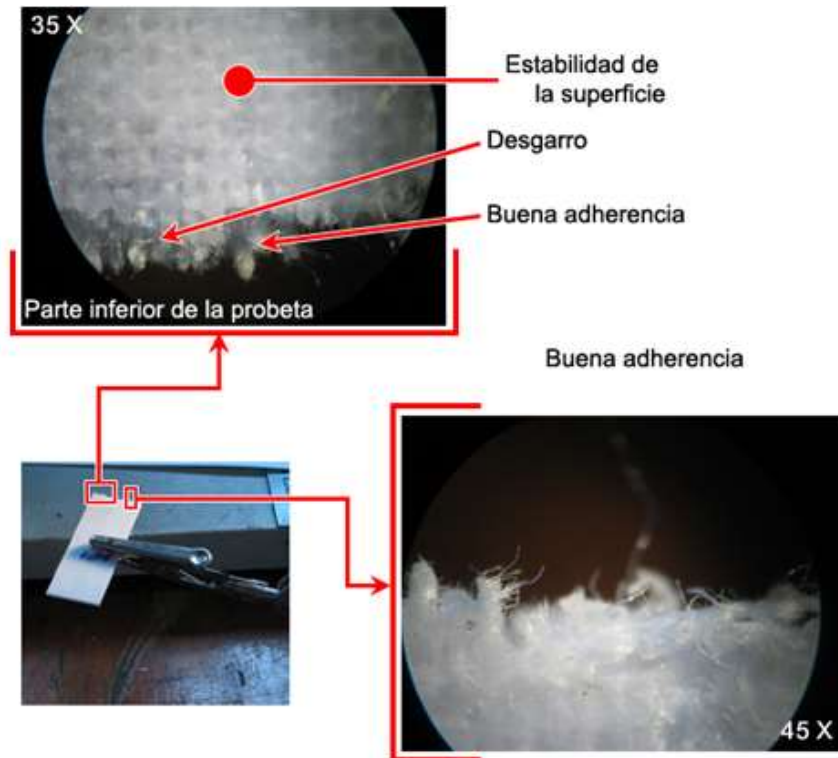
El gráfico 4-8 muestra la buena adherencia entre la matriz y el material de refuerzo.

Gráfico 4 - 8. Probeta A1P1



El gráfico 4-9 muestra en detalle la superficie de fractura, donde se ve claramente que la superficie es rica en fibras lo que dificulta la visión de la superficie, pero de igual manera se ve el bajo desgarro sufrido y rastros de la buena adherencia.

Gráfico 4 - 9. Probeta A1P1



4.5.1.2 Probetas de malos resultados mecánicos

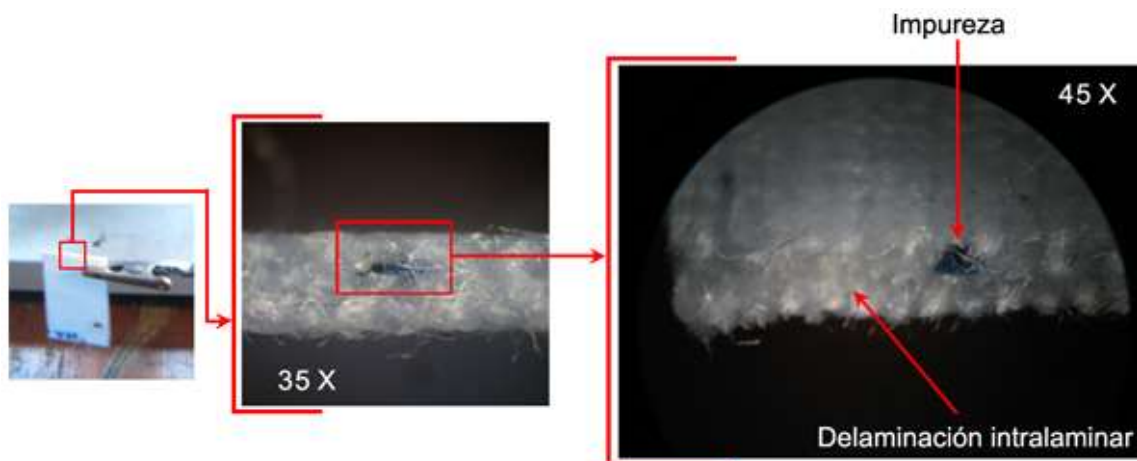
Este grupo se distinguió por una morfología tipo '*broom/brush*' característica de las fallas a modo de carga lento, bajas velocidades, desgarros en las telas en sentido transverso y una superficie fibrosa que mostraba falta de matriz (muchas fichas sueltas), la superficie de las probetas mostraba que la matriz estaba degradada con presencia de grumos y/o burbujas, lo cual pudo deberse a problemas durante el proceso de fabricación o por acción de la tela desmoldante al momento de la separación.

Todo lo anterior puede deberse a falta de resina durante el proceso de manufactura, que pudo ser por una mayor cantidad de resina extraída de lo necesario por la presión mecánica, baja capacidad de humectación por la matriz o contaminación por humedad, la cual al eliminarse en el proceso de curado generó esa superficie característica.

Parte de las probetas mostraron una contaminación en mayor o menor medida pero únicamente en las superficies expuestas, se realizaron cortes subsecuentes mostrando una ausencia total de los contaminantes anteriores, por lo cual se determinó que dichas partículas probablemente contaminaron las probetas posteriormente a la falla.

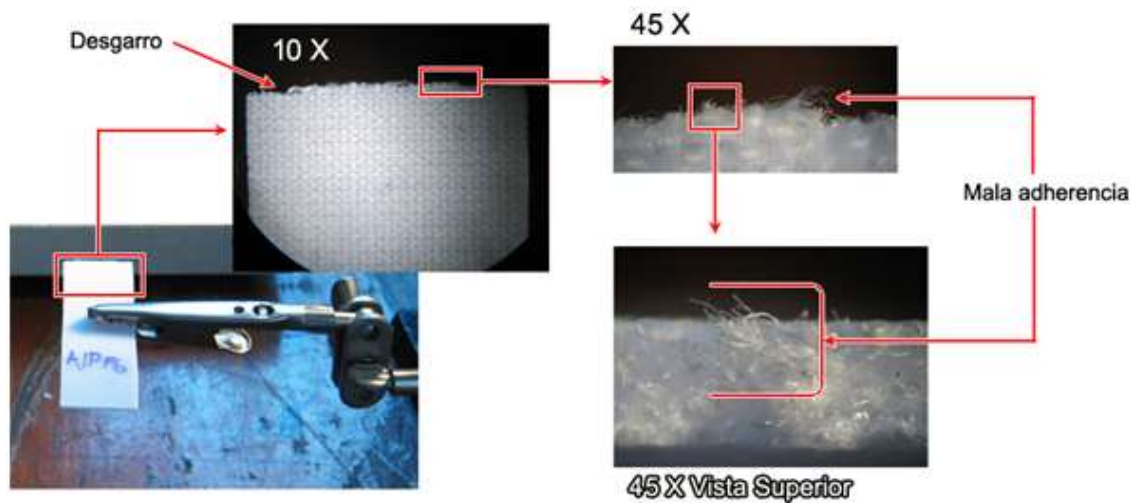
La probeta VII, gráfico 4-10, mostró una impureza de 1.5 mm x 1.5 mm +/- 0.2 mm que es probablemente el motivo de una delaminación entre la primera y la segunda capa.

Gráfico 4 - 10. Probeta VII A, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina



El gráfico 4-11, muestra la probeta A1PP6, en la cual se ve un desgarrado transversal, probablemente debido a baja adherencia entre matriz y material de refuerzo, adicionalmente se ve una superficie de fractura con gran cantidad de fibras.

Gráfico 4 - 11. Probeta A1PP6, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina, gráfico general



El gráfico 4-12 muestra, en mayor detalle la superficie de fractura de la probeta A1PP6, donde se ve claramente la superficie tipo 'broom/brush' en el cual se aprecia claramente el desgarro de las fibras, de igual manera se aprecia una desintegración en varios hilos, con poca presencia remanente de matriz, lo que sugiera una mala adherencia entre matriz y material de refuerzo.

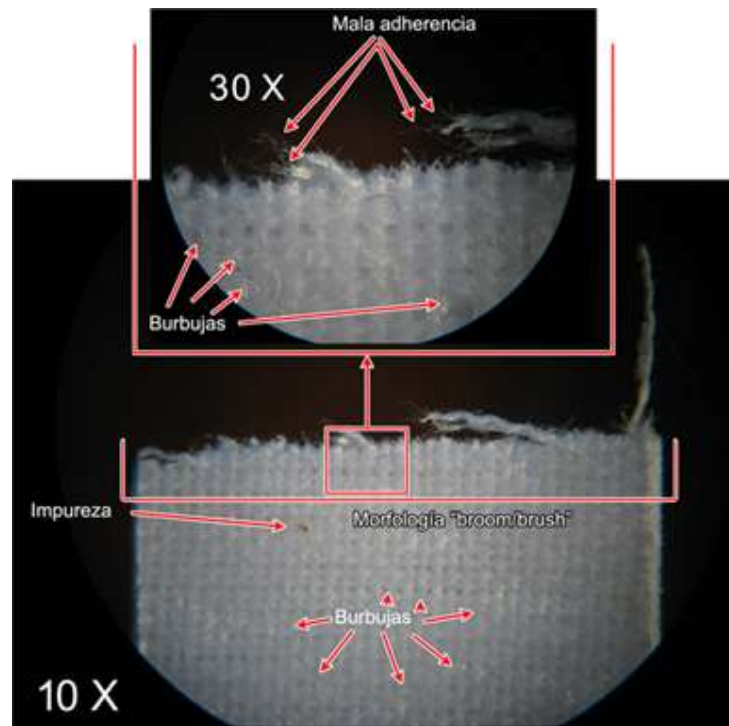
Gráfico 4 - 12. Probeta A1PP6



La gráfica 4-13 muestra la probeta A2P1, donde se ve la presencia de burbujas en la superficie, un gran desgarro transversal, poca presencia de matriz en la

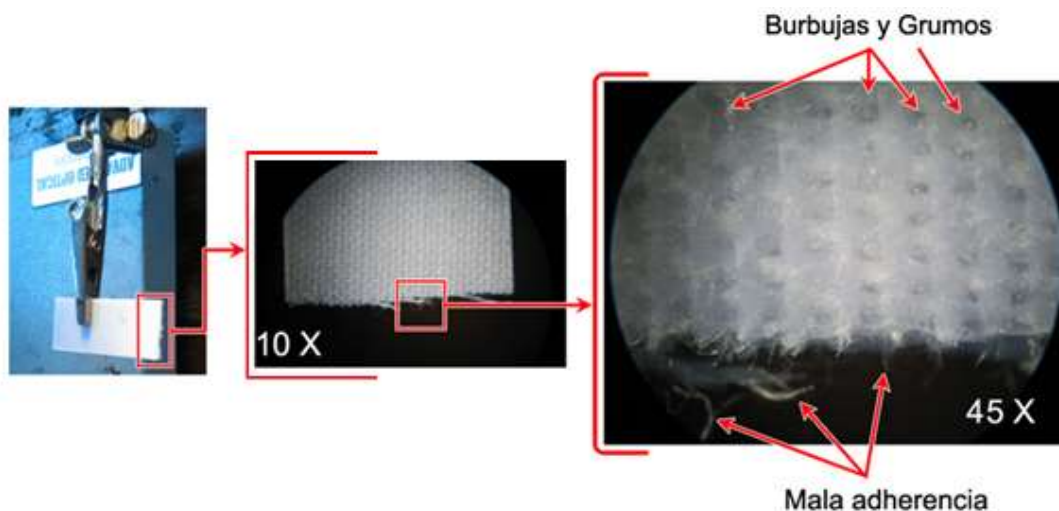
superficie de fractura, una superficie con muchas fibras, y evidencia de mala adherencia entre la matriz y el material de refuerzo.

Gráfico 4 - 13. Probeta A2P1, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina



El gráfico 4-14 muestra la probeta A4P4, la cual comparte la mayoría de características de las probetas anteriores.

Gráfico 4 - 14 . Probeta A4P4, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina



Los gráficos 4-15 y 4-16 muestran a las probetas 2 y 4 respectivamente, en ambos casos se ve una degradación de la matriz en la superficie de las probetas, debido probablemente a la baja cantidad de resina y la interacción con la tela desmoldante.

Gráfico 4 - 15. Probeta 2, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina

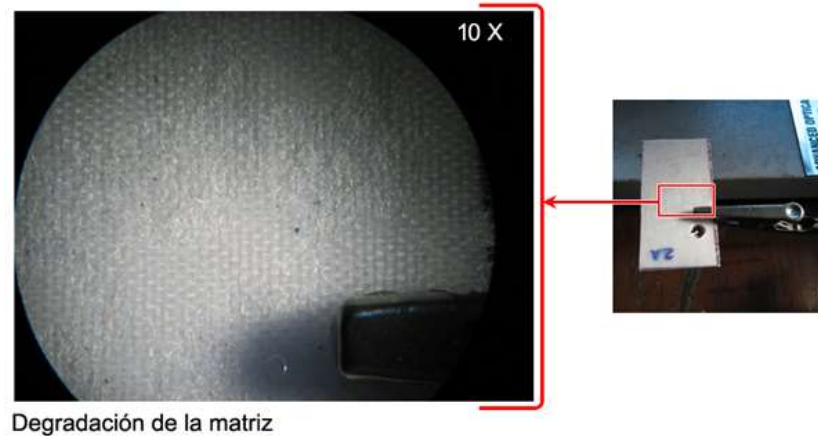
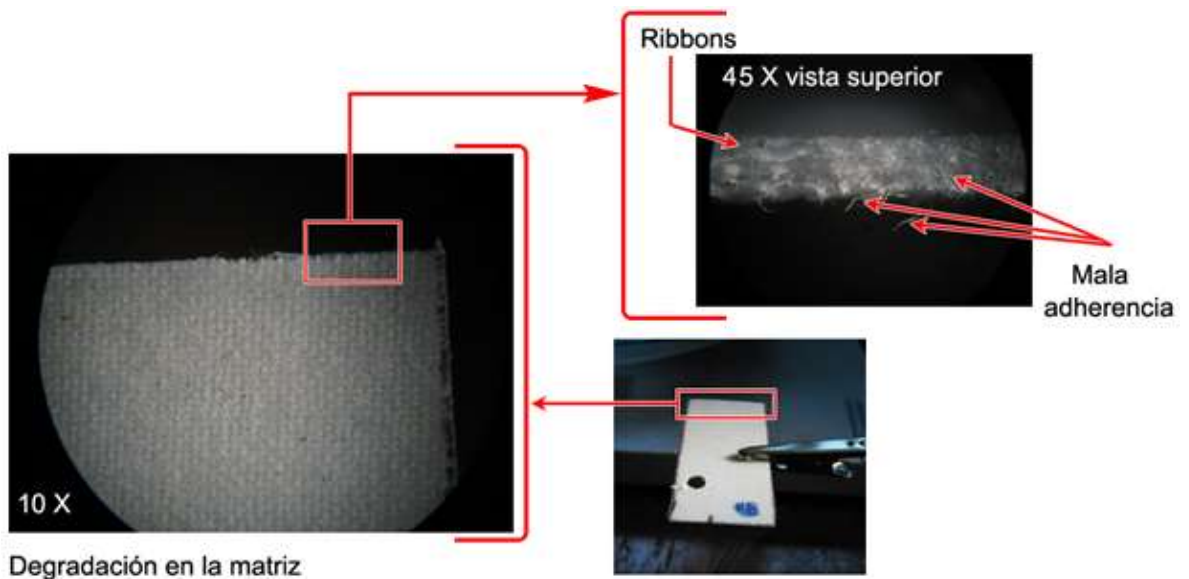


Gráfico 4 - 16. Probeta 4, fabricada a temperatura ambiente y 175% de resina



4.5.2 Resultados por microscopía electrónica de barrido

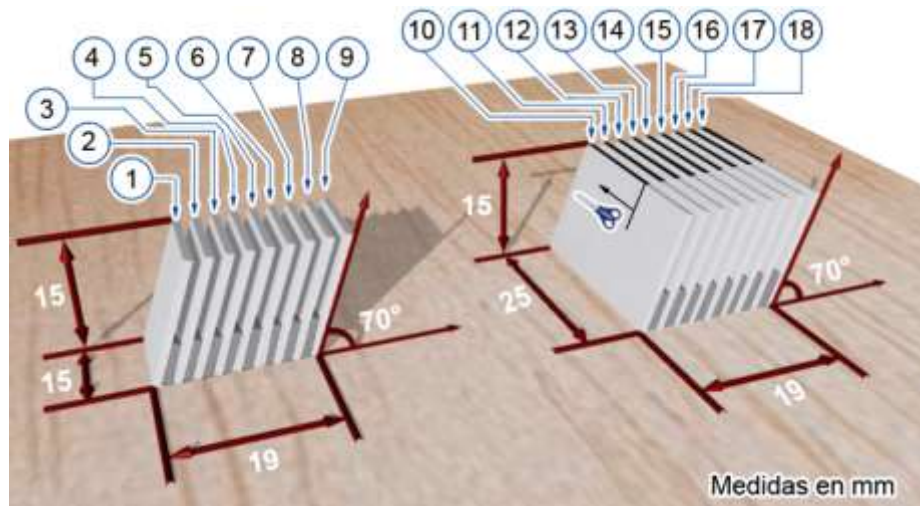
Para la caracterización por microscopía electrónica se seleccionaron dieciocho probetas, nueve de tensión y nueve de tenacidad de fractura translaminar, las

cuales fueron seleccionadas como las que ofrecían superficies más interesantes a través de las pruebas mecánicas y de estereoscopía.

El gráfico 4-17 y la fotografía 4-3 muestran la configuración y las dimensiones utilizadas. Se configuro el arreglo para el montaje de dieciocho probetas de manera tal que el E-SEM viera la superficie de fractura de las probetas de forma angular, generando un ángulo de 70° según recomendaciones de la bibliografía. Las probetas fueron separadas entre ellas utilizando una lámina de acero galvanizado.

Las probetas de tenacidad de fractura translaminar fueron posicionadas de manera tal que todas las superficies cortadas inicialmente coincidieran en el mismo lado del paquete, tal como se ven en el gráfico 4-17.

Gráfico 4 - 17. Configuración de probetas para E-SEM



Probetas de tensión											
A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
01.	A1P5	200%	A	02.	A1P6	200%	A	03.	A1P1	200%	A
04.	A4P3	200%	A	05.	H07	225%	A	06.	A05	175%	H
07.	A015	175%	H	08.	H2P4	200%	H	09.	A014	175%	H
Probetas de tenacidad de fractura translaminar											
10.	TH3P2	200%	H	11.	TH1PP10	225%	H	12.	TH1PP1	225%	H
13.	TH3P6	200%	H	14.	TA2P5	225%	A	15.	TA1PP6	200%	A
16.	TA4P3	225%	A	17.	TA3P2	225%	A	18.	TA4P4	225%	A
A: Número de la probeta				B: Nombre de la probeta							
C: Cantidad de resina				D: Proceso de fabricación, A = Ambiente, H = Horno a 105°C							

Fotografía 4 - 3. Probetas para E-SEM



Probetas 1 a 9
Probetas de tensión

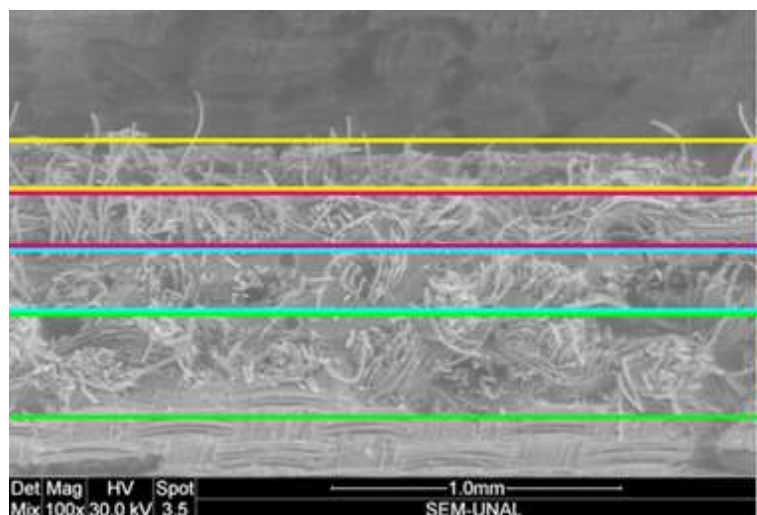


Probetas 10 a 18
Tenacidad de fractura translaminar

La gráfica 4-18 muestra la probeta A1P5, en la cual se puede ver claramente las cuatro capas constitutivas del compuesto.

Se ve que la matriz humecta y rodea completamente los manojos, más sin embargo no se ve que haya humectación al interior de los hilos constituyentes de los mismos, lo cual puede limitar las propiedades mecánicas al hacer que parte de la carga no sea soportada por el material compuesto en su conjunto sino por los diferentes hilos, lo que genera concentración de esfuerzos en partes del compuesto sin distribuir de mejor manera la carga.

Gráfico 4 - 18 . Superficie de fractura de la probeta A1P5, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina

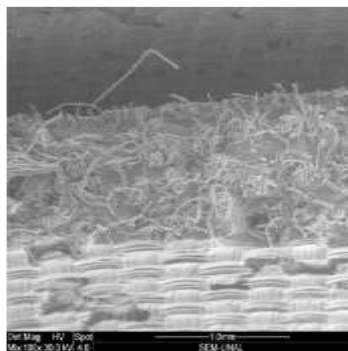


Las 4 capas son
facilmente
diferenciables

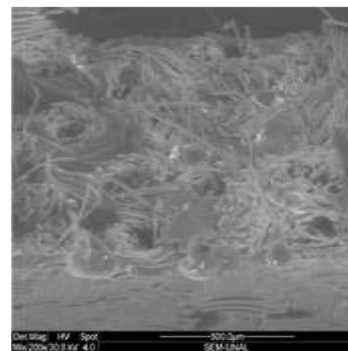
Los gráficos 4-19 y 4-20 evidencian la gran presencia de poros en la matriz, constantes en la totalidad de las probetas analizadas, pero la cantidad de poros disminuye en las piezas elaboradas en un horno, no es posible realizar un conteo detallado de la cantidad de poros debido a que la naturaleza fabril del material cubre gran parte de la matriz expuesta.

La gráfica 4-19 muestra que las fallas fueron de alta energía, generando una superficie altamente irregular de naturaleza fabril, lo cual dificulta el análisis de las muestras al ocultar gran parte de la información, posteriores gráficos mostraran en mayor detalle la superficie de fractura de las probetas.

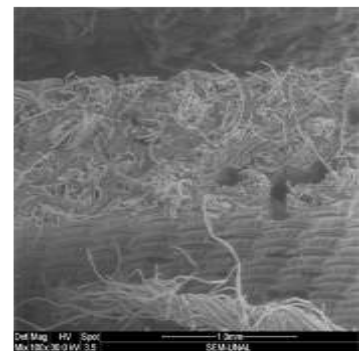
Gráfico 4 - 19. Morfología fabril en la superficie de fractura de las probetas de tracción a 100X



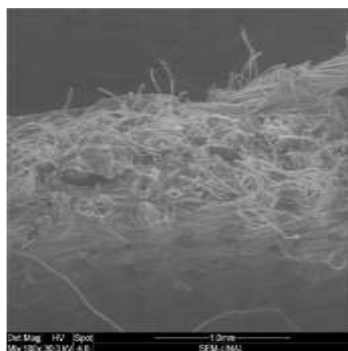
A1P5



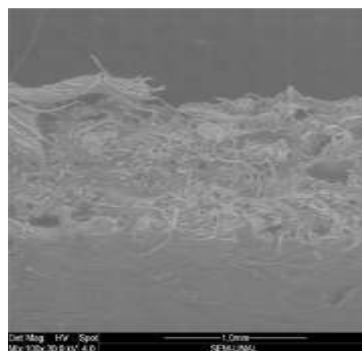
A1P6



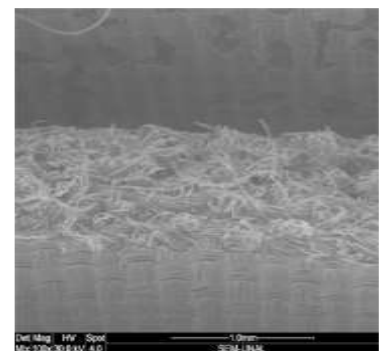
A1P1



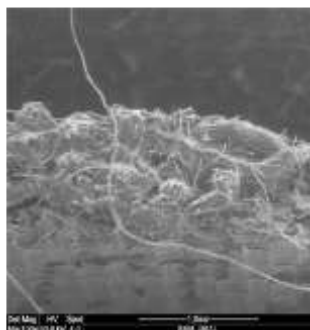
A4P3



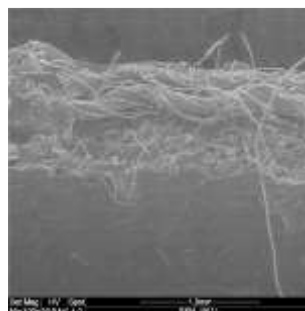
H07



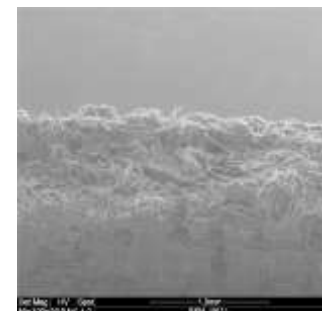
A05



A015



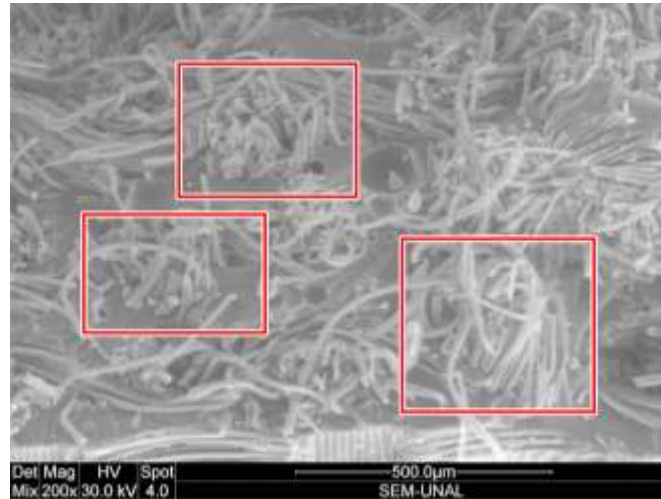
H2P4



A014

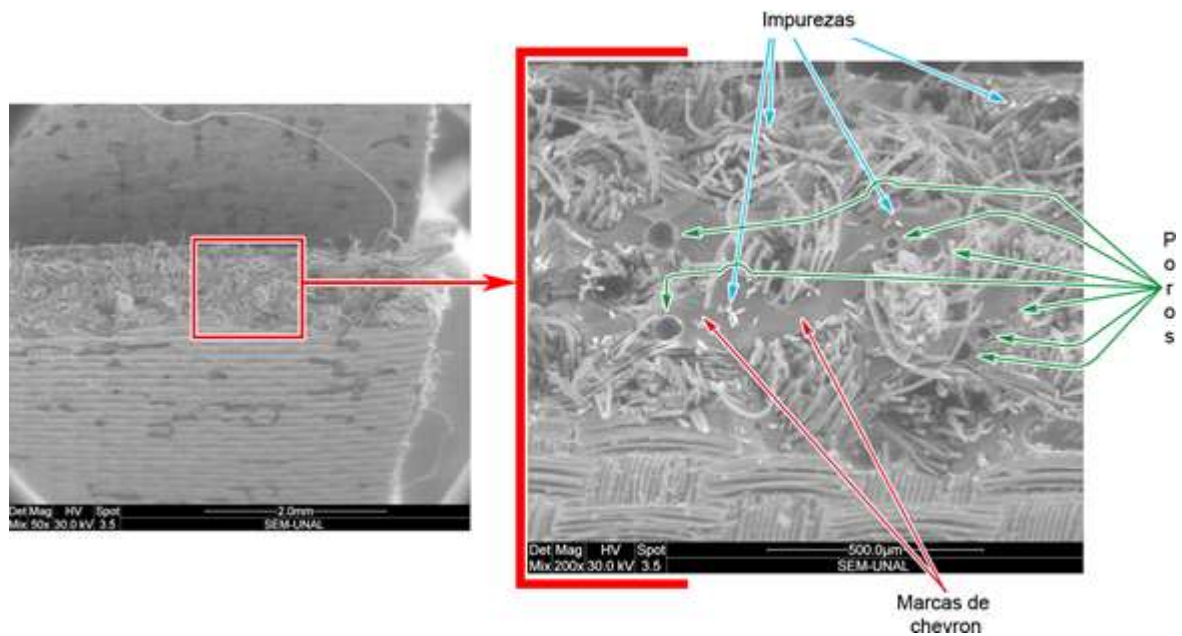
Dichos poros fueron generados muy seguramente por la evaporación de humedad presente durante el proceso de manufactura, así como alta viscosidad que impidió una mejor impregnación del material de refuerzo.

Gráfico 4 - 20. Presencia de poros y marcas de chevron en la superficie de fractura de la probeta A1P5, fabricada a temperatura ambiente y 200% de resina.



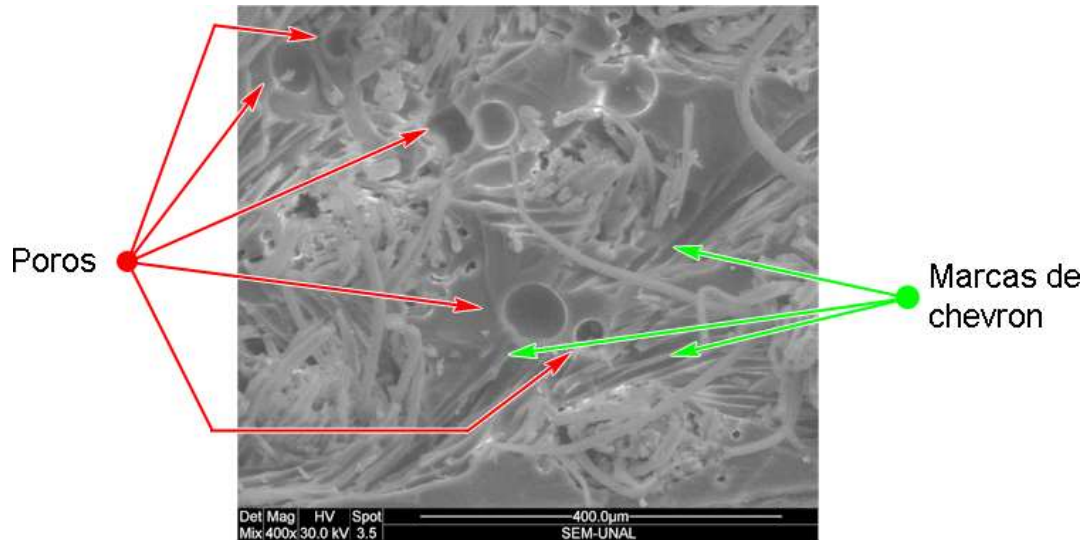
Las gráficas 4-21 y 4-22 muestran en mayor detalle la superficie de fractura de la probeta A1P5, donde se pueden apreciar de manera clara la presencia de poros en la matriz, marcas de chevron y problemas de humectación entorno a los hilos de la tela de refuerzo.

Gráfico 4 - 21. Superficie de fractura de la probeta A1P5



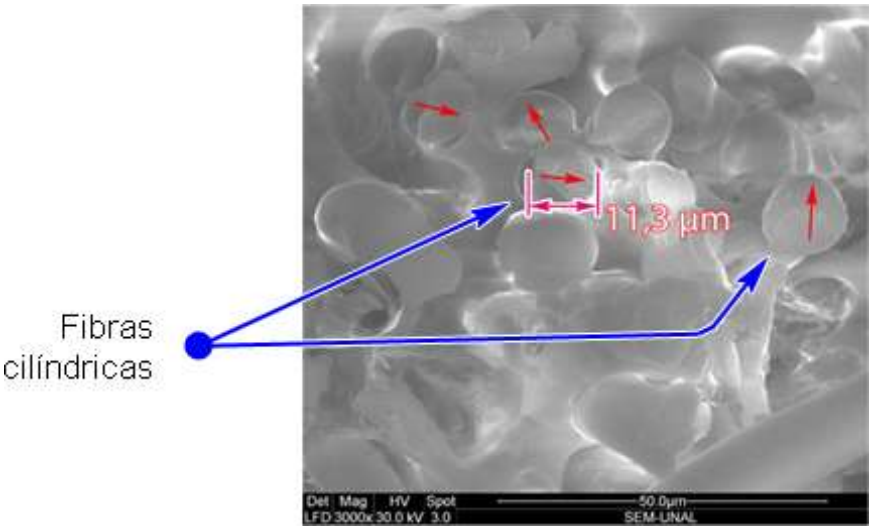
El gráfico 4-22 muestra la gran presencia de poros en la superficie de fractura de la probeta A1P1, mostrando claramente que la mayoría de esos poros funcionaron como concentradores de esfuerzos, evidenciado por el hecho que las marcas de chevron salen en su mayoría de los poros en la matriz.

Gráfico 4 - 22. Superficie de fractura de la probeta A1P1



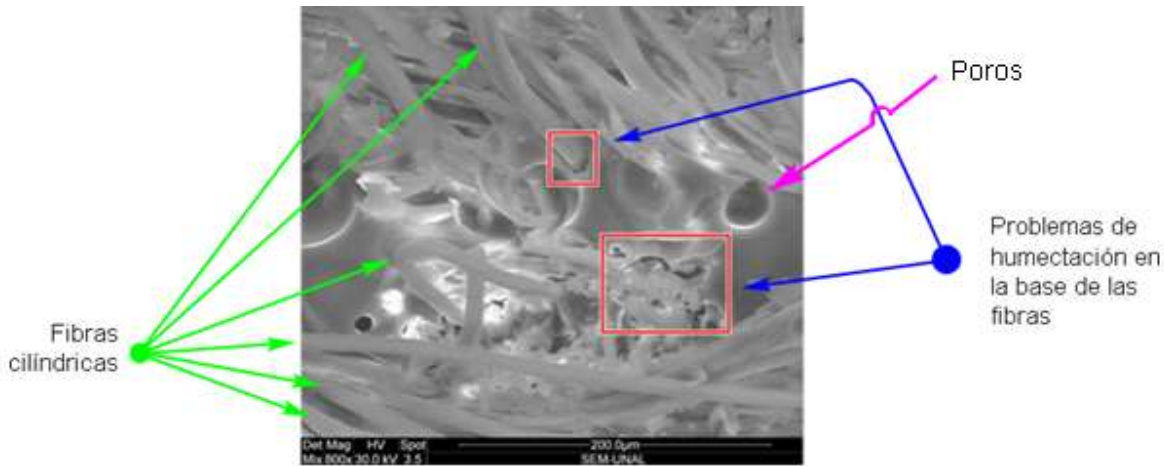
Se aprecia que la superficie de fractura de las fibras son predominantemente de geometría cilíndrica, con un diámetro cercano a los 11 μm , como se ve en el gráfico 4-23. En casi la totalidad de las probetas no se logró apreciar la morfología de las cabezas de las fibras dado que las mismas se cargaban muy rápidamente al no poseer una película metálica dentro del microscopio, no se aplicó un recubrimiento metálico dado que esto podría cubrir gran parte de las vacancias en la matriz polimérica.

Gráfico 4 - 23. Superficie de fractura de la probeta TH3-P2, fabricada en un horno a 105°C y 200% de resina



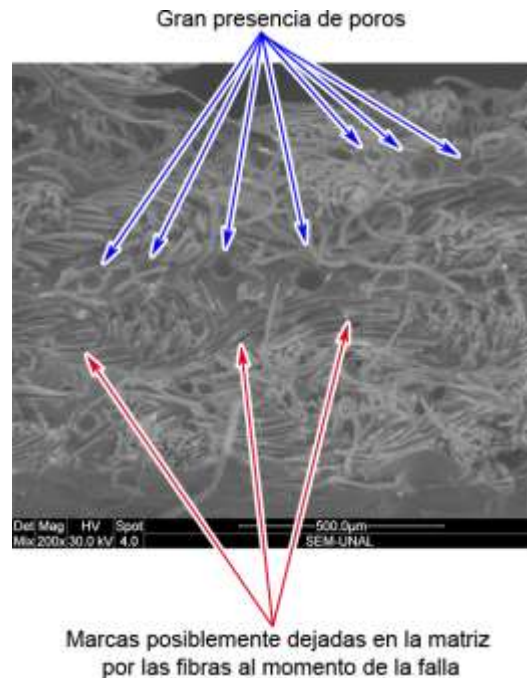
El gráfico 4-24 evidencia problemas de humectación en la base de las fibras, lo cual pudo contribuir al desgarro de las piezas, adicionalmente se ve gran presencia de poros.

Gráfico 4 - 24. Superficie de fractura de la probeta TH1-PP10, fabricada en un horno a 105°C y 225% de resina



El gráfico 4-25 muestra la probeta H07, la cual permitió ver morfología de las fibras expuestas, esta morfología era característica de casi la totalidad de las probetas, pero dada la naturaleza de las mismas se lograron obtener muy pocas fotos útiles.

Gráfico 4 - 25. Superficie de fractura de la probeta H07, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina



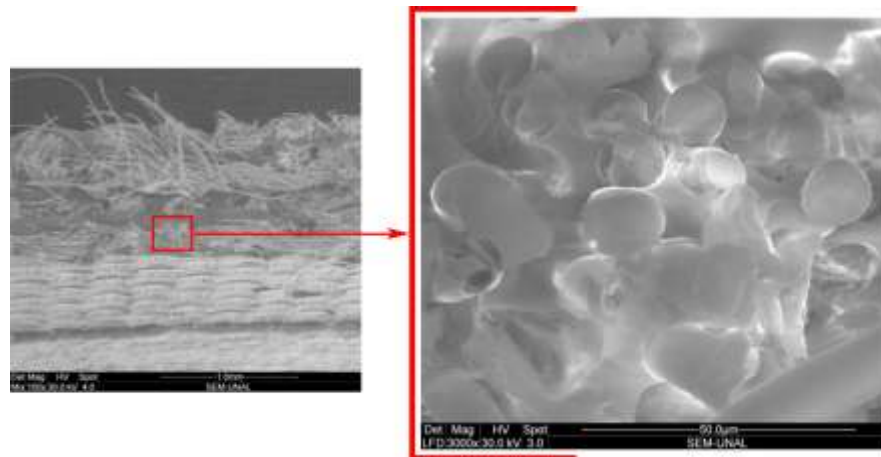
El gráfico 4-26 evidencia un gran desgarramiento en la superficie de fractura de las fibras cilíndricas del material de refuerzo, lo cual fue recurrente durante las pruebas en E-SEM, haciendo imposible buscar cualquier otro tipo de marcas en las fibras.

Gráfico 4 - 26. Probeta A05



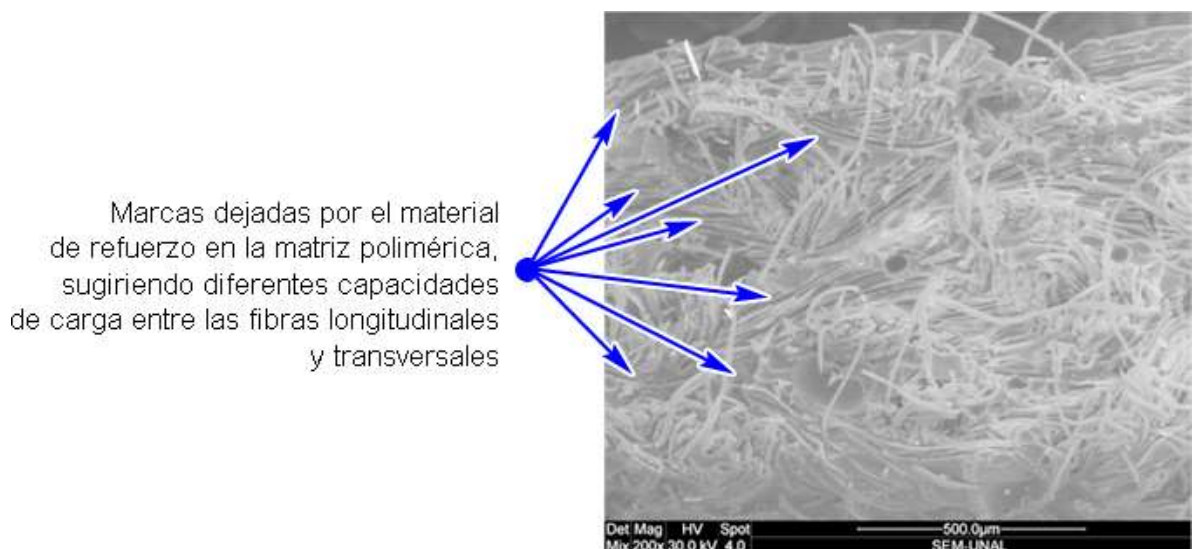
El gráfico 4-27 corresponde a la probeta TH3P2, que muestra la naturaleza cilíndrica de la fibra del material de refuerzo, y se logra apreciar el sentido de carga de algunas de las fibras mostrando claramente que fallaron a tensión.

Gráfico 4 - 27. Superficie de fractura de la probeta TH3P2, fabricada en un horno a 105°C y 200% de resina



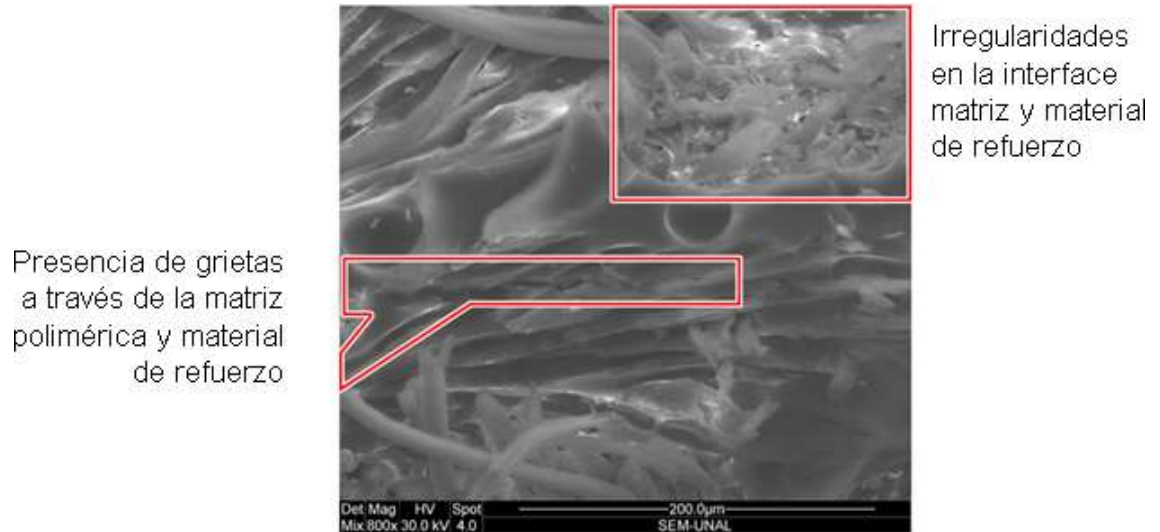
Algunas probetas fallaron mostrando debilidad en la configuración del material de refuerzo, se ve una falla en el paso entre las capas longitudinales y las transversales, como se ve en la gráfica 4-28, posiblemente logrando una mejor humectación por parte de la matriz se pueda mejorar la adherencia entre capas, con una posible mejora de las capacidades mecánicas.

Gráfico 4 - 28. Superficie de fractura de la probeta TA4P3, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina



La probeta TA4P4, gráfico 4-29, muestra la formación de grietas, el desprendimiento de la matriz y la fibra generando un patrón en la superficie de la primera y desgarros en la superficie de fractura.

Gráfico 4 - 29. Superficie de fractura de la probeta TA4P4, fabricada a temperatura ambiente y 225% de resina



4.4.2.1. Cantidad de poros en la superficie de fractura

A través de la herramienta histograma del programa Adobe Photoshop, se coloreo manualmente de color rojo los poros en la superficie de fractura y posteriormente se midió tanto la cantidad de pixeles de la superficie de fractura como los pixeles coloreados correspondientes a las vacancias, véase la tabla 4-17, con ello se pudo estimar una relación porcentual entre el área de los poros y el área de la superficie de fractura.

En la tabla 4.16 se aprecia que las probetas de tensión y de tenacidad de fractura translaminar fabricadas en un horno de curado a 105°C, tuvieron una relación porcentual promedio de poros de 2.25 y 2.315 respectivamente, mientras que por otro lado las probetas de tensión y de tenacidad de fractura translaminar fabricadas a temperatura ambiente, tuvieron relación porcentual de 5.09 y 4.79 respectivamente; Por lo que se ve que las probetas fabricadas a temperatura ambiente tuvieron en promedio más del doble de poros que las probetas fabricadas a temperatura ambiente.

Tabla 4.16. Comparación entre el área de la superficie de fractura y los poros

Fabricación	Prueba	Probeta	Zoom	Resina	Píxeles totales	Píxeles poros	Porcentaje de poros a superficie de fractura
Ambiente	Tensión	A1P5	200X	200%	167933	4413	2.62
		A1P6	200X	200%	168470	14494	8.6
		A1P1	200X	200%	176640	11771	6.66
		A4P3	200X	200%	160256	4982	3.1
		H07	200X	225%	169472	7660	4.51
	Promedio						5.09
	Tenacidad de fractura translaminar	TA2P5	200X	200%	182784	7363	4.02
		TA1PP6	200X	225%	189440	6627	6.44
		TA4P3	200X	225%	201728	6636	3.49
		TA3P2	200X	225%	164352	10733	6.53
TA4P4		200X	225%	154624	5428	3.51	
Promedio						4.79	
Horno de curado a 105 °C	Tensión	A05	200X	175%	153600	5479	3.56
		A015	200X	175%	166912	2824	1.69
		H2P4	200X	200%	163328	3843	2.35
		A014	200X	175%	167424	2396	1.43
	Promedio						2.25
	Tenacidad de fractura translaminar	TH3P2	200X	200%	169472	4034	2.38
		TH1PP10	200X	225%	158208	2881	1.82
		TH1PP1	200X	225%	180224	6922	3.84
		TH3P6	200X	200%	196608	2412	1.22
	Promedio						2.315

La tabla 4-17 muestra al interior de los diferentes procesos de fabricación no hay diferencia estadística entre las probetas fabricadas sin importar la cantidad de resina, al igual que la prueba mecánica aplicada no marco diferencia, es decir el nivel de resina no tuvo una influencia significativa debido a que la presión mecánica logro eliminar los excesos de resina, alcanzándose en ambos casos el punto de saturación.

Se ve que si existe una diferencia estadística entre las probetas fabricadas en un horno a 105°C y las probetas fabricadas a temperatura ambiente, por lo que se muestra claramente que el proceso de fabricación si tiene importancia sobre la cantidad de poros y por ende sobre las propiedades mecánicas.

Tabla 4.17. Análisis ANOVA sobre la relación entre la cantidad de vacancias contra el área de la superficie de fractura

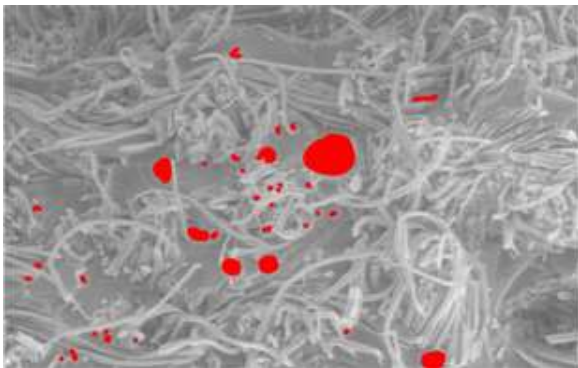
Probetas fabricadas en un horno (105°C) y diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	0.225	1	0.225	0.051645245	0.825924742	5.317655072
Dentro de los grupos	34.85316	8	4.356645			
Total	35.07816	9				

Probetas fabricadas a temperatura ambiente y diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Entre grupos	0.0066125	1	0.0066125	0.006117233	0.940201953	5.987377607
Dentro de los grupos	6.485775	6	1.0809625			
Total	6.4923875	7				

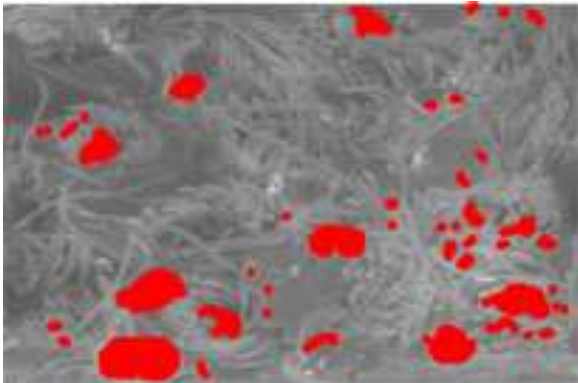
ANÁLISIS DE VARIANZA DE DOS FACTORES CON VARIAS MUESTRAS POR GRUPO						
Probetas fabricadas en horno a 105°C y a temperatura ambiente, diferentes niveles de resina						
<i>Origen de las variaciones</i>	<i>Suma de cuadrados</i>	<i>Grados de libertad</i>	<i>Promedio de los cuadrados</i>	<i>F</i>	<i>Probabilidad</i>	<i>Valor crítico para F</i>
Muestra	0.00455625	1	0.00455625	0.00140795	0.97068528	4.74722535
Columnas	33.5530563	1	33.5530563	10.3683954	0.00735449	4.74722535
Interacción	0.03330625	1	0.03330625	0.01029213	0.92086857	4.74722535
Dentro del grupo	38.833075	12	3.23608958			
Total	72.4239938	15				

En las gráficas 4-30 a 4-32 se pueden apreciar la superficie de fractura en blanco y negro, con sus vacancias coloreadas en color rojo, de manera tal que gráficamente se puede comparar la cantidad de poros contra el área de la superficie de fractura.

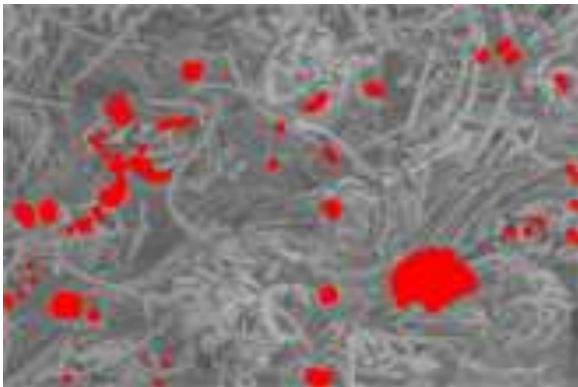
Gráfico 4 - 30. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura



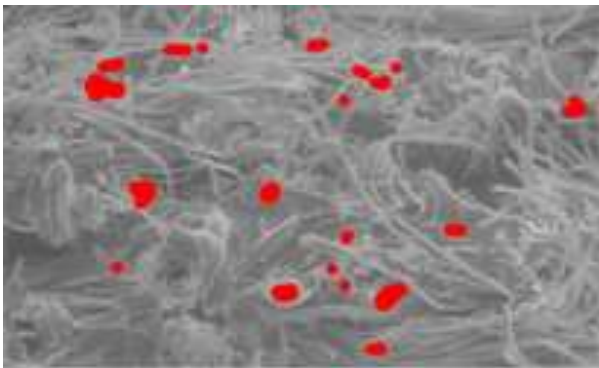
A1P5



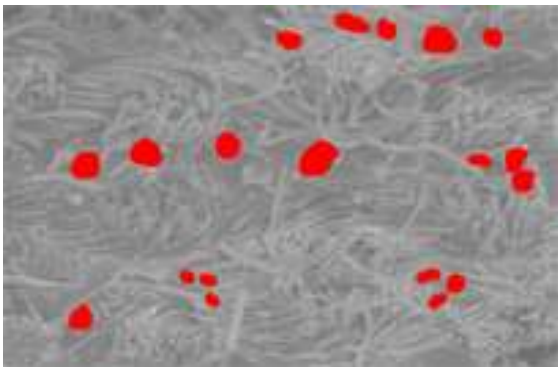
A1P6



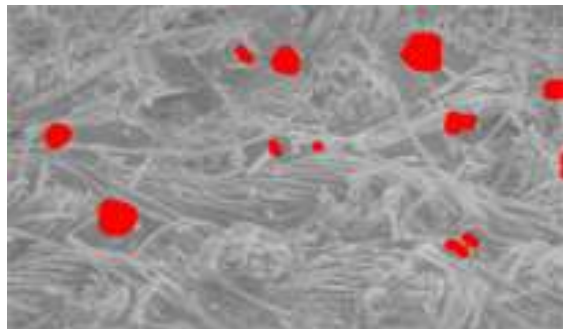
A1P1



A4P3

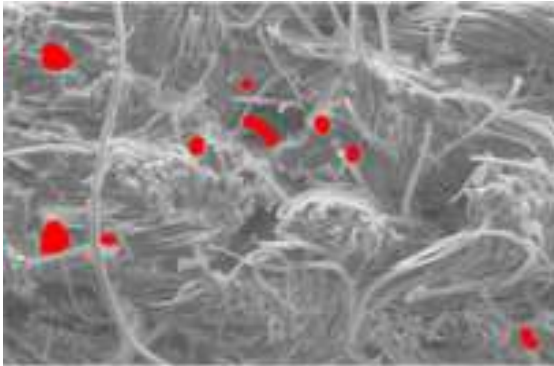


H07

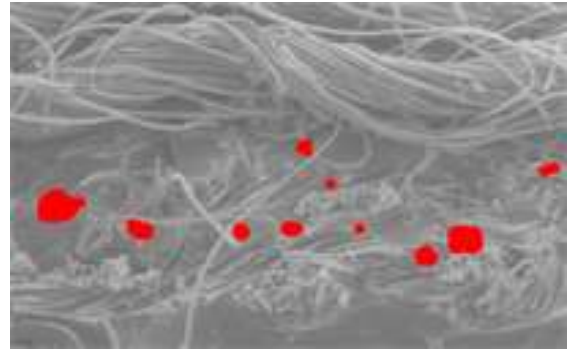


A05

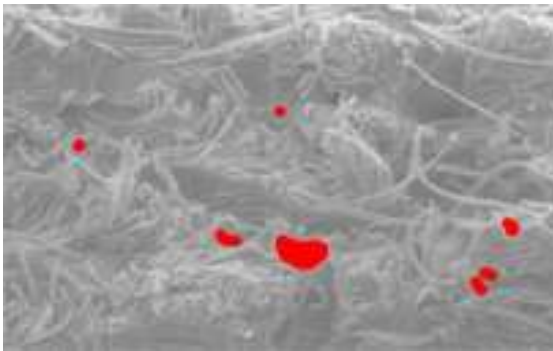
Gráfico 4 - 31. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura [continuación]



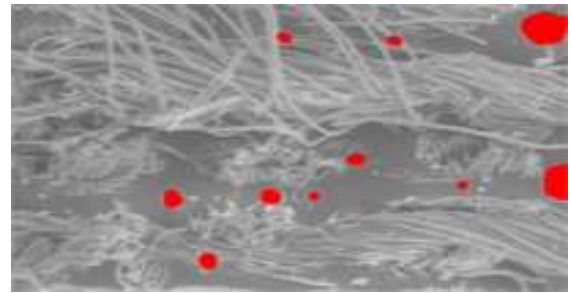
A015



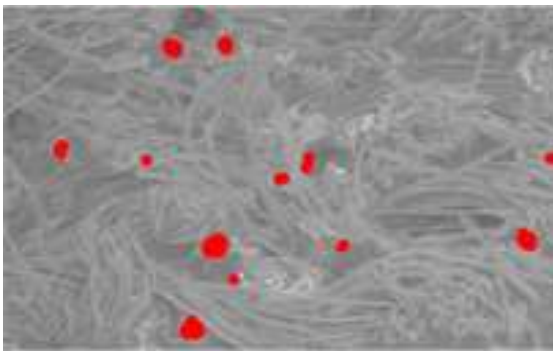
H2P4



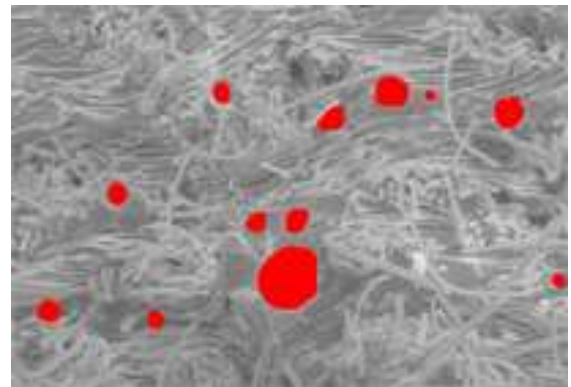
A014



TH3P2

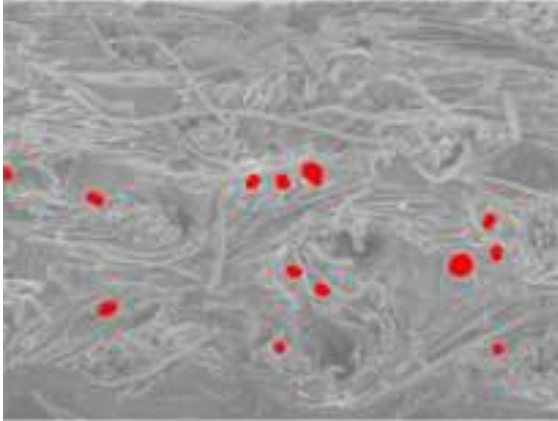


TH1PP10

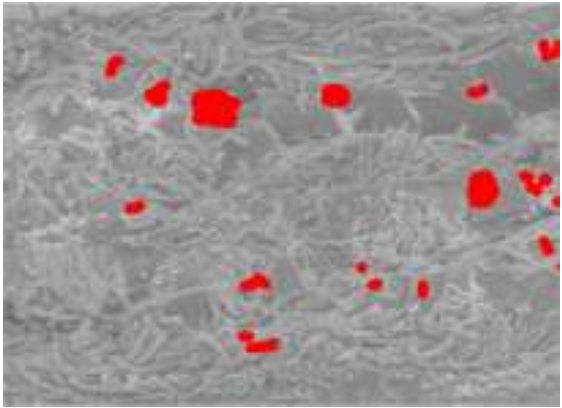


TH1PP1

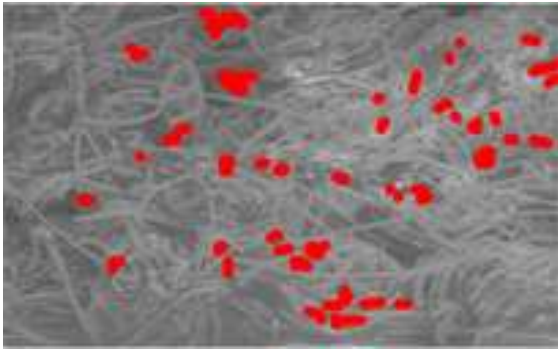
Gráfico 4 - 32. Vacancias (zonas en rojo) en la superficie de fractura [continuación]



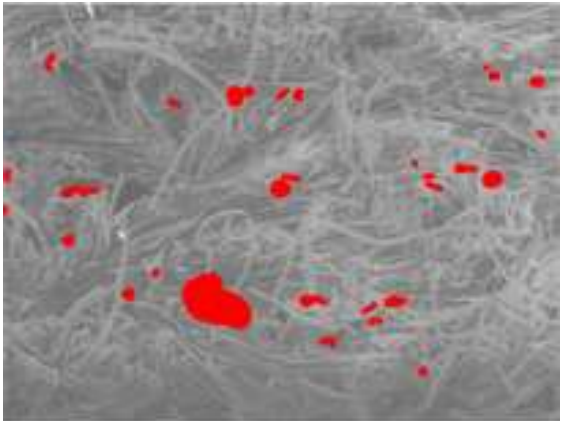
TH3P6



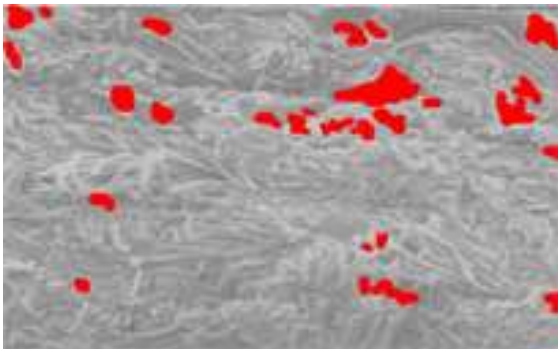
TA2P5



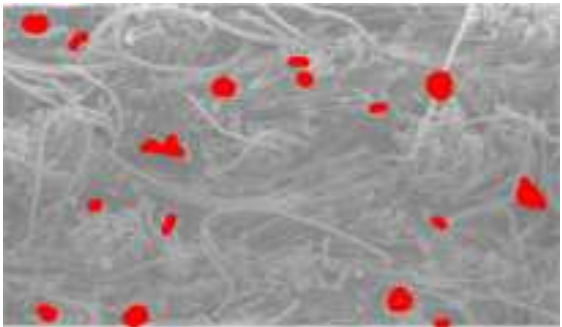
TA1PP6



TA4P3



TA3P2



TA4P4

4.5 Análisis económico

Dados los resultados anteriores resulta pertinente y oportuno el análisis económico concerniente a la fabricación de 1 m² de material, haciendo la comparación con su par de fibra de vidrio. La tabla 4-18 muestra lo que costaría la fabricación de dicho componente.

Tabla 4.18. Comparación económica

Material	Peso (Kg)	Valor de la tela	Porcentaje de resina	Resina necesaria (Kg)	Valor de la resina	Peso final de la pieza (Kg)	Valor Total
			175%	0.54	\$ 11349		\$ 14540
Tela de algodón	0.305	\$ 3191	200%	0.61	\$ 12820	0.845	\$ 16011
			225%	0.68	\$ 14291		\$ 17482
Fibra de vidrio ⁷⁵	0.705	\$ 1982	100 %	0.705	\$ 14805	1.41	\$ 16787

El costo por metro cuadrado de fabricación en tela de algodón para 200% y 225% resulta muy similar al costo de fabricación de un metro cuadrado de fibra de vidrio, por lo que el costo total de producción no sería un parámetro determinante al momento de realizar la selección de material, por otro lado se aprecia que al fabricar la pieza en tela de algodón se logra una reducción del 40.07% en el peso, por lo que si el peso es el parámetro relevante y las propiedades mecánicas se ajustan a la necesidad, se lograría reemplazar las piezas con una reducción considerable en el peso.

⁷⁵ Anexos E y F

4.6 Comparación con otros estudios realizados

En la Universidad Técnica de Riga de Letonia, un grupo de seis investigadores llevaron a cabo un análisis similar llegando a la gráfica 4-33, al lado de la cual se coloca la obtenida durante el transcurso de la presente investigación, ellos realizaron caracterización a tensión para tres posibles configuraciones del tejido, con las fibras a 0° (nuestro caso), 45° y 90°, se ve una similitud apreciable entre las dos graficas por lo que los valores obtenidos pueden ser considerados confiables.

Gráfico 4 - 33. Grafica Esfuerzo-Deformación obtenida en Letonia ⁷⁶

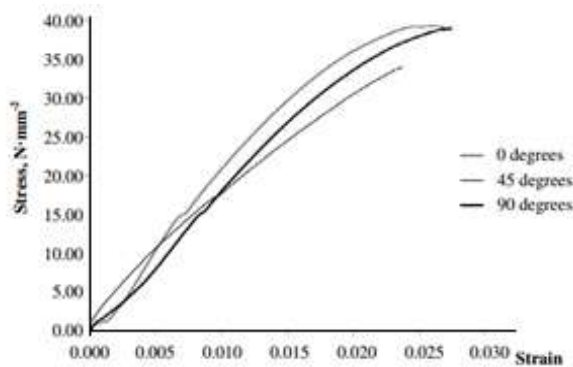
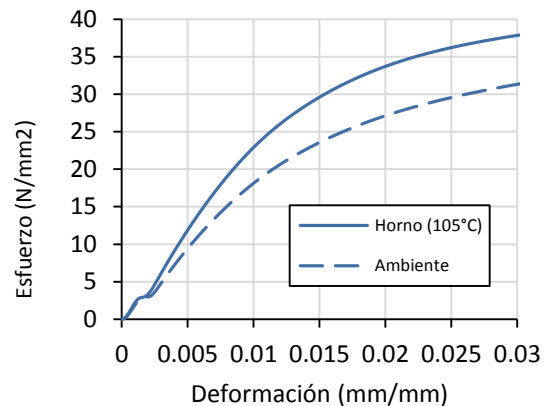


Gráfico 4 - 34. Grafica Esfuerzo-Deformación obtenida de la presente investigación



El estudio realizado en el paper [02] realiza la caracterización mecánica de un material biocompuesto, en el cual tela de algodón es embebido en resina epóxica cargado con algunos elementos volátiles, intentando mejorar las propiedades mecánicas. Se pudo apreciar en la tabla 4-19 que las propiedades mecánicas obtenidas en dicho estudio son inferiores a las obtenidas en el presente, posiblemente por utilizar una resina epóxica inferior, el protocolo de fabricación o porque las partículas con las que cargaron la matriz debilitaron el compuesto en su conjunto.

La tabla 4-19 muestra las propiedades mecánicas de varios materiales, se tiene especial atención en aquellos metales de la referencia [48] dado que es el código

⁷⁶ KHARKOVA, Galina., KONONOVA, Olga., KRASNIKOVS, Andrejs., EIDUKS, Maris., MACHANOVSKIS, Edgars., DZELZITIS, Karlis, Elastic properties of cotton fabric based polymer composites. Engineering for Rural Development (Latvia), 2011.

4.7 Utilidad del material

El presente material gracias a su bajo peso y su alta maleabilidad podría ser utilizado en aplicaciones que no sean solicitadas mecánicamente tales como exteriores de carrocerías de carros de competición para mejorar la aerodinámica, cobertores que permitan fáciles transiciones entre superficies, carenados de llantas, guardabarros, interiores de cabinas y demás piezas que no tengan cargas mecánicas más allá de las proporcionadas por el presente compuesto.

Dentro de las limitaciones presentes la más importante es su bajo esfuerzo último y su temperatura máxima de operación debido al ablandamiento, las piezas fabricadas no deben estar expuestas a ambientes con temperaturas iguales o superiores a los 36 °C.

Existe la posibilidad de realizar un material compuesto totalmente biodegradable si se reemplaza la resina epóxica utilizada en el presente estudio con resinas biodegradables que se están desarrollando actualmente.

Dentro de los aportes más importantes se puede destacar la eliminación del mito que decía, que las piezas aeronáuticas en la industria ligera podían ser fabricadas sin la utilización de horno de curado obteniendo iguales resultados mecánicos, se mostró que las propiedades mecánicas disminuyen en gran medida debido a problemas de humectación de la resina a la fibra de refuerzo, aumento de poros y problemas de discontinuidades.

5. CONCLUSIONES

Se mostró que es posible fabricar compuestos utilizando tela de algodón como material de refuerzo y resina epóxica como matriz, aunque de igual manera se comprobó que no es posible la fabricación utilizando el protocolo de la FAA, dado que las probetas fabricadas con el 100% de resina no permite una impregnación completa.

Los resultados de los ensayos DSC-TGA demostraron la estabilidad del material de refuerzo, para posibles aplicaciones dado su buen comportamiento a lo largo de un amplio rango de temperaturas.

La resina mostró limitantes de temperatura, comienza a ablandarse en torno a los 56°C, por lo que aceptando la práctica de limitar la temperatura 28 °C por debajo de dicho límite ⁷⁷, dejaría una temperatura máxima de trabajo hasta los 36°C para piezas curadas a temperatura ambiente y de aproximadamente 46°C para resinas curadas en un horno a 105°C.

Las piezas fabricadas en horno de curado siguiendo el protocolo propuesto obtuvieron un 32% de mejora en el módulo de elasticidad, 18% de mejora en el esfuerzo de fluencia, 13% de mejora en el esfuerzo último, 12% de mejora en la tenacidad de fractura translaminar.

La fabricación en un horno de curado a 105°C logra una mejora en la polimerización de la resina epóxica, mejora la humectación, una reducción del 44% en la presencia de poros en las piezas fabricadas en un horno para la prueba de tensión y de 48% para las probetas de tenacidad de fractura translaminar.

La presencia de dichos poros genera concentradores de esfuerzos, los cuales debilitan las piezas reduciendo las propiedades mecánicas en general, tal como se puede ver en la probeta A1P1 gráfico 4-22.

La cantidad de resina influye en las propiedades aunque no tan marcadamente como la temperatura, marca una diferencia apreciable en las propiedades. En las probetas fabricadas en un horno se obtuvieron mejores resultados al utilizar un 225% de resina epóxica, lo cual puede deberse al hecho que durante la rampa de curado la resina disminuyó su viscosidad logrando una mejor humectación de las fibras.

⁷⁷ BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. Composite Materials for Aircraft Structures, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. Capitulo 4

Se mostró que existe una gran variabilidad de resultados entre las piezas sin importar la cercanía durante el proceso de fabricación, con capacidades de carga incluso de la mitad que sus vecinos, por esto no se puede asegurar la calidad y homogeneidad de los lotes a pesar de que fueran elaborados por la misma persona, bajo las mismas condiciones, con los mismos materiales, siguiendo los mismos protocolos.

Si se llegaran a utilizar protectores superficiales tales como gel-coat o capas adicionales de resina estas podrían esconder defectos de fabricación, lo cual haría aún más difícil la detección de delaminaciones o discontinuidades.

Esta variabilidad puede tener su origen en la dificultad que tiene la resina en humectar la totalidad del material de refuerzo principalmente por su alta viscosidad, el diámetro reducido de las fibras y su cercanía.

En la impregnación realizada de manera manual no existe manera de asegurar una humectación homogénea por parte del operario, de manera tal que la experiencia, la técnica, la fuerza y la cantidad de resina principalmente pueden generar disparidades en la relación de matriz a material de refuerzo y su interrelación.

La utilización de presión mecánica o neumática, bien sea positiva o negativa, puede ejercer una fuerza extra sobre la matriz, lo que puede generar que salga mayor cantidad de resina que la esperada, por lo que la cantidad de presión debe ser determinada.

De utilizarse presión mecánica positiva se debe tener cuidado de ejercer la misma presión a lo largo de la pieza, lo cual se dificulta por la geometría de las piezas a producir.

Se logra una reducción del 40% en el peso de los componentes comparado contra piezas fabricadas en fibra de vidrio.

El costo de fabricación de piezas en tela de algodón es equiparable al costo de fabricación con fibra de vidrio, por lo que algunas piezas podrían ser reemplazadas basadas en la resistencia que se requiera de dichas piezas o aquellas que no tengan que soportar altos esfuerzos mecánicos.

6. RECOMENDACIONES

El desarrollo del presente trabajo ha mostrado que para futuras investigaciones en el tema, es relevante poder abordar los siguientes temas.

- Realizar pruebas encaminadas al mejoramiento de la capacidad de humectación de la resina, probando su fluidez y tiempo de relación con las normas EN 2560 y ASTM D 3532 respectivamente
- Probar si mediante un precalentamiento del material de refuerzo se logra una mejora en la humectación de las fibras por parte de la matriz.
- Desarrollar un proceso que permita realizar de manera automatizada la impregnación del material de refuerzo para generar un material pre-impregnado (pre-preg).
- Realizar pruebas de DSC y TGA al pre-preg para determinar el rango térmico del material compuesto.
- Realizar pruebas de espectrografía IR y ensayo de cromatografía Líquida al pre-preg según las normas AITM 3.0003 y AITM 3.0001 respectivamente para determinar la polimerización.
- Realización de pruebas de inflamabilidad, y crecimiento de llama acorde a las normas ASTM E 162 y ASTM E 1321 para determinar el comportamiento del material.
- Realizar pruebas de generación de humos y generación de gases tóxicos según las normas ASTM E 662 y NFPA 269, buscando determinar la cantidad de humo y el grado de toxicidad del compuesto, expuesto a diferentes fuentes de calor o fuego directo.
- Realizar pruebas de carga fuera de plano utilizando norma MIL-HDBK17-1F⁷⁸.
- Realizar pruebas de tensión transversa según norma ASTM D 5450.

⁷⁸ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 6-29 y 6-30

- Para piezas de menor tamaño utilizar la norma ASTM D2344, que a través de flexión en tres puntos logra caracterizar el material a cortante dado que al ser una probeta de dimensiones reducidas prima dicho esfuerzo.
- Realizar pruebas de esfuerzo cortante intralaminar según norma ASTM D 3518, buscando caracterizar el comportamiento de un material fabricado a +/- 45°.
- Realizar pruebas de compresión según norma MIL-HDBK17-1F ⁷⁹, y ASTM D 3410 y D 5467 para piezas sin soporte y con soporte lateral.
- Realizar pruebas de flexión adaptando las normas ASTM D 790 y C 393 para determinar las características y el comportamiento del material sometido a flexión.
- Determinar la tenacidad de fractura interlaminar según los modos I, II y III siguiendo las normas ASTM D 5528, MIL-HDBK17-1F sección 6.8.6.4.
- Realizar pruebas de fatiga uniaxial y multiaxial según las normas D 3479 y MIL-HDBK17-1F sección 6.10.
- Realizar pruebas con matrices epóxicas naturales biodegradables

Puesto que los materiales compuestos son frágiles en aeronáutica se evita siempre que sea posible utilizar uniones mecánicas dado que se pierde resistencia de material al generar mayores concentradores de esfuerzos, delaminaciones en torno al agujero y a lo largo de la línea de sujetadores, creación y distribución de cargas dentro del material, al igual que se generan problemas de corrosión debido al diferencial de potencial entre los materiales, entre otros problemas.

Pero se recomienda realizar las siguientes pruebas encaminadas a determinar las propiedades del material bajo dichas condiciones, todas ellas siguiendo las recomendaciones de la norma MIL-HDBK17-1F.

- Determinación de las características mecánicas del material una vez ha sido agujereado, norma ASTM D 5766.
- Realizar pruebas para determinar el comportamiento del material sometido a esfuerzo cortante sobre un solo pasador o múltiples, siguiendo las normas ASTM D 5961 y D 7248.

⁷⁹ MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. p. 6-104

- Realizar pruebas de arrancamiento para determinar la capacidad del material compuesto para evitar que el mismo falle deformándose y fallando al punto tal en el que permita que la piel sea arrancada de los sujetadores mecánicos, utilizar la norma I+D-E 305.

Está prohibido según casi la totalidad de fabricantes aeronáuticos, realizar agujeros en materiales compuestos con taladro dado que generan fracturas en la matriz del material y el proceso genera calor que degrada tanto la matriz como el material de refuerzo, por lo que se realizan los agujeros con cortador de chorro de agua. Pero dado que existe la posibilidad de que esta condición se presente se recomienda realizar la siguiente prueba.

- Ensayo por aplastamiento de la cabeza del remache según la norma técnica de AIRBUS AITM 1.0009.

BIBLIOGRAFÍA

- [01] Airplane Flight Manual REV26, DA-20C1. Diamond aircraft industries INC. 2012.
- [02] ALOMAYRI, T.; SHAIKH, F. U. A.; LOW, It Meng. Thermal and mechanical properties of cotton fabric-reinforced geopolymer composites. *Journal of Materials Science*, 2013, vol. 48, no 19, p. 6746-6752.
- [03] ASM Handbook Composites Volume 21. ASM International. 2001. 1201 p.
- [04] ASTM, D3039/D3039M-08, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. 2012.
- [05] ASTM, E8/E8M - 13a, Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials. 2013.
- [06] ASTM, E 1922-04. Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials. 2011.
- [07] BAJWA, Sreekala., BAJWA, Dilpreet., HOLT, Greg., COFFELT, Terry., NAKAYAMA, Francis; Properties of thermoplastic composites with cotton and guayule biomass residues as fiber fillers. *Industrial crops and products*, 2011, vol. 33, no 3, p. 747-755.
- [08] BAKER, Alan. DUTTON, Stuart. KELLY, Donald. *Composite Materials for Aircraft Structures*, 2 Ed. AIAA Education series. 2004. 599 p.
- [09] Bernard, M., Khalina, A., Ali, A., Janius, R., Faizal, M., Hasnah, K. S., Sanuddin, A. B. The effect of processing parameters on the mechanical properties of kenaf fibre plastic composite. *Materials & Design*, 2011, vol. 32, no 2, p. 1039-1043.
- [10] BLEDZKI, Andrzej K., SPERBER, Volker E.; *Comportamientos Recientes y Aplicaciones de Polímeros Rellenos de Fibra Natural*. En: Congreso Iberoamericano de Ingeniería Mecánica, Cusco, Perú. 2007
- [11] BROWN, Michael E. *Introduction to Thermal Analysis. Techniques and applications*. Chapman and hall. 1988. 222 p.
- [12] BRUNNER, A.J., BLACKMAN B.R.K., DAVIES P.; A status report on delamination resistance testing of polymer-matrix composites. *Engineering Fracture Mechanics*. Volume 75, Issue 9, June 2008, Pages 2779-2794
- [13] Bullions, T. A., Hoffman, D., Gillespie, R. A., Price-O'Brien, J., & Loos, A. C. Contributions of feather fibers and various cellulose fibers to the mechanical properties of polypropylene matrix composites. *Composites Science and Technology*, 2006, vol. 66, no 1, p. 102-114.
- [14] CAMPBELL, F.C., *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*, Elsevier. 2006. 616p.
- [15] CASTRO, Cristina., PALENCIA, Ana., *Evaluación de la influencia de diferentes condiciones de tratamientos superficiales sobre el comportamiento de fibras de fique*. Tesis en ingeniería Química. Medellín, Colombia. 2006. 172 p.
- [16] CHANDRASHEKHARA, K., SUNDARARAMAN, S., FLanigan, V., KAPILA, S. Affordable composites using renewable materials. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, vol. 412, no 1, p. 2-6.

- [17] CHEREMISINOFF, Nicholas. Polymer Characterization: Laboratory Techniques and Analysis. Univ. Press of Mississippi. 1996. 262 p.
- [18] Ciencia de materiales, universidad de malaga, tema 7, (En linea). 2012. http://webdeptos.uma.es/qicm/Doc_docencia/Tema7_CM.pdf
- [19] CONTRERAS, María F.; HORMAZA, Wilson A.; MARAÑÓN, A. Fractografía de la fibra natural extraída del fique y de un material compuesto reforzado con tejido de fibra de fique y matriz resina poliéster. Rev. LatinAm. Metal. Mater., 2009, vol. 1, p. 57-67.
- [20] Curso de Materiales compuestos. (En linea). 2012. <http://ocw.ehu.es/enseñanzas-tecnicas/materiales-compuestos/material-de-estudio/>
- [21] DE ROSA, Igor M. SANTULLI, Carlo. SARASINI, Fabrizio. VALENTE, Marco. Post-impact damage characterization of hybrid configurations of jute/glass polyester laminates using acoustic emission and IR thermography. Composites Science and Technology, 2009, vol. 69, no 7, p. 1142-1150.
- [22] DOBIRCAU, L., SREEKUMAR, P. A., SAI AH, R., LEBLANC, N., TERRIÉ, C., GATTIN, R., & Saiter, J. M. Wheat flour thermoplastic matrix reinforced by waste cotton fibre: Agro-green-composites. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, vol. 40, no 4, p. 329-334.
- [23] Fibras naturales. (En linea). 2012. <http://www.sc.ehu.es/iawfemaf/archivos/materia/industrial/libro11b.pdf>
- [24] Federal Aviation Administration. Advisory Circular AC 43.13-1B. Title 14 of the code of federal regulations. U.S. Department of Transportation. 1998. 688 p.
- [25] GDOUTOS, E.E. Fracture Mechanics: An Introduction, 2 Ed. Springer. 2005. 369 p.
- [26] GIANCASPRO, James; PAPAKONSTANTINO, Christos; BALAGURU, P. Fire resistance of inorganic sawdust biocomposite. Composites science and technology, 2008, vol. 68, no 7, p. 1895-1902.
- [27] GIANCASPRO, James; PAPAKONSTANTINO, Christos; BALAGURU, P. Mechanical behavior of fire-resistant biocomposite. Composites Part B: Engineering, 2009, vol. 40, no 3, p. 206-211.
- [28] GIBSON, Ronald F. A review of recent research on mechanics of multifunctional composite materials and structures. Composite structures, 2010, vol. 92, no 12, p. 2793-2810.
- [29] GÓMEZ, Catalina, FORESTI, María. ESCOBAR, Mariano., FERNÁNDEZ, Luis., VAZQUEZ, Analía; Efecto del agregado de nano partículas a perfiles de plástico reforzado con fibras naturales (PRFN) y su evaluación en medio alcalino para ser usados en hormigón. En: 1er congreso hormino de las america 2010, mar del Plata, Argentina. 2010
- [30] GÓMEZ, Edwin; Análisis del comportamiento mecánico del material compuesto de fibra de carbono sobre resina epóxica. Universidad Nacional de Colombia. Facultad de Ingeniera. Departamento de materiales y procesos de manufactura. 2005. 212 p.

- [31] GREENHALGH, Emile S. Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. Woodhead Publishing. 2009. 595 p.
- [32] HASHMI, S. A. R.; DWIVEDI, U. K.; CHAND, Navin. Graphite modified cotton fibre reinforced polyester composites under sliding wear conditions. *Wear*, 2007, vol. 262, no 11, p. 1426-1432.
- [33] HERRMANN, A. S.; NICKEL, J.; RIEDEL, U. Construction materials based upon biologically renewable resources—from components to finished parts. *Polymer Degradation and Stability*, 1998, vol. 59, no 1, p. 251-261.
- [34] HIBBELER, R. C. Mecánica de materiales, 6 Ed. Pearson Educación. 2006. 876 p.
- [35] HILÁRIO, Maria. CORNELIS, Herman., MARIN, José., REZENDE, Mirabel.,, ORTIZ, Edmundo., AMBROSIO, Luigi.; Fractography analysis and fatigue strength of carbon fiber/RTM6 laminates. 2010. *Materials Science and Engineering: A*, v. 527, n. 15, p. 3609-3614.
- [36] HO, Mei-po., LAU Kin-tak., WANG Hao., BHATTACHARYYA Debes.; Characteristics of a silk fibre reinforced biodegradable plastic. *Composites Part B: Engineering*, 2011, vol. 42, no 2, p. 117-122.
- [37] HUSIĆ, Suhreta; JAVNI, Ivan; PETROVIĆ, Zoran S. Thermal and mechanical properties of glass reinforced soy-based polyurethane composites. *Composites science and technology*, 2005, vol. 65, no 1, p. 19-25.
- [38] KHARKOVA, Galina., KONONOVA, Olga., KRASNIKOVS, Andrejs., EIDUKS, Maris., MACHANOVSKIS, Edgars., DZELZITIS, Karlis, Elastic properties of cotton fabric based polymer composites. *Engineering for Rural Development (Latvia)*, 2011.
- [39] KIM, Jun Tae; NETRAVALI, Anil N. Mercerization of sisal fibers: effect of tension on mechanical properties of sisal fiber and fiber-reinforced composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, vol. 41, no 9, p. 1245-1252.
- [40] LAMBIE, Jack. Composite Construction for Homebuilt aircraft, Aviation Publishers. Markowski. 1995. 239 p.
- [41] Lancair Legacy FG, Pilot's Operating Handbood. The Lancair Company. 2008. 182 p.
- [42] Lancair Legacy FG, Construction Handbood. The Lancair Company. 2010. 514 p.
- [43] LIU, Lifang, YU, Jianyong, CHENG, Longdi, QU, Weiwei. Mechanical properties of poly(butylene succinate) (PBS) biocomposites reinforced with surface modified jute fibre. *Applied Science and Manufacturing*, 2009, vol. 40, no 5, p. 669-674.
- [44] LIU, Q., STUART, T. HUGHES, M. SHARMA, H.S.S. LYONS, G. Structural biocomposites from flax—part II: the use of PEG and PVA as interfacial compatibilising agents. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2007, vol. 38, no 5, p. 1403-1413.
- [45] LUNA, GABRIELA; VILLADA, HÉCTOR; VELASCO, REINALDO. ALMIDÓN TERMOPLÁSTICO DE YUCA REFORZADO CON FIBRA DE FIQUE. *Dyna*, 2009, vol. 76, no 159, p. 145-151.
- [46] Máquina H5KS. (En línea). 2012.
<http://www.btc.iitb.ac.in/~rbanarji/biomatlab/facilities.html>

- [47] MARTINEZ, M., GANG, L., BACKMAN, D., OUDOVIKINE, A., BELLINGER, N. Crack detection on composite and metallic aerospace structures. En: Proceedings of the 4th European workshop on structural health monitoring. 2008. p. 560-569.
- [48] MIL-HDBK-5J Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. Department Of Defense, United States Of America. 2003. 1653 p.
- [49] MIL-HDBK17-1F VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. Department Of Defense, United States Of America. 2002. 586 p.
- [50] MIL-HDBK17-2F VOLUME 2. Polymer matrix composites materials properties. Department Of Defense, United States Of America. 2002. 529 p.
- [51] MIL-HDBK17-3F VOLUME 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. Department Of Defense, United States Of America. 2002. 693 p.
- [52] MORIANA, Rosana, et al. Improved thermo-mechanical properties by the addition of natural fibres in starch-based sustainable biocomposites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, vol. 42, no 1, p. 30-40.
- [53] NAIRN, John A. *Materials science & Engineering - Polymer Characterization*. 2003. 166 p.
- [54] NIU, Michael C. Y. *Composite Airframe Structures. Practical design information and data*. Conmilit Press Ltd. 1992. 664 p.
- [55] PATNAIK, Pradyot. *Dean's Analytical Chemistry Handbook*, 2 Ed. McGraw Hill. 2004. 1280 p.
- [56] POE, Clarence C. REEDER, James R. YUAN, F. G., Jr., *Fracture Behavior of a Stitched Warp-Knit Carbon Fabric Composite*, NASA/TM-2001-210868. NASA. 2001. 110 p.
- [57] QI, Gang; BARHORST, Alan A. On predicting the fracture behavior of CFR and GFR composites using wavelet-based AE techniques. *Engineering fracture mechanics*, 1997, vol. 58, no 4, p. 363-385.
- [58] RAQUEZ J.M., DELÉGLISE, M., LACRAMPE, M.F., KRAWCZAK P.; *Thermosetting (bio) materials derived from renewable resources: a critical review*. *Progress in Polymer Science*, 2010, vol. 35, no 4, p. 487-509.
- [59] RODRÍGUEZA, Exequiel; VÁZQUEZA, Analía. PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS CON FIBRAS NATURALES OBTENIDOS MEDIANTE LA TÉCNICA DE VACUM INFUSION. *Lino*, 2003. vol. 50, no 344, p. 1.5.
- [60] SALVADOR, M.D., AMIGÓ V., NUEZ, A., SAHUQUILLO, O., Llorens, R., MANTI, F. Caracterización de fibras vegetales utilizadas como refuerzo en matrices termoplásticas. En X Congreso Nacional de Materiales. Mondragon Unibertsitatea-Kursaal. Donostia-San Sebastián, España. Junio. 2008.
- [61] SAPUAN, S.M., LEENIE, A., HARIMI, M., BENG, Y.K. Mechanical properties of woven banana fibre reinforced epoxy composites. *Materials & design*, 2006, vol. 27, no 8, p. 689-693.
- [62] SATYANARAYANA, Kestur G.; ARIZAGA, Gregorio GC; WYPYCH, Fernando. Biodegradable composites based on lignocellulosic fibers—an overview. *Progress in Polymer Science*, 2009, vol. 34, no 9, p. 982-1021.

- [63] SHACKELFORD, James. Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros, 6 Ed, Prentice Hall. 2005. 839 p.
- [64] The designer's guide to manufacturing. (En línea). 2012.
<http://www.designinsite.dk>
- [65] ZAMPALONI, M., POURBOGHRAT, F., YANKOVICH, S.A., RODGERS, B.N., MOORE, J., DRZAL, L.T., MOHANTY, A.K., MISRA M.; [46] T.A. Bullions, D. Hoffman, R.A. Gillespie, J. Price-O'Brien, A.C. Loos; Contributions of feather fibers and various cellulose fibers to the mechanical properties of polypropylene matrix composites. 2004