



**POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA**

**CARACTERIZACIÓN, ANÁLISIS E INNOVACIÓN DE  
LAMINADOS COMPUESTOS DE FIBRA DE CARBONO  
APLICADOS EN PARTES SEMI-ESTRUCTURALES DE  
MOTORES A REACCIÓN**

**TESIS**

**QUE PARA OBTENER EL GRADO**

**ACADÉMICO DE**

**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN LA  
ESPECIALIDAD DE DISEÑO Y DESARROLLO DE  
SISTEMAS MECÁNICOS.**

**PRESENTA**

**ING. ERICK ALBERTO TREJO ZÚÑIGA**

**ASESOR**

**DR. EDGAR ADRIÁN FRANCO URQUIZA**



**Santiago de Querétaro, Qro., marzo, 2018**

**CENTRO NACIONAL DE TECNOLOGÍAS AERONÁUTICAS**



**“CARACTERIZACIÓN, ANÁLISIS E INNOVACIÓN DE LAMINADOS COMPUESTOS  
DE FIBRA DE CARBONO APLICADOS EN PARTES SEMI-ESTRUCTURALES DE  
MOTORES A REACCIÓN”**

**TESIS**

**PARA OBTENER EL GRADO ACADÉMICO DE  
MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN DISEÑO Y DESARROLLO DE  
SISTEMAS MECÁNICOS**

**P R E S E N T A**

**ING. ERICK ALBERTO TREJO ZÚÑIGA**

**SANTIAGO DE QUERÉTARO, QRO.**

**MARZO, 2018.**

## **Agradecimientos**

Al Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI).

Al Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas (CeNTA).

A la Università degli studi di Cagliari Italia.

Al Consejo Nacional de Ciencia Y Tecnología (CONACYT) por las becas otorgadas para la realización de esta investigación.

A mi asesor, Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza, por sus consejos, apoyo y la confianza brindada durante mi formación como maestro en ciencias.

Al Dr. Mauricio, por su ayuda en la parte experimental de esta investigación.

A mi madre, María del Carmen Zúñiga Beltrán, por sus consejos, su apoyo, su motivación, por no dejarme cometer errores jamás y hacerme una persona con valores.

A mi padre, Alberto Trejo Hernández, por ser siempre un ejemplo a seguir desde que yo era niño.

A mis hermanas, Ivonne y Liz, por apoyarme siempre en todo sentido.

A mis amigos Gibran y Xavier, por comenzar esta aventura juntos y las tardes de estudio y desvelos.

Al Profesor Francesco Aymerich, por permitirme trabajar con él en Italia y enseñarme parte de sus conocimientos.

A Luisa, por permitirme conocer a una buena persona, ser mi guía de turistas en Cagliari y ser un ejemplo para mí.

A las personas que me apoyaron estando en Italia, Luca, Daniela, Julia, Massimo, Simonetta, Alessandra, Eliana.

A mis compañeros del CeNTA, con los cuales conviví e hice amistad, Victor, Manuel, Juan, Andrés, Ricardo, Edgar.



## ACTA DE EXAMEN DE GRADO

En la ciudad de Santiago de Querétaro, Qro., a los 2 días del mes de marzo del año 2018, siendo las 15:00 horas, se reunieron en el Auditorio de la Dirección Adjunta de Posgrado del CENTRO DE INGENIERÍA Y DESARROLLO INDUSTRIAL, los señores integrantes del Jurado de Examen de Grado constituido por:

Presidente: Dr. Carlos Rubio González

Secretario: Dr. Mauricio Torres Arellano

Vocal: Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza

y de acuerdo con las disposiciones del Reglamento vigente, se procedió a llevar a cabo el Examen de Grado al C. Ing Erick Alberto Trejo Zúñiga, egresado del Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, candidato a Maestro en Ciencia y Tecnología, con opción terminal en Diseño y Desarrollo de Sistemas Mecánicos. Tomando en cuenta los señores del Jurado de Examen de Grado los resultados de la Tesis del Proyecto de Investigación: "Caracterización, análisis e innovación de laminados de fibra de carbono aplicados en partes semi-estructurales de motores a reacción", dictaminaron que fuera APROBADO por UNANIMIDAD El Presidente del Jurado le hizo saber al sustentante el resultado obtenido, dándose por terminado el Examen de Grado a las 16:20 horas del día señalado. Se asentó en el presente en el libro de actas para exámenes de grado número VII a las 79 y 80 fojas, autorizado por la Coordinación del Posgrado Interinstitucional en Ciencia y Tecnología con fecha 2 de marzo de 2018 y una vez escrita, leída y aprobada la firmaron para dar constancia las personas que en el acto intervinieron.

Dr. Carlos Rubio González  
Presidente

Dr. Mauricio Torres Arellano  
Secretario



Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza  
Vocal



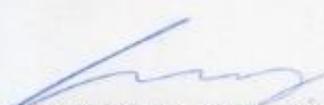


CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado  
PICYT – CIDESI  
Querétaro

El abajo firmante, Director de tesis del alumno **Erick Alberto Trejo Zúñiga**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**CARACTERIZACIÓN, ANÁLISIS E INNOVACIÓN DE LAMINADOS COMPUESTOS DE FIBRA DE CARBONO APLICADOS EN PARTES SEMI-ESTRUCTURALES DE MOTORES A REACCIÓN**”, acepta que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y desarrollo de sistemas mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 28 días del mes de febrero del año dos mil dieciocho.



Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza

Director de Tesis



CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado  
PICYT – CIDESI  
Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Jurado del Examen de Grado de la alumno **Erick Alberto Trejo Zúñiga**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**CARACTERIZACIÓN, ANÁLISIS E INNOVACIÓN DE LAMINADOS COMPUESTOS DE FIBRA DE CARBONO APLICADOS EN PARTES SEMI-ESTRUCTURALES DE MOTORES A REACCIÓN**”, aceptamos que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y desarrollo de sistemas mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 2 días del mes de marzo del año dos mil dieciocho.

Dr. Carlos Rubio González  
Presidente

Dr. Mauricio Torres Arellano  
Secretario

Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza  
Vocal

# Índice

Glosario de términos.....	XIV
Resumen .....	XV
CAPÍTULO I. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 Introducción .....	2
1.2 Antecedentes .....	3
1.3 Definición del problema .....	4
1.4 Justificación .....	6
1.5 Objetivo general.....	7
1.5.1 Objetivos específicos .....	7
1.6 Hipótesis .....	7
CAPÍTULO II. MARCO TEÓRICO.....	8
2.1 Qué son los materiales compuestos .....	9
2.2 Comportamiento mecánico de las láminas compuestas .....	10
2.2.1 Ecuaciones constitutivas para materiales ortotrópicos.....	11
2.2.2 Constantes ingenieriles .....	13
2.2.3 Relaciones entre constantes elásticas y términos de la matriz de rigidez [Q] .....	14
2.3 Tejidos .....	16
2.4 Clasificación de los materiales compuestos.....	17
2.5 Fibras de carbono .....	18
2.6 Fibra de Aramida .....	19
2.7 Matriz polimérica.....	20
2.7.1 Resinas termoestables.....	21
2.7.2 Resinas epóxicas .....	21
2.8 Laminados compuestos .....	23
2.9 Materiales compuestos en aeronáutica .....	24
2.10 Materiales compuestos en motores a reacción.....	28
2.11 Métodos de manufactura por vía líquida.....	31
2.11.1 Infusión.....	31
2.11.2 RTM .....	33
2.11.3 Autoclave .....	34
2.12 Pruebas mecánicas .....	36
2.12.1 Ensayo de Tensión.....	36
2.12.2 Ensayo de impacto.....	38
2.13 Ensayos no destructivos .....	40

2.13.1 Ultrasonido .....	40
2.13.2 Análisis de rayos X.....	42
CAPÍTULO III. MATERIALES Y MÉTODOS EXPERIMENTALES .....	44
3.1 Materiales .....	45
3.2 Métodos experimentales.....	46
3.2.1 Elección del mejor método de manufactura (etapa 1) .....	48
3.2.2 Ensayos mecánicos con alta temperatura, elección de la mejor resina (etapa 2) .....	53
3.2.3 Ensayos de impacto de baja velocidad, comparativa entre resinas y métodos de manufactura (etapa 3) .....	57
CAPÍTULO IV. RESULTADOS.....	62
4.1 Comparativa y elección del mejor método de manufactura .....	63
4.1.1 Análisis de ultrasonido .....	63
4.1.2 Ensayo de tensión para estudiar el mejor método de manufactura .....	67
4.2 Ensayos con alta temperatura para elegir la mejor resina epóxica.....	81
4.3 Análisis de impacto de baja velocidad, comparando entre métodos de manufactura y resinas epóxicas.....	98
5.1 Conclusiones .....	117
6.1 Recomendaciones para trabajos futuros .....	119
Referencias bibliográficas.....	121

## Lista de tablas y figuras

Figura 1 Esquema de los materiales usados en las partes principales de un aerorreactor .....	4
Figura 2 Esquema de: a) Álabes de fan hecho de fibra de carbono y b) fan del motor hecho de materiales compuestos.....	6
Figura 3 Representación de la fase continua y fase dispersa en un compuesto.....	9
Figura 4 deformación causada por estados de esfuerzos normales y cortantes en materiales (a) isotrópico, (b) anisotrópico .....	10
Figura 5 Configuraciones de láminas compuestas.....	11
Figura 6 Representación de las simetrías de los materiales en 3 dimensiones .....	11
Figura 7 Relación entre el módulo de Young $E_{11}$ y el término $Q_{11}$ de la matriz de rigidez .....	15
Figura 8 Esquema de la clasificación de los materiales compuestos.....	17
Figura 9 Esquema de la clasificación de las matrices poliméricas .....	20
Figura 10 Esquema de la clasificación de las resinas epóxicas .....	22
Figura 11 (a) Esquema de laminado, (b) esquema de honeycomb.....	23
Figura 12 Clasificación de los grupos en los que se subdivide una aeronave .....	26
Figura 13 Características del motor GE9X.....	27
Figura 14 Esquema del funcionamiento de un motor a reacción.....	28
Figura 15 Esquema de la aeronave boeing 787 manufacturada en un 50% de materiales compuestos.....	29
Figura 16 Gráfica de la demanda anual de materiales compuestos por parte de las empresas fabricantes de aerorreactores.....	30
Figura 17 Gráfica de métodos de manufactura usados para partes de materiales compuestos en aerorreactores.....	31
Figura 18 Esquema del proceso de infusión de resina.....	32
Figura 19 Esquema del proceso de manufactura por RTM.....	34
Figura 20 Esquema del proceso de manufactura por autoclave .....	35
Figura 21 Principales cargas a las que es sometido un compuesto.....	36
Figura 22 Representación del ensayo mecánico de tensión .....	37
Figura 23 a) Esquema del equipo de impacto por caída libre, b) esquema del impacto a la probeta con el dardo.....	39
Figura 24 Esquema del proceso de ultrasonido .....	41
Figura 25 Esquema del tubo de producción de rayos x .....	42
Figura 26 Máquina de ensayos universales MTS.....	46
Figura 27 Tina y sistema de ultrasonido C-scan .....	46
Figura 28 Máquina de ensayos de impacto de baja velocidad de la universidad de Cagliari Italia.....	47
Figura 29 Equipo de rayos x Hp.....	47
Figura 30 Esquema del proceso de manufactura por infusión .....	50
Figura 31 Esquema del proceso de manufactura por RTM.....	51
Figura 32 Esquema de manufactura por autoclave.....	51
Figura 33 Esquema de la caracterización mecánica de la primera etapa de la tesis .....	52
Figura 34 Esquema del análisis de ultrasonido .....	53
Figura 35 Secuencia de apilada propuesta por el equipo de diseño .....	53
Figura 36 Esquema de la manufactura de los laminados de la etapa 2 de la tesis .....	56
Figura 37 Esquema del ensayo a tensión de la etapa 2 de la tesis.....	57

Figura 38 Curva de Energía vs altura de caída libre, obtenida por ensayos de impacto	60
Figura 39 Esquema del ensayo de impacto de baja velocidad .....	61
Figura 40 Esquema del proceso de rayos x .....	61
Figura 41 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa kevlar/carbono $\pm 45^\circ$ .....	63
Figura 42 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa kevlar/carbono 0/90.....	64
Figura 43 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa de carbono $\pm 45^\circ$ .....	65
Figura 44 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa de carbono 0/90 .....	66
Figura 45 Curvas de esfuerzo vs. desplazamiento de los laminados compuestos de carbono manufacturados por distintos métodos.....	67
Figura 46 Curvas de esfuerzo cortante vs. desplazamiento de los laminados compuestos de carbono manufacturados por distintos métodos.....	68
Figura 47 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	69
Figura 48 Gráfica comparativa de los módulos cortantes de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	70
Figura 49 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	71
Figura 50 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	72
Figura 51 Gráfica comparativa de los esfuerzos cortantes máximos de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	73
Figura 52 Curvas de esfuerzo vs. desplazamiento de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por distintos métodos. ....	74
Figura 53 Curvas de esfuerzo cortante vs. desplazamiento de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por distintos métodos. ....	75
Figura 54 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	76
Figura 55 Gráfica comparativa de los módulos de corte de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	77
Figura 56 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	78
Figura 57 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	79
Figura 58 Gráfica comparativa de los esfuerzos cortantes máximos de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	80
Figura 59 Curvas representativas del comportamiento mecánico de un laminado compuesto ensayado a temperatura ambiente y a $180^\circ\text{C}$ .....	81
Figura 60 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales analizados a $23^\circ\text{C}$ ....	82
Figura 61 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales analizados a $180^\circ\text{C}$ ..	83
Figura 62 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales sin ciclo de post-curado, analizados a $23^\circ\text{C}$ y a $180^\circ\text{C}$ .....	84
Figura 63 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales con ciclo de post-curado, analizados a $23^\circ\text{C}$ y a $180^\circ\text{C}$ .....	85
Figura 64 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Q3T con y sin ciclo de post-curado ensayadas a $23^\circ\text{C}$ .....	86
Figura 65 Figura 64 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Q3T con y sin ciclo de post-curado ensayadas a $180^\circ\text{C}$	86

Figura 66 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2015 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C .....	87
Figura 67 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2015 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C .....	88
Figura 68 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C .....	89
Figura 69 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C .....	89
Figura 70 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina 3330 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C .....	90
Figura 71 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina 3330 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C .....	91
Figura 72 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados ensayados a 23°C .....	92
Figura 73 Gráfica comparativa de los módulos de corte de los laminados ensayados a 23°C .....	93
Figura 74 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados ensayados a 23°C .....	94
Figura 75 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados ensayados a 23°C .....	95
Figura 76 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados ensayados a 180°C .....	96
Figura 77 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados ensayados a 180°C .....	97
Figura 78 Curvas de fuerza de impacto vs tiempo y energía de impacto vs tiempo de los laminados compuestos con las resinas 3330 y Q3T, manufacturados por autoclave e infusión. ....	98
Figura 79 Curvas de fuerza de impacto vs tiempo y energía de impacto vs tiempo de los laminados compuestos con la resina Epolam 2500, manufacturados por autoclave e infusión. ....	99
Figura 80 Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina Q3T por los procesos de infusión (a) y autoclave (b) ...	100
Figura 81 Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina 3330 por los procesos de infusión (a) y autoclave (b) ..	101
Figura 82 Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina 2500 por los procesos de infusión (a) y autoclave (b) ..	102
Figura 83 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 por infusión y autoclave.....	103
Figura 84 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina de alta temperatura Q3T por infusión y autoclave.....	104
Figura 85 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina 3330 por infusión y autoclave.....	105
Figura 86 Gráfica comparativa de áreas dañadas vs energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por infusión y autoclave.	107
Figura 87 Gráfica de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave. ....	108
Figura 88 Gráfica de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave. ....	109

Figura 89 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados por autoclave con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.....	110
Figura 90 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados por infusión con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.....	112
Figura 91 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina Q3T, por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.....	113
Figura 92 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina Epolam 2500, por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.....	114
Figura 93 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina 3330 por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.....	115

Tabla 1 partes de los aerorreactores que se han manufacturado hasta la actualidad .....	5
Tabla 2 Matriz de rigidez, representada con 36 constantes elásticas independientes ...	12
Tabla 3 Matriz de rigidez, representada con 21 constantes elásticas independientes ...	12
Tabla 4 Matriz de rigidez de un material monoclinico ( $z=0$ ), representado por 13 constantes elásticas independientes.....	12
Tabla 5 Matriz de rigidez de un material ortótropo, representado por 9 constantes elásticas independientes .....	13
Tabla 6 Matriz de rigidez, considerando estado de esfuerzos plano, representada con 6 constantes elásticas independientes.....	13
Tabla 7 Matriz de flexibilidad, representada con 6 constantes elásticas independientes .....	13
Tabla 8 Comparativa de los tipos de fibra de carbono .....	18
Tabla 9 Comparativa de los tipos de fibra de kevlar.....	19
Tabla 10 Resultados de las pruebas de curado de la resina Q2 a temperatura ambiente .....	49
Tabla 11 Resultados de las pruebas de curado de la resina Q2 a 60°C .....	49
Tabla 12 Dimensiones y características de los laminados obtenidos por los diferentes procesos de manufactura.....	50
Tabla 13 Resultados del análisis de curado de la resina Q3T a 60°C.....	54
Tabla 14 Resultados del análisis de curado de la resina 3330 a 60°C.....	54
Tabla 15 Resultados del análisis de curado de la resina Epolam 2015 a 60°C .....	54
Tabla 16 Resultados del análisis de curado de la resina Epolam 2500 a 60°C .....	55
Tabla 17 Características de los laminados obtenidos con las diferentes resinas epóxicas usadas en la etapa 2 de la tesis .....	55
Tabla 18 Ciclos de post-curado de las resinas epóxicas.....	56
Tabla 19 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina Q3T.	58
Tabla 20 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina 3330	58
Tabla 21 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina Epolam 2500 .....	58
Tabla 22 Características de los laminados obtenidos para el ensayo de impacto de baja velocidad .....	59

Tabla 23 Parámetros del ensayo de impacto de baja velocidad para los diferentes materiales manufacturados. ....	60
Tabla 24 Constantes elásticas de los laminados compuestos de carbono manufacturados por las diferentes técnicas.....	69
Tabla 25 Propiedades de resistencia mecánica de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas.....	71
Tabla 26 Constantes elásticas de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por las diferentes técnicas .....	76
Tabla 27 Propiedades de resistencia mecánica de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas .....	78
Tabla 28 Propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a 23°C.....	92
Tabla 29 Propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a 180°C.....	95
Tabla 30 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina Q3T por infusión y autoclave.....	106
Tabla 31 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 por infusión y autoclave.....	106
Tabla 32 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina 3330 por infusión y autoclave.....	107

## ***Glosario de términos***

**RTM:** Moldeo por transferencia de resina.

**TGA:** Análisis termogravimétrico.

**DMA:** Análisis dinámico-mecánico.

**Material isotrópico:** Las propiedades del material son iguales en todas las direcciones.

**Material ortotrópico:** Las propiedades del material varían ortogonalmente.

**Material anisotrópico:** Las propiedades del material varían según la dirección en que son examinadas.

**Plano de simetría (materiales):** Existe, si las propiedades elásticas de un material a lo largo de cualquier dirección son las mismas que aquellas a lo largo de una dirección de simetría con respecto a un plano.

**Rango:** Distancia máxima que puede recorrer una aeronave en vuelo.

**Autonomía:** Tiempo de vuelo máximo de una aeronave.

**Honeycomb:** Material compuesto formado por 2 paneles rígidos y un centro de compuesto celular.

**Radome:** Parte posterior de las aeronaves, también conocida como nariz.

**Post-curado:** Exposición adicional a temperatura después del curado inicial.

**Q3T:** Resina epóxica de alta temperatura, reforzada con partículas de tungsteno

**2500:** Resina epóxica de grado aeronáutico, estandarizada bajo las normas FAR.

**2015:** Resina epóxica de uso aeronáutico.

**3330:** Resina epóxica de alta temperatura.

## ***Resumen***

Se analizó la viabilidad de sustituir materiales metálicos (aleaciones) y materiales cerámicos por materiales compuestos de matriz polimérica dentro de la sección fría del aerorreactor.

El presente trabajo toma en consideración el alcance de nuevos materiales que son capaces de resistir elevadas temperaturas. Estos materiales (fibras y resinas) permitirán reducir de manera considerable el peso de componentes metálicos y cerámicos que se emplean en la actualidad en los aerorreactores. La tecnología actual y el acceso económico a materiales avanzados permite considerar la manufactura de materiales compuestos avanzados, innovando en el desempeño de los aerorreactores.

Se manufacturaron por diversas técnicas laminados reforzados con diferentes tipos de fibra de carbono y resinas epóxicas, para posteriormente hacer una caracterización mecánica de manera exhaustiva a los laminados, sometiéndolos a tratamientos térmicos, pruebas mecánicas con alta temperatura y ensayos de impacto, para evaluar su comportamiento y propiedades mecánicas, seleccionando de esa manera el proceso de manufactura, el tipo de fibra y la resina más óptimas para manufacturar partes semi-estructurales de fibra de carbono, que serán implementados como una innovación al sustituir partes metálicas semi-estructurales en los motores a reacción.

# **CAPÍTULO I. INTRODUCCIÓN**

## ***1.1 Introducción***

Los materiales compuestos, han sido una alternativa de sustitución a los materiales metálicos en la manufactura de componentes de aeronaves (no estructurales, semi-estructurales y estructurales) desde hace más de 70 años [1].

En un comienzo el uso de los materiales compuestos en la aviación se debió a la crisis de los metales en la segunda guerra mundial, pero al ser un campo de estudio relativamente nuevo se le tomó con poca importancia, pues no se tenían los conocimientos necesarios para poder explotar todo el potencial de estos materiales, hasta la década de los 50's, con el comienzo de la llamada carrera aeroespacial y el crecimiento de las industrias de aviación comercial y militar [1].

A partir del crecimiento de la industria aeroespacial en la década de los 60's, aumentó la necesidad de tener aeronaves cada vez más eficientes, aeronaves que alcanzaran mayor velocidad, autonomía y rango, lo que equivale a un mayor ahorro de combustible, menor contaminación ambiental y principalmente mayores ganancias, tanto para las aerolíneas como para los fabricantes de aeronaves, pues se ha tenido la oportunidad de agregar más sistemas a la aeronave, más capacidad de pasajeros y carga útil, de esta manera el uso de los materiales compuestos volvió a surgir como una necesidad [2]. El uso de los materiales compuestos en un principio fue muy reducido, debido a que solo se tenía conocimiento de la fibra de vidrio la cual se utilizaba solamente en componentes de aeronaves no estructurales y semi-estructurales [2].

El avance en el estudio de los materiales compuestos ha propiciado el desarrollo de otros tipos de fibras (aramida, fibra de carbono), resinas (epóxicas) y técnicas de manufactura, a tal grado de tener hoy en día aeronaves comerciales manufacturadas en más de un 50% de materiales compuestos, distribuidos en sus grupos principales (alar, estabilizador, propulsor y estructural), con mayor rango y autonomía, mayor capacidad de carga y mayor eficiencia de combustible [2]. Sin embargo, una de las áreas con menor porcentaje de uso de materiales compuestos en las aeronaves actuales, es el sistema de propulsión (motores), debido principalmente a las altas temperaturas con las que los componentes del aerorreactor trabajan, lo que dificulta el uso de componentes manufacturados en materiales compuestos pues en comparación con los materiales metálicos (aleaciones) y cerámicos [2] la resistencia a altas temperaturas es menor.

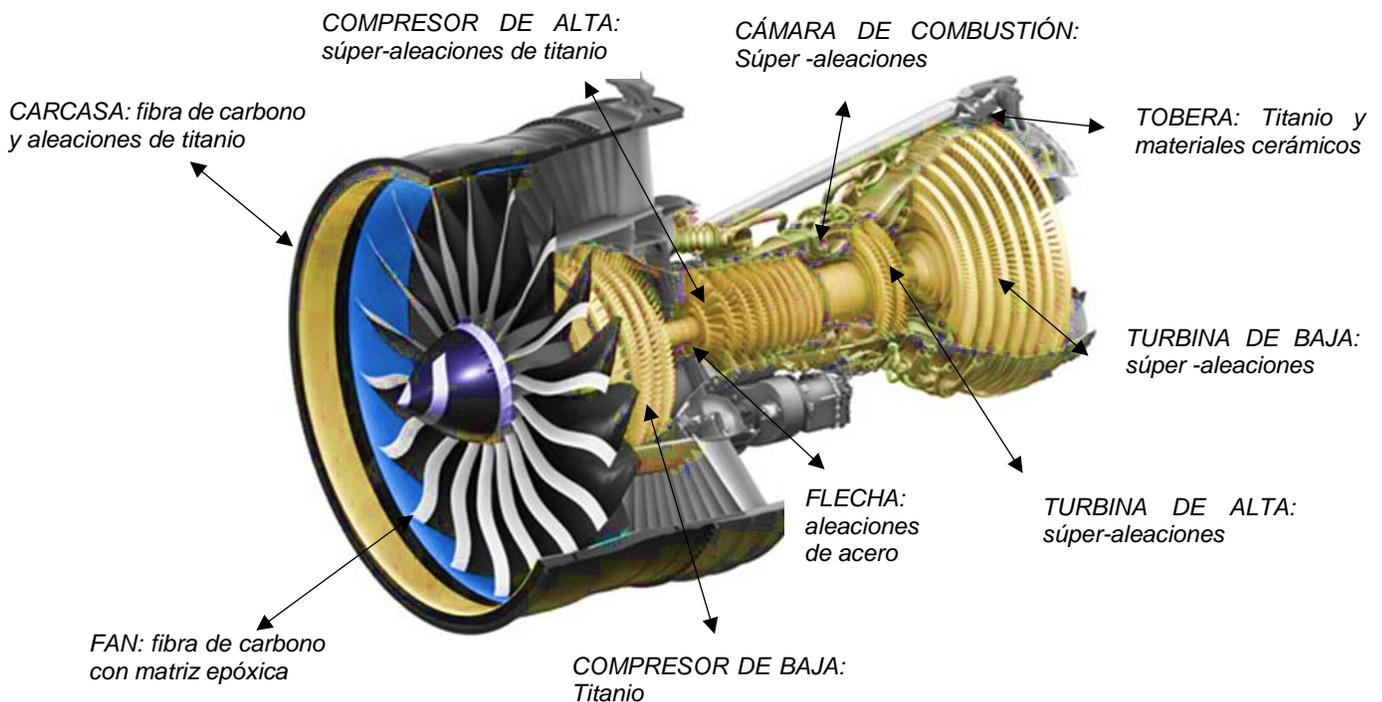
En la actualidad los aerorreactores sólo cuentan con componentes no estructurales hechos de materiales compuestos poliméricos, como la carcasa y el fan, lo que deja un espacio amplio y muy ambicioso por cubrir, ya que es posible reducir el peso del sistema de propulsión con la sustitución de más componentes de materiales compuestos, esto aumentaría aún más la eficiencia de la aeronave. Además, que el consumo de combustible se reduciría junto con la contaminación ambiental que se produce por las emisiones producto de la combustión, ¿Qué pasaría si también se pudieran sustituir partes semi-estructurales del motor por partes hechas de materiales compuestos poliméricos?, materiales compuestos que resistan mejor las condiciones críticas de temperatura dentro del motor, es de suponer que la eficiencia del motor aumentaría con la reducción del peso y los esfuerzos internos también serían reducidos.

## ***1.2 Antecedentes***

- En 1941 en Estados Unidos la USAF implementó el uso de los primeros materiales compuestos en aeronaves, las aeronaves P-20 contaban con el “radome” y “nacelas” (Partes no estructurales) hechos de resina poliéster reforzada con fibra de vidrio [4].
- En 1946 en Estados Unidos con la ayuda de la “National Advisory Committee for Aeronautics” comenzó el proyecto de la aeronave AT-6, la primera aeronave de la historia con una estructura primaria (Wingbox) manufacturada de materiales compuestos, hecha de Resina epóxica reforzada con fibra de vidrio, la aeronave voló con gran éxito en 1948 [4,5].
- En 1968 la empresa inglesa Rolls Royce propuso el diseño de los álabes de entrada de sus motores a base de fibra de carbono, el proyecto no prosperó ya que los álabes no eran resistentes [8,13].
- En 1980 General Electric junto con la NASA crean el motor híbrido GE36 un motor a reacción eficiente con aspas externas hechas de laminados de fibra de carbono que fungían como hélices [6].
- En 1995 en Estados Unidos la empresa General Electric Aviation certifica su motor GE90, el cual es el primer motor en tener los álabes del fan hechos de fibra de carbono [6].
- En 1997 La aeronave Boeing 777 hace su primer vuelo, una aeronave con más del 30% de su composición de materiales compuestos, de los cuales ya contaba con 2 componentes en el motor, el “Fan y las Nacelles” [3].
- En 2006 General Electric probó su motor GEnx, un motor con materiales compuestos muy avanzados, los álabes del fan y la cubierta del motor están hechos de fibra de carbono, se planean sustituir algunas partes internas del motor por materiales compuestos de matriz cerámica y matriz polimérica, actualmente es usado en la aeronave Boeing 787 [2, 6]
- En 2009 General Electric y Rolls Royce comienzan el proyecto del motor F136, para la USAF, el motor tendría los álabes de la primera etapa de la turbina de baja hechos de materiales compuestos de matriz cerámica, sólo se realizó un prototipo y tiempo después el proyecto fue suspendido [6, 7, 8].
- En febrero del 2015 General Electric Aviation probó su prototipo de álabes de materiales compuestos cerámicos reforzados con fibras de carburo de silicio para los rotores de la turbina de alta del motor F414, para la aeronave militar F18 [6].

### 1.3 Definición del problema

El sistema de propulsión, es un sistema que aporta un gran peso a la aeronave, pues los motores a reacción actuales tienen más de un 80% de sus componentes manufacturados por aleaciones metálicas (ver figura 1), debido a que los componentes trabajan con altas temperaturas, es por esto que las aeronaves actuales se han visto limitadas con el uso de los materiales compuestos, pues sólo se ha podido lograr la implementación de estos materiales en el fuselaje, el ala, los estabilizadores y algunas partes externas de los motores [2, 5], la problemática a resolver hoy en día por parte de la industria aeronáutica es tener motores a reacción menos pesados, ya que siendo uno de los sistemas más importantes y que aportan más peso a la aeronave, reducir su peso implica una innovación muy grande, pues se tendrían mayores ganancias para los fabricantes, las aerolíneas y menor contaminación al medio ambiente.



*Figura 1 Esquema de los materiales usados en las partes principales de un aerorreactor*

[://www.geaviation.com/](http://www.geaviation.com/)

Con el crecimiento constante de la industria aeroespacial y a la necesidad de tener aeronaves y motores a reacción cada vez más eficientes en el consumo de combustible y con mayor rendimiento mecánico, se está buscando la alternativa de usar materiales compuestos en los componentes internos del aerorreactor.

Existen ya casos de éxito (ver tabla 1) en partes no estructurales de los aerorreactores, como lo son el fan y las partes externas del motor como la carcasa y el difusor, pero esto aún no es suficiente [5,10], debido a que el porcentaje de peso reducido por la sustitución de materiales compuestos poliméricos aún es muy bajo, al ser el sistema de propulsión uno de los sistemas que contiene una gran cantidad de partes y componentes metálicos y cerámicos origina la necesidad de empezar a sustituir los materiales metálicos por materiales compuestos poliméricos, siendo una innovación la aplicación en partes semi-estructurales dentro de la sección fría del motor [5], ya que aún no pueden ser aplicados como sustituto al 100% de los materiales metálicos usados en el aerorreactor, pues su resistencia a las altas temperaturas sigue siendo menor a la resistencia que presentan las aleaciones de titanio y níquel usadas en la sección caliente del motor [5,10].

<i>Sección</i>	<i>Componente</i>	<i>Material</i>
<i>Fan</i>	spinner, álabes del fan, espaciadores, ductos del bypas, álabes guía	epóxy/carbono
<i>Compresor de baja presión</i>		
<i>Compresor de alta presión</i>		
<i>Cámara de combustión</i>		
<i>Turbina de alta presión</i>	álabes	cerámico/cerámico
<i>Turbina de baja presión</i>		
<i>Tobera</i>	recubrimiento de las salidas	cerámico/cerámico
<i>Cubierta (Nacelle)</i>	Cubiertas del fan, puertas de acceso, líneas acústicas, seguros de puerta, reversas	epóxy/carbono, poliéster/vidrio

*Tabla 1 partes de los aerorreactores que se han manufacturado hasta la actualidad*

## 1.4 Justificación

La mayor parte de los materiales compuestos en los aerorretores se encuentran en los componentes externos del motor, un ejemplo de ello es el fan de los motores a reacción de General Electric (ver figura 3), pero los materiales compuestos con los que actualmente se manufacturan algunos componentes dentro de los motores a reacción son materiales compuestos de matriz cerámica, hasta hace algunos años estos componentes eran en su totalidad manufacturados por aleaciones metálicas.

El uso de partes compuestas de matriz cerámica en elementos no estructurales dentro de los aerorretores es el resultado de varios años de investigación.

Hoy se cuenta con la tecnología y materiales necesarios para realizar innovación en los laminados de fibra de carbono para ser aplicados dentro del aerorretractor, se tienen fibras más avanzadas, mejores resinas y la ayuda de la nanotecnología.

Sustituir partes metálicas por partes de materiales compuestos de matriz polimérica dentro del motor se traduce en un gran avance para la industria aeroespacial, pues este tipo de materiales al ser menos densos que los cerámicos y los metales tienen un menor peso, y una mejor relación resistencia peso que ambos, traduciéndose en una mayor eficiencia para el aerorretractor y la aeronave [10].



*Figura 2 Esquema de: a) Ábalo de fan hecho de fibra de carbono y b) fan del motor hecho de materiales compuestos.*

[://www.geaviation.com/](http://www.geaviation.com/)

## ***1.5 Objetivo general***

Manufacturar, caracterizar y evaluar laminados de fibra de carbono para su aplicación en partes semi-estructurales de aerorreactores.

### ***1.5.1 Objetivos específicos***

- Manufacturar por distintas técnicas (RTM, Autoclave, Infusión) laminados de fibra de carbono.
- Realizar una extensa caracterización mecánica.
- Evaluar las propiedades de los laminados manufacturados por distintas técnicas y resinas.
- Divulgar los resultados obtenidos en artículos científicos y congresos.
- Obtener el grado de Maestro en Ciencias.

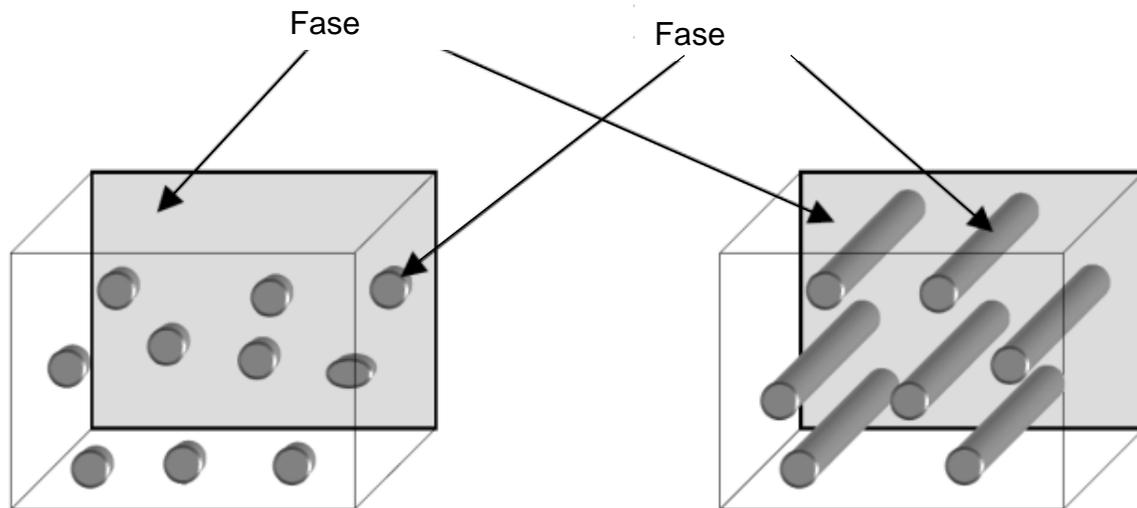
## ***1.6 Hipótesis***

Será posible utilizar laminados de fibra de carbono como sustitutos de materiales metálicos en componentes semi-estructurales sometidos a condiciones críticas dentro del aerorreactor.

## **CAPÍTULO II. MARCO TEÓRICO**

## 2.1 Qué son los materiales compuestos

Los materiales compuestos son materiales formados por 2 fases (continua y dispersa) a base de distintos materiales en una mezcla heterogénea [14,15], es decir sus fases son distinguibles físicamente y pueden ser separadas química o mecánicamente, obteniendo como resultado un material con características superiores a las de sus componentes por separado (ver figura 3).



*Figura 3 Representación de la fase continua y fase dispersa en un compuesto*

La fase continua es denominada matriz, es considerada un material continuo, en el que las propiedades no dependen de los ejes de implementación de cargas. Esta fase (continua) es la encargada de transmitir las cargas al refuerzo, también se encarga de dar acabado al material compuesto y proteger al refuerzo de algunos daños químicos y ambientales, además de dar resistencia térmica al material compuesto [16].

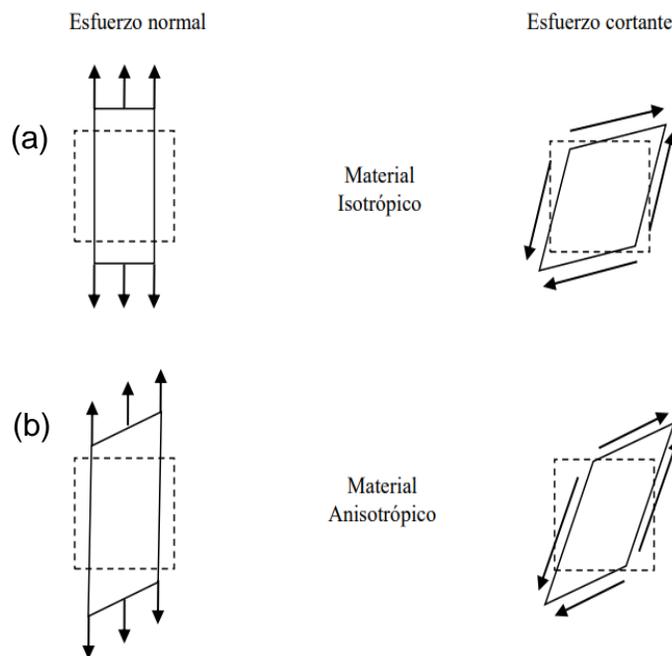
La segunda fase (dispersa) es denominada refuerzo, es la encargada de dar la mayoría de las propiedades mecánicas al material compuesto (rigidez, resistencia mecánica, etc....) y se clasifica en 3 tipos principalmente (fibra corta, fibra larga y partículas). La función principal del refuerzo en el material compuesto es resistir las cargas axiales, es decir esfuerzos cortantes en él laminado ya que las cargas son transmitidas a ellos y son recibidas como cargas axiales a cada fibra [15,16]. Si se habla de partículas y fibras cortas como refuerzos en el material compuesto, se puede considerar un material isotrópico cuando cada una de las fibras y/o partículas dispersas en la matriz tienen una orientación aleatoria en el cual los ejes de aplicación de carga no presentan gran cambio en las propiedades mecánicas obtenidas del material como por ejemplo en el tejido de fibra de vidrio llamado MAT. Por otra parte, cuando se usan fibras largas y existen varias orientaciones de las capas el material compuesto se considera anisotrópico, pues cada fibra orientada en una dirección angular aporta distintas propiedades (mecánicas) al material compuesto.

## 2.2 Comportamiento mecánico de las láminas compuestas

Los materiales compuestos parten de la mecánica clásica de sólidos para predecir su comportamiento mecánico [19,17], pero al no ser materiales isotrópicos como los materiales ingenieriles convencionales, estudiar su comportamiento necesita involucrar más procedimientos analíticos y experimentales [22], debido a su naturaleza anisotrópica, heterogénea y en la mayoría de los casos ortotrópica. Es por eso por lo que los materiales compuestos se estudian desde el punto de vista de la micromecánica y la macromecánica [17, 18].

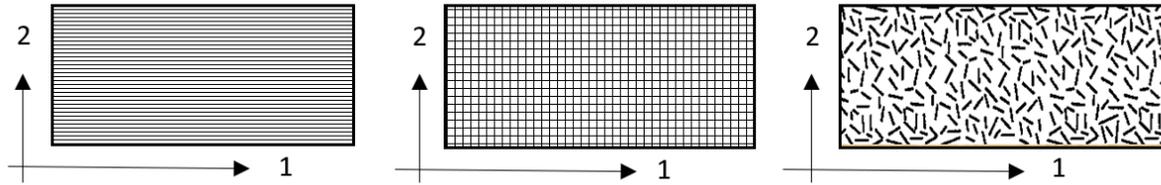
Si consideramos 2 materiales, uno isotrópico y otro anisotrópico, sometidos a esfuerzos normales, notaremos que el material isotrópico presentará una extensión en dirección a la carga y una contracción en dirección perpendicular a la misma, sin embargo no existe la deformación angular, al igual que si se tuviera un estado de esfuerzos cortantes, el cual solo causaría deformaciones angulares, sin causar extensión o contracción en ninguna dirección, describiendo el comportamiento mecánico de un material isotrópico con sólo 3 propiedades elásticas: el módulo de Young ( $E$ ), la relación de Poisson ( $\nu$ ) y el módulo de corte ( $G$ ) [22, 23] (ver figura 4 (a)).

Para materiales anisotrópicos, el comportamiento bajo un estado de esfuerzos normales es diferente, ya que el material no solo presenta extensión y contracción en las direcciones paralela y perpendicular a el esfuerzo, respectivamente, también presenta deformación angular. Al aplicar un estado de esfuerzos cortantes en este tipo de material (anisotrópico) se presenta deformación angular, pero también a causa de los esfuerzos cortantes se presenta extensión y contracción (ver figura 4 (b)). Debido al acoplamiento de los modos de carga y de deformación se necesita un mayor número de propiedades elásticas para describir su comportamiento mecánico [20].



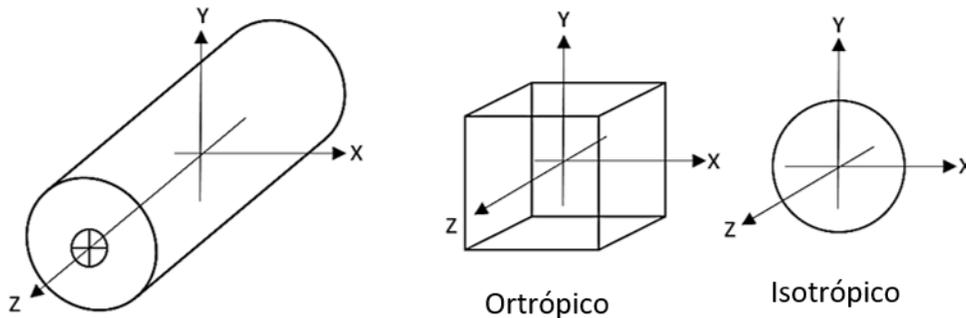
*Figura 4 deformación causada por estados de esfuerzos normales y cortantes en materiales (a) isotrópico, (b) anisotrópico*

Un elemento representativo del material compuesto es una lámina, cuyas propiedades mecánicas dependen de la orientación de sus fibras, dando lugar principalmente a 3 configuraciones: láminas unidireccionales, láminas bidireccionales y láminas tipo mat (ver figura 5) [18, 21, 23].



*Figura 5 Configuraciones de láminas compuestas*

Cada configuración de lámina nos entrega un comportamiento mecánico diferente, para una lámina unidireccional, donde todas las fibras se encuentran orientadas a una misma dirección, se dice que existe isotropía transversal, para una lámina tipo mat, donde todas las fibras presentan orientaciones aleatorias en varias direcciones, se considera que existe isotropía en el plano de la lámina, mientras que para una lámina bidireccional donde el 50% de las fibras puede estar orientada en cada dirección (tejido equilibrado) o puede haber más fibras en una dirección que en otra (tejido no equilibrado), se considera que existe ortotropía [20, 21] (ver figura 6).



Transversalmente Isotrópico

*Figura 6 Representación de las simetrías de los materiales en 3 dimensiones*

### **2.2.1 Ecuaciones constitutivas para materiales ortotrópicos**

Partiendo de la ley de Hooke, la cual está definida por la relación tensión-deformación a través de una matriz de rigidez, que en su forma generalizada se expresa como:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}$$

En la forma general de esta ecuación lineal se incluyen 84 coeficientes, sin embargo, el tensor de esfuerzos y el tensor de deformaciones presentan simetría ( $\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$ , y  $\varepsilon_{kl} = \varepsilon_{lk}$ ), haciendo que el tensor de rigidez presente simetría en sus dos primeros subíndices

y los dos últimos subíndices ( $C_{ijkl} = C_{jikl} = C_{ijlk}$ ), reduciendo el número de coeficientes independientes a 36, dando lugar a una simetría triclinica (ver tabla 2).

$$\sigma_{ij} = C_{ij} \varepsilon_j \quad i, j=1,2,3,4,5,6$$

	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_4$	$\varepsilon_5$	$\varepsilon_6$
$\sigma_1$	$C_{11}$	$C_{12}$	$C_{13}$	$C_{14}$	$C_{15}$	$C_{16}$
$\sigma_2$	$C_{21}$	$C_{22}$	$C_{23}$	$C_{24}$	$C_{25}$	$C_{26}$
$\sigma_3$	$C_{31}$	$C_{32}$	$C_{33}$	$C_{34}$	$C_{35}$	$C_{36}$
$\sigma_4$	$C_{41}$	$C_{42}$	$C_{43}$	$C_{44}$	$C_{45}$	$C_{46}$
$\sigma_5$	$C_{51}$	$C_{52}$	$C_{53}$	$C_{54}$	$C_{55}$	$C_{56}$
$\sigma_6$	$C_{61}$	$C_{62}$	$C_{63}$	$C_{64}$	$C_{65}$	$C_{66}$

*Tabla 2 Matriz de rigidez, representada con 36 constantes elásticas independientes*

Sin embargo, por consideraciones energéticas la matriz de rigidez es simétrica ( $C_{ij} = C_{ji}$ ), dando como resultado que sólo 21 de las 36 constantes sean independientes (ver tabla 3).

	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_4$	$\varepsilon_5$	$\varepsilon_6$
$\sigma_1$	$C_{11}$	$C_{12}$	$C_{13}$	$C_{14}$	$C_{15}$	$C_{16}$
$\sigma_2$	$C_{21}$	$C_{22}$	$C_{23}$	$C_{24}$	$C_{25}$	$C_{26}$
$\sigma_3$	$C_{31}$	$C_{32}$	$C_{33}$	$C_{34}$	$C_{35}$	$C_{36}$
$\sigma_4$	$C_{41}$	$C_{42}$	$C_{43}$	$C_{44}$	$C_{45}$	$C_{46}$
$\sigma_5$	$C_{51}$	$C_{52}$	$C_{53}$	$C_{54}$	$C_{55}$	$C_{56}$
$\sigma_6$	$C_{61}$	$C_{62}$	$C_{63}$	$C_{64}$	$C_{65}$	$C_{66}$

*Tabla 3 Matriz de rigidez, representada con 21 constantes elásticas independientes*

Si el plano 1-2 es un plano de simetría ( $z=0$ ), las constantes asociadas con el eje 3(Z) positivo, deben ser iguales a las constantes asociadas con el eje 3(Z) negativo, por lo tanto, las componentes de deformación cortante ( $\varepsilon_4$  y  $\varepsilon_5$ ) están acopladas sólo con las componentes de esfuerzo cortante ( $\sigma_4$  y  $\sigma_5$ ) dando como resultado 13 constantes independientes (ver tabla 4).

	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_4$	$\varepsilon_5$	$\varepsilon_6$
$\sigma_1$	$C_{11}$	$C_{12}$	$C_{13}$	0	0	$C_{16}$
$\sigma_2$	$C_{21}$	$C_{22}$	$C_{23}$	0	0	$C_{26}$
$\sigma_3$	$C_{31}$	$C_{32}$	$C_{33}$	0	0	$C_{36}$
$\sigma_4$	0	0	0	$C_{44}$	$C_{45}$	0
$\sigma_5$	0	0	0	$C_{54}$	$C_{55}$	0
$\sigma_6$	$C_{61}$	$C_{62}$	$C_{63}$	0	0	$C_{66}$

*Tabla 4 Matriz de rigidez de un material monoclinico ( $z=0$ ), representado por 13 constantes elásticas independientes*

Cuando el material se considera ortotrópico el número de constantes independientes disminuye a 9, pues existe simetría en 3 planos ortogonales (ver tabla 5).

	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_4$	$\varepsilon_5$	$\varepsilon_6$
$\sigma_1$	$C_{11}$	$C_{12}$	$C_{13}$	0	0	0
$\sigma_2$	$C_{21}$	$C_{22}$	$C_{23}$	0	0	0
$\sigma_3$	$C_{31}$	$C_{32}$	$C_{33}$	0	0	0
$\sigma_4$	0	0	0	$C_{44}$	0	0
$\sigma_5$	0	0	0	0	$C_{55}$	0
$\sigma_6$	0	0	0	0	0	$C_{66}$

*Tabla 5 Matriz de rigidez de un material ortótropo, representado por 9 constantes elásticas independientes*

Considerando que una lámina de material compuesto es un elemento en el cual la dimensión del espesor es muy pequeña en comparación a la longitud y ancho de la misma, la capacidad de la lámina se reduce a soportar esfuerzos en el plano, los esfuerzos y deformaciones en la dirección 3 se consideran nulos ( $\sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = \varepsilon_3 = \varepsilon_4 = \varepsilon_5 = 0$ ) al no ser de gran magnitud, por lo tanto la matriz de rigidez se reduce a 4 constantes independientes, tomando en cuenta sólo los esfuerzos y deformaciones en el plano 1-2 (ver tabla 6).

	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_4$	$\varepsilon_5$	$\varepsilon_6$
$\sigma_1$	$C_{11}$	$C_{12}$	0	0	0	0
$\sigma_2$	$C_{21}$	$C_{22}$	0	0	0	0
$\sigma_3$	0	0	0	0	0	0
$\sigma_4$	0	0	0	0	0	0
$\sigma_5$	0	0	0	0	0	0
$\sigma_6$	0	0	0	0	0	$C_{66}$

*Tabla 6 Matriz de rigidez, considerando estado de esfuerzos plano, representada con 6 constantes elásticas independientes*

Como se ha analizado las matrices de rigidez  $[C_{ij}]$  son función de las simetrías del material. Las componentes de la matriz de flexibilidad  $[S_{ij}]$ , siguen la misma tendencia de número de componentes independientes y distintas de cero, simplemente debe sustituirse  $C_{ij}$  por  $S_{ij}$  (ver tabla 7).

	$\sigma_1$	$\sigma_2$	$\sigma_3$	$\sigma_4$	$\sigma_5$	$\sigma_6$
$\varepsilon_1$	$S_{11}$	$S_{12}$	0	0	0	0
$\varepsilon_2$	$S_{21}$	$S_{22}$	0	0	0	0
$\varepsilon_3$	0	0	0	0	0	0
$\varepsilon_4$	0	0	0	0	0	0
$\varepsilon_5$	0	0	0	0	0	0
$\varepsilon_6$	0	0	0	0	0	$S_{66}$

*Tabla 7 Matriz de flexibilidad, representada con 6 constantes elásticas independientes*

### 2.2.2 Constantes ingenieriles

Las definiciones de las constantes elásticas para un material ortotrópico son:

$$E_1 = \frac{1}{S_{11}}, \quad E_2 = \frac{1}{S_{22}}, \quad G_{12} = \frac{1}{S_{66}}, \quad \nu_{12} = -\frac{S_{12}}{S_{11}} = -\frac{S_{12}}{S_{22}}, \quad \nu_{21} = -\frac{S_{12}}{S_{22}} = \frac{S_{12}}{S_{11}} \quad (\text{Ec. 1.1})$$

Los coeficientes  $C_{ij}$  de la matriz de rigidez son abstractos [20], por lo que para expresarlos se utilizan las constantes ingenieriles, los coeficientes se obtienen a partir de la matriz de flexibilidad [S], la cual es inversa a la matriz de rigidez y relaciona las deformaciones con los esfuerzos  $\{\varepsilon_{ij}\} = [S_{ij}]\cdot\{\sigma_{ij}\}$ , esta ecuación es representada en su forma matricial para un material ortotrópico en condiciones de esfuerzo plano como [20]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} \quad \longrightarrow \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 1.2})$$

Cabe resaltar que la componente de deformación  $\varepsilon_6$  corresponde a la deformación angular  $\gamma_{12}$  producida por las deformaciones longitudinal y transversal ( $\varepsilon_1$  y  $\varepsilon_2$ ) en el plano (1-2), al igual que  $\sigma_6$  que representa el esfuerzo cortante  $\tau_{12}$  en el plano (1-2). La ecuación en forma matricial en términos de rigidez [Q] toma la siguiente forma:

$$\{\sigma_{ij}\} = [S_{ij}]\cdot\{\varepsilon_{ij}\} \longrightarrow \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 1.3})$$

Para un tejido equilibrado (0/90) donde el módulo de Young longitudinal ( $E_1$ ) coincide con el módulo de Young transversal ( $E_2$ ) se tienen las siguientes relaciones entre las constantes elásticas [20]:

$$E_1 = E_2, \quad \nu_{12} = \nu_{21}, \quad G_{12} = \nu_{12} \cdot E_1 \quad (\text{Ec. 1.4})$$

### 2.2.3 Relaciones entre constantes elásticas y términos de la matriz de rigidez [Q]

Cuando la dirección de la carga no es perpendicular ni paralela a la dirección de las fibras, se dice que existe un acoplamiento tensión-corte [20,14], de tal manera que, al hacer tensión en una probeta, también provoca una deformación angular, teniendo como consecuencia la disminución de los módulos de Young ( $E_1$ ,  $E_2$ ) y la constante de rigidez ( $G_{12}$ ). Dando las disminuciones máximas de las propiedades mecánicas cuando los ángulos son 30° para el módulo de Young longitudinal ( $E_1$ ) (ver figura 7), 60° para el módulo de Young transversal ( $E_2$ ) (ver figura 8) y 45° para el módulo de corte ( $G_{12}$ ) (ver figura 9).

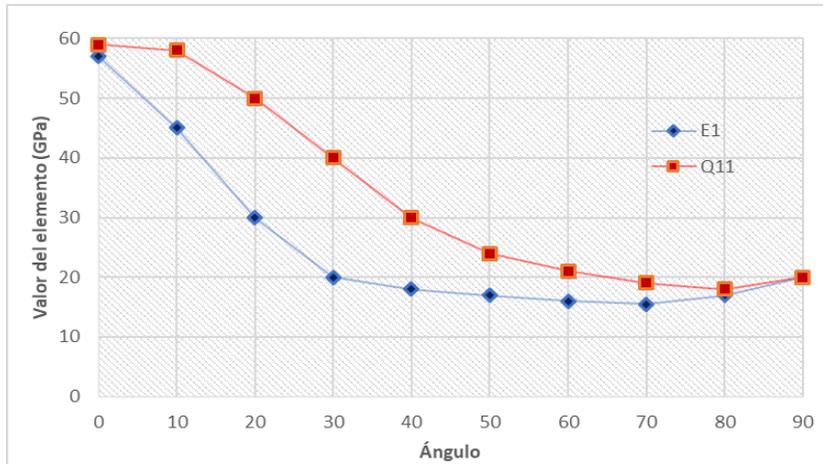


Figura 7 Relación entre el módulo de Young  $E_1$  y el término  $Q_{11}$  de la matriz de rigidez

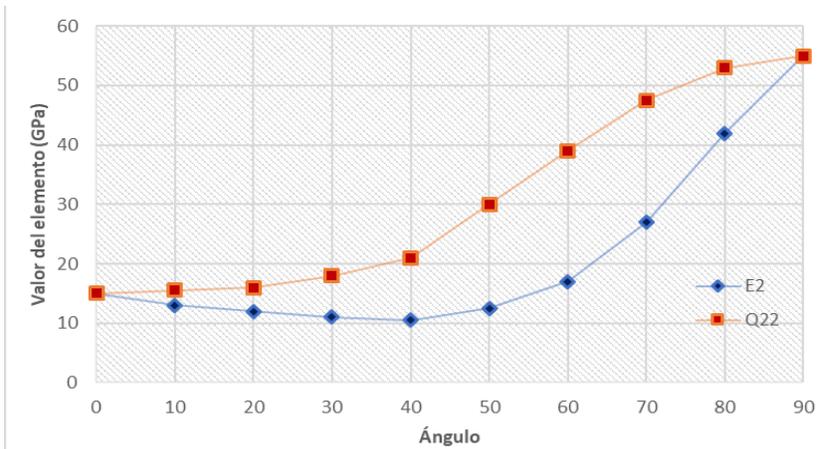


Figura 8 Relación entre el módulo de Young  $E_2$  y el término  $Q_{22}$  de la matriz de rigidez

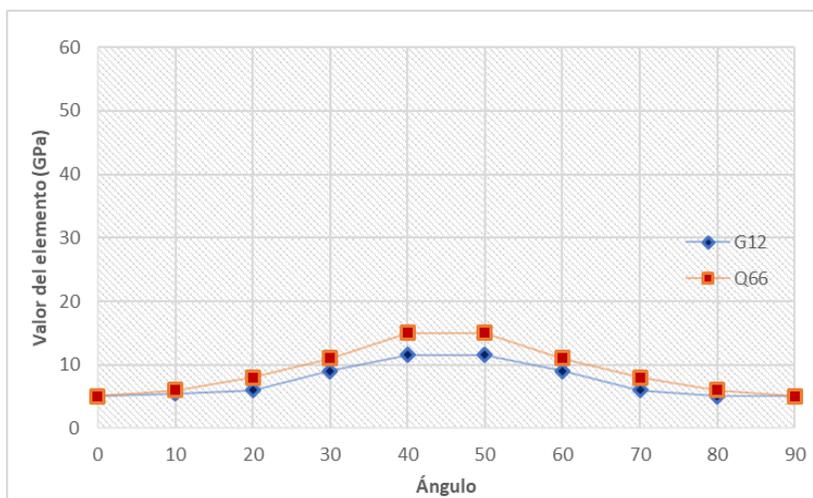
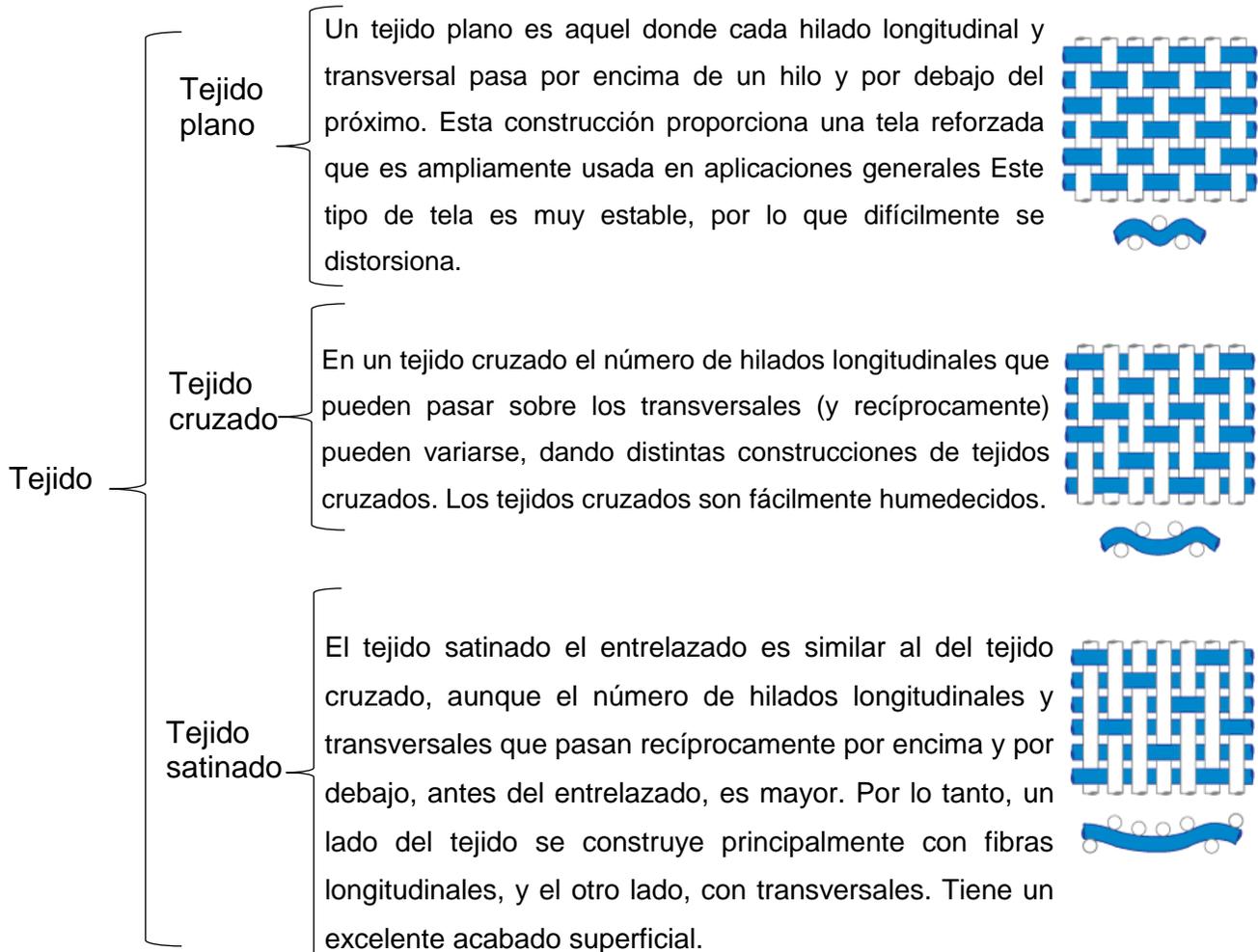


Figura 9 Relación entre el módulo de corte  $G_{12}$  y el término  $Q_{66}$  de la matriz de rigidez

## 2.3 Tejidos

Los tejidos se construyen a través de un número de fibras individuales todas estiradas, lo que constituye un hilo. Estos hilos se entrelazan a lo largo y a lo ancho, obteniéndose así una tela tejida [23], los tejidos más usados se clasifican en el siguiente mapa (ver mapa 1):



*Mapa 1 Clasificación de los tejidos*

## 2.4 Clasificación de los materiales compuestos

Los materiales compuestos se pueden clasificar por su tamaño, por sus constituyentes, por el tipo de matriz, por su forma y su aplicación estructural [23] (ver figura 8)

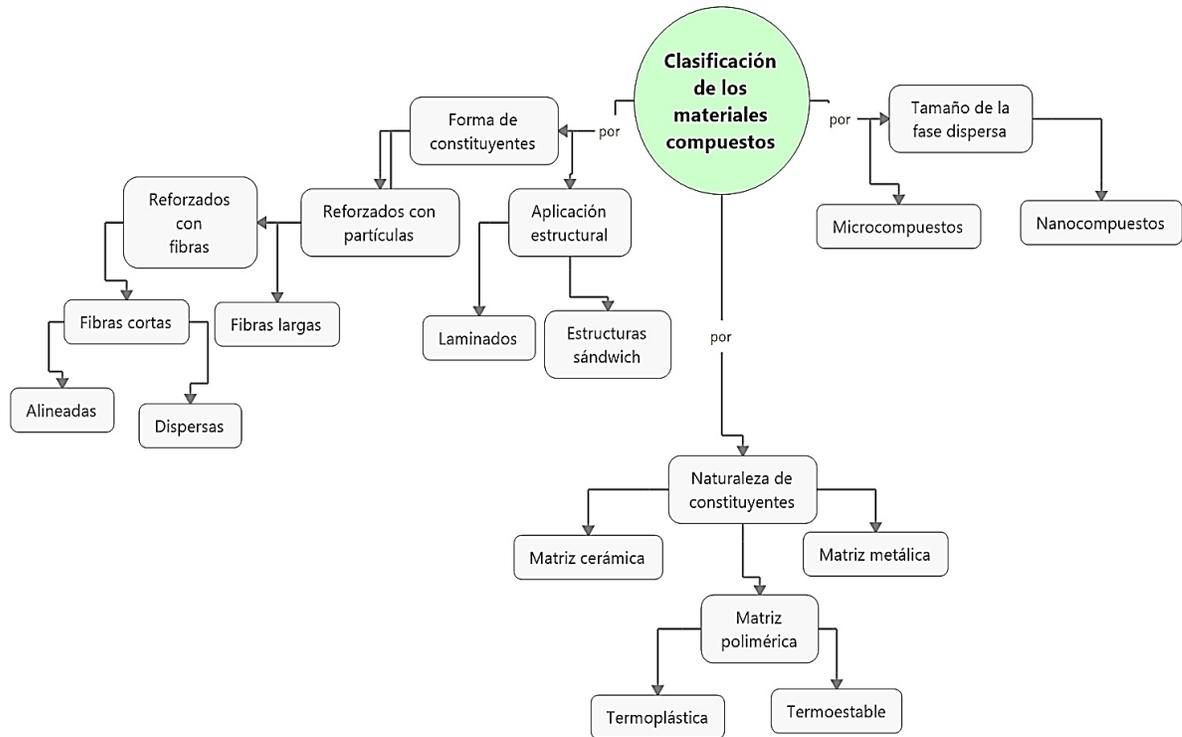


Figura 8 Esquema de la clasificación de los materiales compuestos

## 2.5 Fibras de carbono

Las fibras de carbono usadas en el siglo XIX como filamentos para bombillas por Edison [24], pero hasta los años 60 gracias a los trabajos de Shindo en Japón, Watt en Inglaterra y Bacon y Singer en Estados Unidos la fibra de carbono se empezó a usar como refuerzo en los materiales compuestos [24].

La fibra de carbono se volvió un refuerzo muy utilizado para aplicaciones estructurales dentro de los materiales compuestos, debido a su alta resistencia mecánica, su alta rigidez y a su baja densidad, siendo su densidad aún más baja que la densidad de la fibra de vidrio [25]. La fibra de carbono tiene una alta resistencia a la fatiga, pues sus propiedades mecánicas apenas son afectadas a la aplicación de una carga cíclica, lo que la volvió un refuerzo indispensable en los materiales compuestos dentro de la industria aeroespacial.

Las desventajas principales de este tipo de fibra son, la oxidación ante elevadas temperaturas al ser un material compuesto de carbono, la baja resistencia a el impacto de baja velocidad y al rozamiento [24, 26]. Pero a pesar de estas desventajas, son un refuerzo sumamente rentable, pues existen variedad de tipos de fibra de carbono, es uno de los materiales más resistentes a tensión y combinándola con otras fibras se obtienen tejidos híbridos, capaces de fungir en otras aplicaciones donde la fibra de carbono por sí sola no sería capaz.

Las fibras de carbono se producen por un proceso llamado pirólisis, que consiste en elevar a altas temperaturas la materia prima para aumentar el contenido de carbón [26], se pueden obtener a base del petróleo, específicamente del alquitrán, y a base de la celulosa, pero la forma de obtención actual es a base de un compuesto químico llamado poliacrilonitrilo (PAN), donde la fibra de carbono obtenida presenta diámetros uniformes y mejores propiedades.

Las fibras de carbono se dividen en 3 tipos, según la temperatura del tratamiento y el tiempo de exposición (ver tabla 2).

Fibra de carbono de alto módulo (HM): Es mayormente usada en la industria automotriz, es la que tiene mayor rigidez, requiere la mayor temperatura en el tratamiento.

Fibra de carbono de alta resistencia (HR): Es mayormente usada en la industria aeroespacial, es la más fuerte y la que tiene mayor resistencia a la tracción.

Fibra de carbono (III): Es la fibra estándar, es la más barata, con menor rigidez, tiene una buena resistencia.

Fibra	Resistencia a la tracción (GPa)	Módulo de elasticidad (GPa)
<b>HM (Alto módulo)</b>	2.1-2.7	390
<b>HR (Alta resistencia)</b>	2.6-5	230
<b>III (Estándar)</b>	3.1	290

*Tabla 8 Comparativa de los tipos de fibra de carbono*

## 2.6 Fibra de Aramida

Es una fibra orgánica que se obtiene mediante la alineación de las cadenas poliméricas de un polímero líquido mediante extrusión, proviene de ciertos derivados del petróleo, su nombre se debe a sus funciones orgánicas: aromático y amida, la aramida tiene alta resistencia al impacto, buena absorción de energía, resistencia a altas temperaturas, baja susceptibilidad a la corrosión y es muy resistente a los daños químicos, por lo que es un buen recubrimiento en los materiales compuestos [24, 26].

Fue la empresa Dupont que en el año 1965 la bautizó con el nombre comercial de Kevlar, es una fibra extremadamente liviana, menos densa que la fibra de carbono, por lo que se aplica en campos donde se requiere una alta resistencia a el impacto, al igual que una alta resistencia a la temperatura. Su mayor defecto es su elevado costo y absorción de humedad, pero es una fibra muy resistente, además de que es muy compatible con las resinas epóxicas [24, 28].

Existen 3 tipos principales de fibra de Kevlar comerciales (ver tabla 9):

Kevlar (RI): Se aplica como refuerzo para neumáticos.

Kevlar (29): Es una fibra con alta resistencia, un módulo elástico intermedio, se usa principalmente para protección balística.

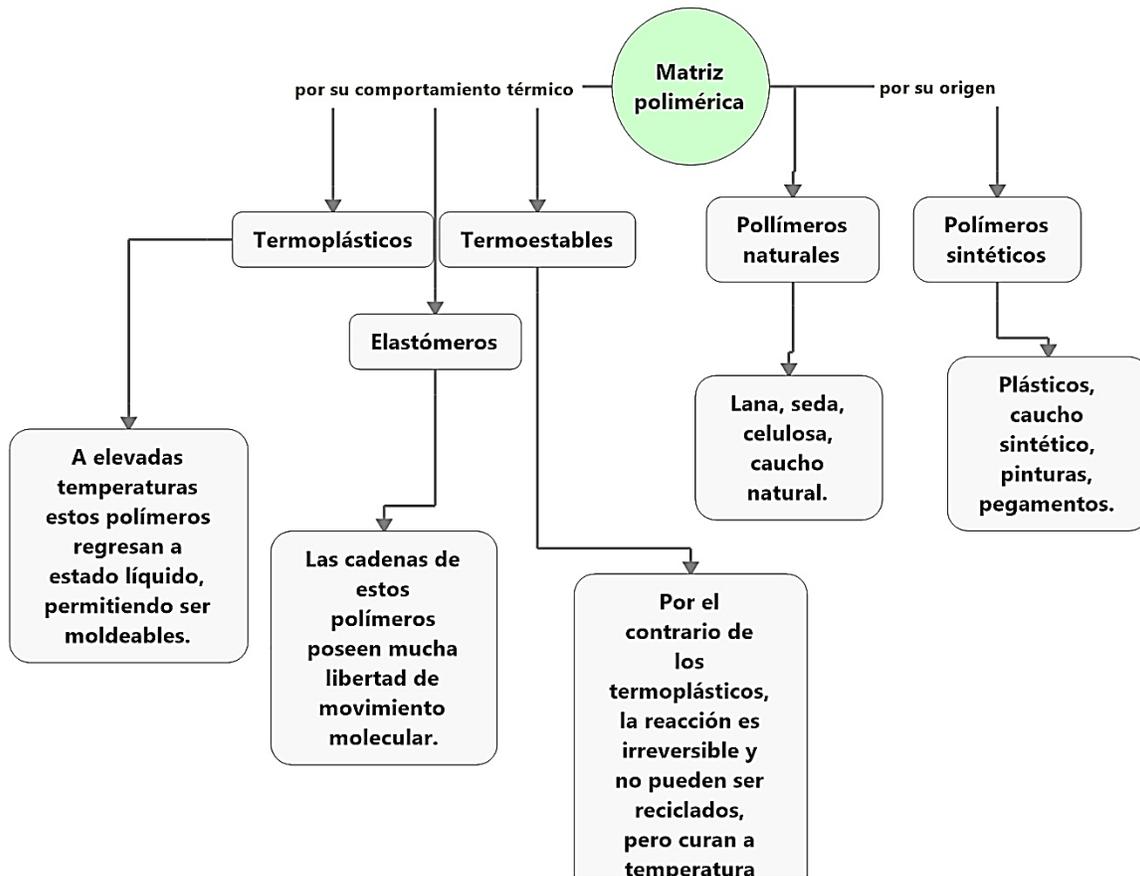
Kevlar (49): Es la fibra de kevlar más usada en materiales compuestos, tiene un alto módulo elástico y una alta resistencia, además de una baja densidad.

Fibra	Resistencia a la tracción (GPa)	Módulo de elasticidad (GPa)
<b>Kevlar (29)</b>	1.92	60
<b>Kevlar (49)</b>	2.49-3.6	128

*Tabla 9 Comparativa de los tipos de fibra de kevlar*

## 2.7 Matriz polimérica

Es el tipo de matriz más usada en la industria aeronáutica y aeroespacial, debido a su alta compatibilidad con la mayoría de los refuerzos [27], su fácil manipulación y baja densidad en comparación con las matrices cerámicas y metálicas. Este tipo de matriz se subdivide según su origen o su comportamiento térmico (ver figura 9).



*Figura 9 Esquema de la clasificación de las matrices poliméricas*

Como se mencionó, las matrices poliméricas son mayormente usadas en la industria aeronáutica y aeroespacial, la presente investigación se centra en el uso de las resinas epóxicas, las cuales son matrices poliméricas termoestables, por lo que a continuación se abordarán con detalle las matrices termoestables y posteriormente para ser más específicos las resinas epóxicas.

### ***2.7.1 Resinas termoestables***

Son el tipo de resina más importantes usadas en los materiales compuestos, estas resinas son líquidas a temperatura ambiente y se deben curar para alcanzar un estado sólido, mediante medios químicos a temperatura ambiente o con calentamiento. Una vez curada, la resina termoestable contiene una red molecular de enlaces altamente cruzados que no pueden volver a fundirse sin sufrir degradación, sin embargo, pueden ser disueltas en ácido [30, 31].

Un factor crítico en las matrices termoestables es la máxima temperatura a la que pueden ser utilizadas en condiciones de servicio, el valor viene dado por la temperatura de transición vítrea (Tg).

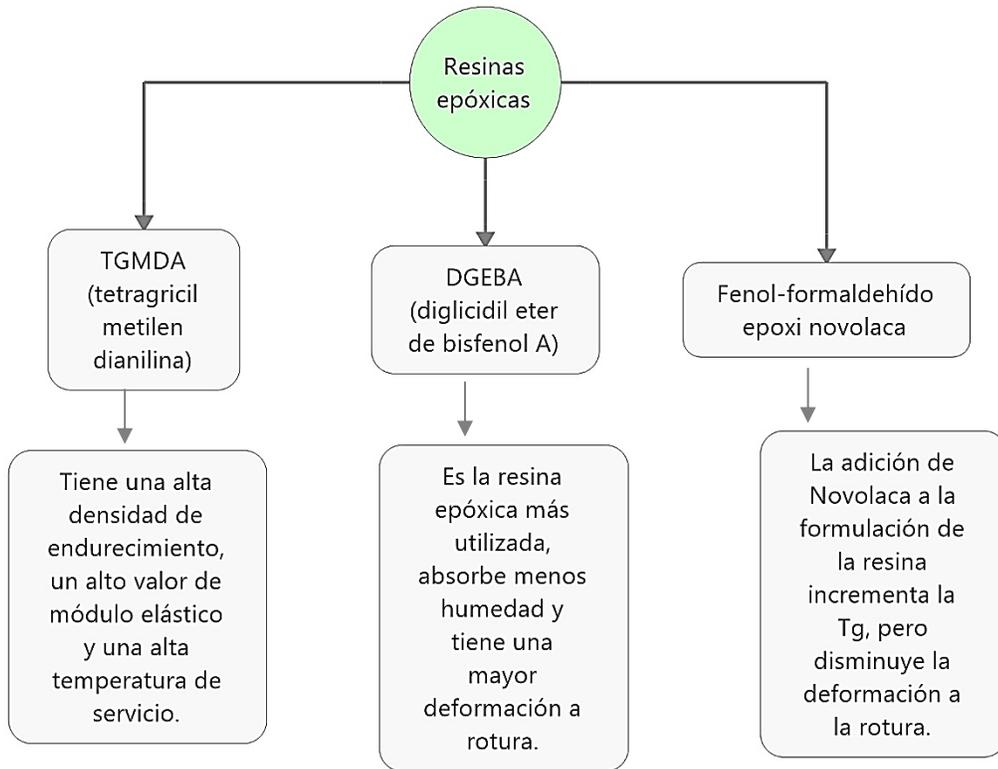
El curado es importante para alcanzar las propiedades óptimas del polímero, algunas ventajas que ofrecen las matrices termoestables en el producto final son: Alta rigidez, bajo peso, alta estabilidad dimensional, alta estabilidad térmica y buenas propiedades como aislante térmico y eléctrico [30].

### ***2.7.2 Resinas epóxicas***

Son las matrices más utilizadas en los materiales compuestos, pues dan como producto final un material de alta calidad, son resinas que tienen excelentes propiedades físicas y mecánicas, además de tener una buena capacidad de adhesión, dando laminados con un elevado contenido de fibra. Las resinas epóxicas tienen la peculiaridad de mantener sus propiedades mecánicas aun cuando operan en ambientes de alta temperatura y humedad [30, 31].

Se basan en los llamados epóxidos (generalmente bisfenol A), que endurecen por poliadición al reaccionar con los agentes de curado que son normalmente anhídridos disfuncionales o aminas. Por lo tanto, las características finales de la resina dependerán del tipo de epóxido y del agente de reticulación.

Las resinas epóxicas se basan en 3 estructuras químicas (ver figura 10)



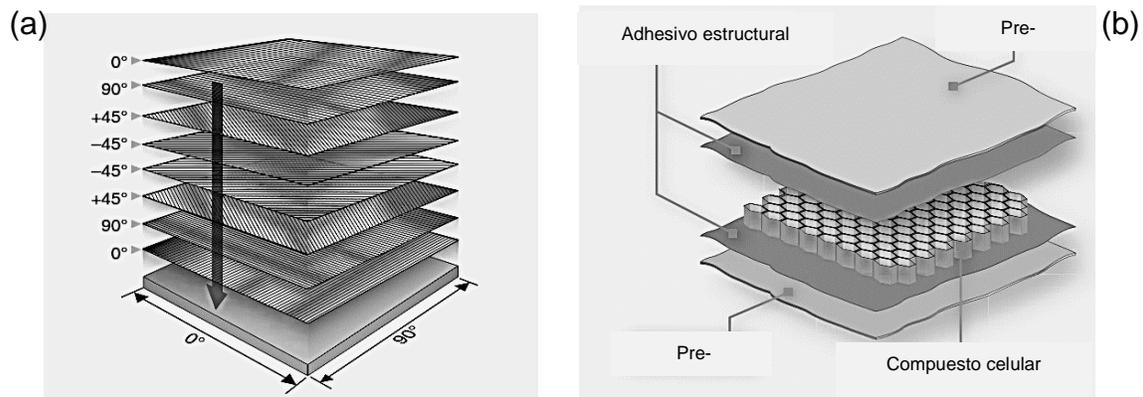
*Figura 10 Esquema de la clasificación de las resinas epóxicas*

### Ventajas de la resina epóxica

- Las propiedades mecánicas se mantienen intactas hasta los 180°C
- Es resistente a los daños químicos
- Resistente a la corrosión
- Tiene muy buena humectación y adherencia con el refuerzo
- Buenas propiedades térmicas.

## 2.8 Laminados compuestos

Los laminados (ver figura 11 (a)) son materiales compuestos de uso estructural que se forman apilando una serie de láminas unidireccionales o tejidos adheridos entre sí, la diferencia con el honeycomb es que son materiales que se diseñan para soportar cargas axiales y cargas cortantes en su mayoría, al contrario del honeycomb (ver figura 11 (b)) que sólo soporta cargas normales [28, 29, 30].



*Figura 11 (a) Esquema de laminado, (b) esquema de honeycomb*

Las propiedades resultantes en un laminado dependen de las propiedades de cada lámina, es decir su orientación y material, el número de fibras y el calibre de estas, el tipo de matriz, el número de láminas y la secuencia de apilado de las láminas, los laminados más usados en la industria aeroespacial son los compuestos por matrices epóxicas y fibras de carbono.

## ***2.9 Materiales compuestos en aeronáutica***

La innovación tecnológica de los materiales dentro de la industria aeronáutica ha tenido 4 grandes aportes [2, 4]:

- El primero fue el uso de madera y tela para fabricar fuselajes en la primera guerra mundial.
- Después el uso de los metales ligeros (aluminio) y aleaciones metálicas para fabricar aviones caza en la segunda guerra mundial.
- El uso de las llamadas súper-aleaciones (Aleaciones de titanio) en la década de los 60 con el desarrollo de las primeras aeronaves supersónicas.
- El cuarto aporte fue el uso de los materiales compuestos en las aeronaves como alternativa de sustitución de los materiales metálicos de partes semi-estructurales y estructurales en las aeronaves a finales de la década de los 60.

Los materiales compuestos han estado presentes en la industria aeronáutica desde hace más de 70 años, con el paso del tiempo los materiales compuestos han ido evolucionando de gran manera al igual que su estudio, permitiendo desarrollar materiales inteligentes y de alta tecnología, que son indispensables para la industria aeronáutica y aeroespacial. Ahora siguen siendo investigados de la mano de la nanotecnología [2, 4].

El uso de los materiales compuestos en aviación se subdivide en 4 generaciones:

1ª generación (1940): Materiales compuestos de fibra de vidrio y matriz poliéster.

2ª generación (1950 & 1960): Compuestos de alta tecnología en la industria aeroespacial (Transbordadores y satélites).

3ª generación (1970 & 1980): Fibras de boro y carbono reforzadas con resinas epóxicas.

4ª generación (1990): Materiales compuestos híbridos y el uso de la nanotecnología.

### 1ª generación: Materiales compuestos de fibra de vidrio y matriz poliéster

Al estallido de la segunda guerra mundial se aunó la crisis de los metales (1940) causada por el masivo desarrollo y demanda bélica de la guerra, se buscaban alternativas de sustitución de partes metálicas principalmente en aeronaves, en esa época solo se tenía conocimiento de la fibra de vidrio y de las resinas tipo poliéster, además de que solo se contaba con el método de manufactura por impregnación manual. Se manufacturaron en un principio partes no estructurales como pequeñas cubiertas y el radome de aeronaves, pero la demanda de sustitución fue creciendo, a tal grado de intentar sustituir partes más importantes de la aeronave como la caja de torsión, el ala y algunos fuselajes. Lo que se tradujo como un rotundo fracaso ya que al ser materiales nuevos y casi desconocidos las condiciones de manufactura no eran las adecuadas lo que entregaba materiales compuestos de mala calidad, por lo que la industria bélica al recuperarse de la crisis desplazó de nuevo a segundo plano a los materiales compuestos por aleaciones metálicas.

### 2ª generación: Compuestos de alta tecnología en la industria aeroespacial.

A mediados de la década de los 50 con la llamada carrera aeroespacial, surgió la necesidad de usar materiales que fueran más ligeros que los metales, materiales que permitieran desarrollar transbordadores y cohetes que pudieran salir de la atmósfera al espacio llevando cargas útiles, por lo que de nuevo se retomaron los materiales compuestos como la solución de estos problemas, al principio se usaron fibras de vidrio reforzadas con matrices poliméricas, pero con la inserción de la fibra de carbono como refuerzo en los compuestos en los 60, se dio paso a un desarrollo tecnológico aún mayor, dando paso a los materiales compuestos de 3ª generación.

### 3ª generación: fibras de carbono reforzadas con resinas epóxicas.

Con el crecimiento de la industria aeroespacial también creció la necesidad de tener aeronaves cada vez más eficientes, aeronaves que alcanzaran mayor velocidad, autonomía y rango.

Conforme los avances en los materiales compuestos evolucionaron, se descubrieron más tipos de fibras, resinas y técnicas de manufactura, y aunado a la crisis petrolera que sufrió Estados Unidos en 1973 se abrió la puerta a grandes fabricantes de aeronaves como Boeing y Airbus para fabricar aeronaves cada vez más ligeras, pues con el paso del tiempo se han sustituido miles de partes metálicas (no estructurales, semi-estructurales y estructurales) por partes hechas de materiales compuestos, a tal grado de tener hoy en día aeronaves con hasta el 50% de su estructura manufacturada de diferentes tipos de materiales compuestos, pero aún no es suficiente ya que la aeronave se compone de 5 grupos estructurales principales (Ver figura 12):

- 1) Grupo alar
- 2) Grupo del fuselaje
- 3) Grupo estabilizador
- 4) Grupo del tren de aterrizaje
- 5) Grupo propulsor



*Figura 12 Clasificación de los grupos en los que se subdivide una aeronave*

De los cuales la mayoría tienen partes de materiales compuestos (excepto el tren de aterrizaje), pero el grupo con menos porcentaje de uso de materiales compuestos en las aeronaves actuales es el grupo propulsor (motores).

4ª generación: materiales compuestos híbridos y el uso de la nanotecnología.

Esta es la generación más reciente de materiales compuestos y por consecuencia la menos explorada, además con la ayuda de esta nueva generación de materiales se podrían resolver problemas que no podían resolverse con los materiales compuestos de las generaciones anteriores, el uso de diversas nanopartículas como refuerzo de materiales compuestos y resinas resistentes a las altas temperaturas es posible aumentar y agregar diversas propiedades (mecánicas, térmicas, eléctricas....etc.) a los materiales compuestos actuales, con el fin de crear materiales de última generación, incluso pueden ser la alternativa para a sustituir un mayor número de partes internas metálicas dentro de los motores a reacción de las aeronaves.

Actualmente se tiene avances con este tipo de materiales dentro de los motores a reacción, por ejemplo, el uso de materiales compuestos de matriz metálica y de matriz cerámica en los álabes de las turbinas de alta presión, un ejemplo de ello es el motor de GE aviation GE9X (ver figura 13) el cual es el motor turbofan más grande que existe en

la actualidad y tiene materiales compuestos de cuarta generación de fibra de carbono, implementados gracias a los estudios de aerodinámica en 3D en el fan, reduciendo el número de álabes en comparación de su predecesor el motor GE90, lo que lo hace un motor más eficiente y menos pesado. Además, tiene partes internas de materiales compuestos de matriz cerámica, lo que aumenta la eficiencia por pérdidas de calor y enfriamiento, pero la problemática aún no se soluciona, ya que las partes de materiales compuestos de matriz polimérica solo son externas y representan un pequeño porcentaje del motor.

Las partes de matriz cerámica internas son un tercio menos densas que las partes metálicas, pero siguen siendo muy pesadas a comparación de los materiales compuestos con matriz polimérica [6].



<b>Especificaciones y mejoras</b>
<b>30% menos emisiones contaminantes</b>
<b>10% menos de quema de combustible</b>
<b>Radio de compresión de 27:1</b>
<b>16 álabes en la etapa del fan</b>
<b>Materiales compuestos de cuarta generación en los álabes</b>

*Figura 13 Características del motor GE9X*

## 2.10 Materiales compuestos en motores a reacción

Los motores a reacción tuvieron uso en la industria aeronáutica partir de la segunda guerra mundial, las ventajas que trajeron consigo fueron que la aeronave podía viajar a mayores velocidades, podía llevar más peso, si se compara la potencia que entregan en comparación a un motor alternativo en función de su peso los motores a reacción son más eficientes. Esto fue un gran avance en la aeronáutica, aeronaves cada vez más grandes podían volar, sin el exceso de peso que traería poner motores alternativos para que pudieran alcanzar la sustentación y velocidades necesarias para mantenerse en vuelo [5, 9, 11].

El funcionamiento de los motores a reacción es muy simple, el aire entra a condiciones iniciales (velocidad, temperatura, presión, volumen), la velocidad depende de la velocidad a la que viaje la aeronave, de ahí entra a un difusor que es el encargado de bajar la velocidad del fluido, el fluido pasa por la etapa de compresión lo que eleva su presión y baja su volumen, aumenta la temperatura, el aire es mezclado con combustible en la cámara de combustión y se hace la reacción, conforme pasa las etapas de turbina va cediendo energía a las mismas, pasa por una tobera, lo que acelera aún más el fluido produciéndose el empuje (ver figura 14).

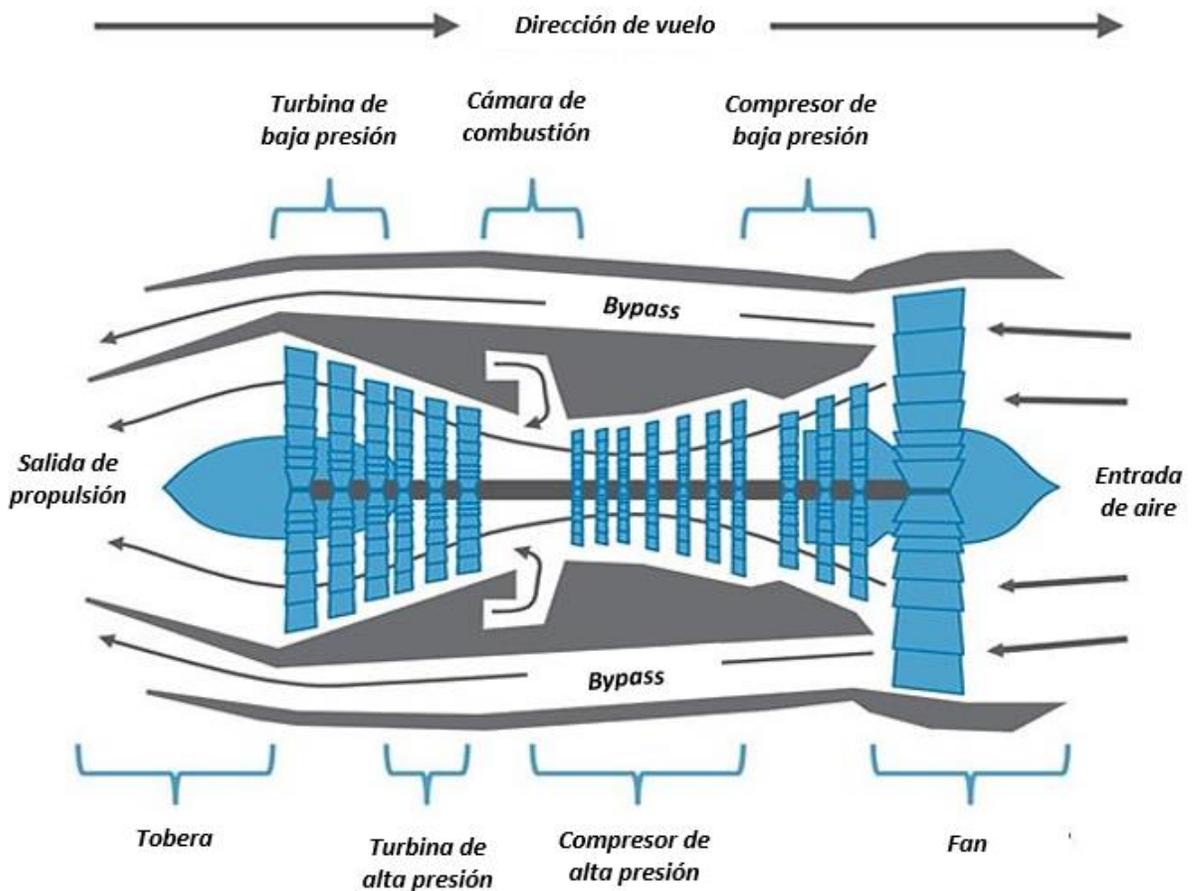


Figura 14 Esquema del funcionamiento de un motor a reacción

Una de las aeronaves comerciales actuales que tienen hasta el 50% de materiales compuestos en su estructura es la aeronave Boeing 787 [3], la cual tiene materiales reforzados con fibras de carbono, vidrio y kevlar principalmente, estos materiales compuestos están distribuidos en todos los grupos que la componen (alar, propulsor, estabilizador) principalmente en el fuselaje, el empenaje, el ala y de menor magnitud en los motores (ver figura 15)



*Figura 15 Esquema de la aeronave boeing 787 manufacturada en un 50% de materiales compuestos*

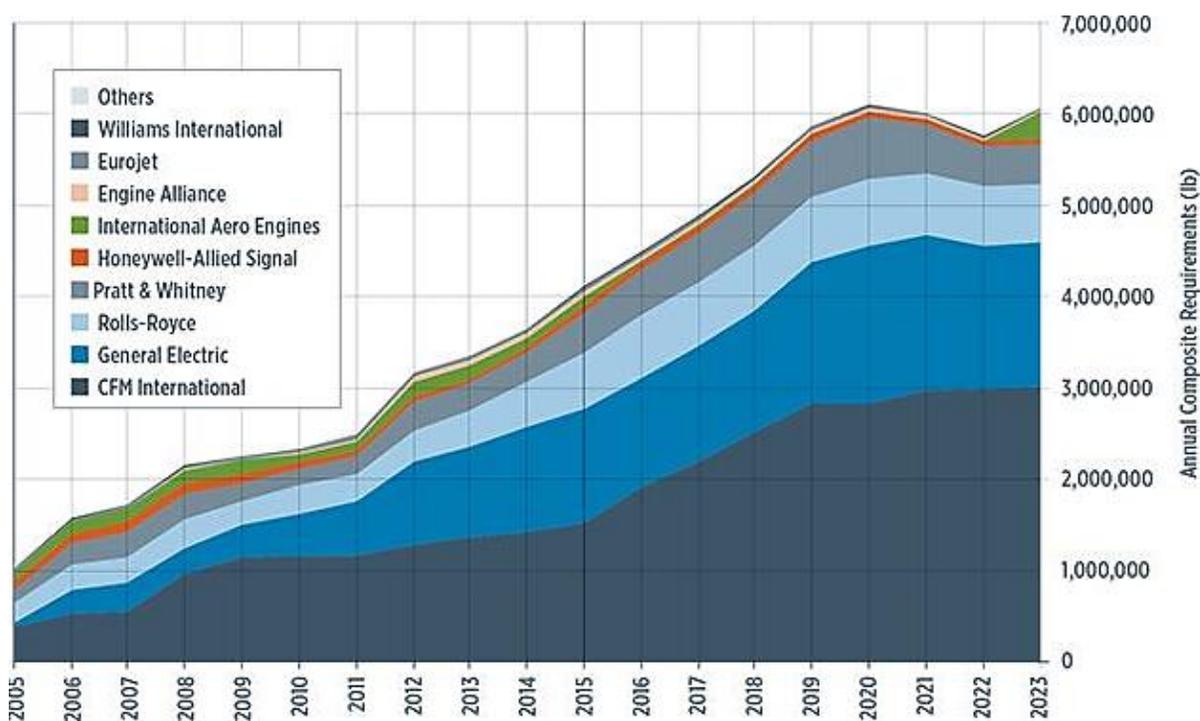
El uso de los materiales compuestos en los motores tiene su origen desde su aplicación para el transporte aéreo comercial, ya que siempre se buscó tener aeronaves de menor peso, pero el motor al ser un sistema muy complejo impidió sustituir la mayoría de sus piezas y en cambio sólo se buscó sustituir partes no estructurales.

La gran demanda de tener aeronaves y motores más eficientes, con menos consumo de combustible y menos contaminación ambiental comenzó a abrir una brecha para el uso de los materiales compuestos, teniendo la necesidad de comenzar a sustituir partes metálicas en los aerorreactores por partes hechas de materiales compuestos, lo que comenzó como una idea de hacer más eficientes los motores Turbofan en la década de los 60's, con el uso de fibra de carbono en el fan de los motores de Rolls Royce, actualmente se vuelve una necesidad debida al alza de precios en el combustible, la contaminación ambiental y principalmente intereses económicos de las aerolíneas [5].

Considerando que el sistema de propulsión es uno de los sistemas con menos uso de materiales compuestos en la aeronave debido a las condiciones críticas operativas, varias empresas han comenzado una carrera por tener los motores a reacción con más porcentaje de materiales compuestos en su estructura.

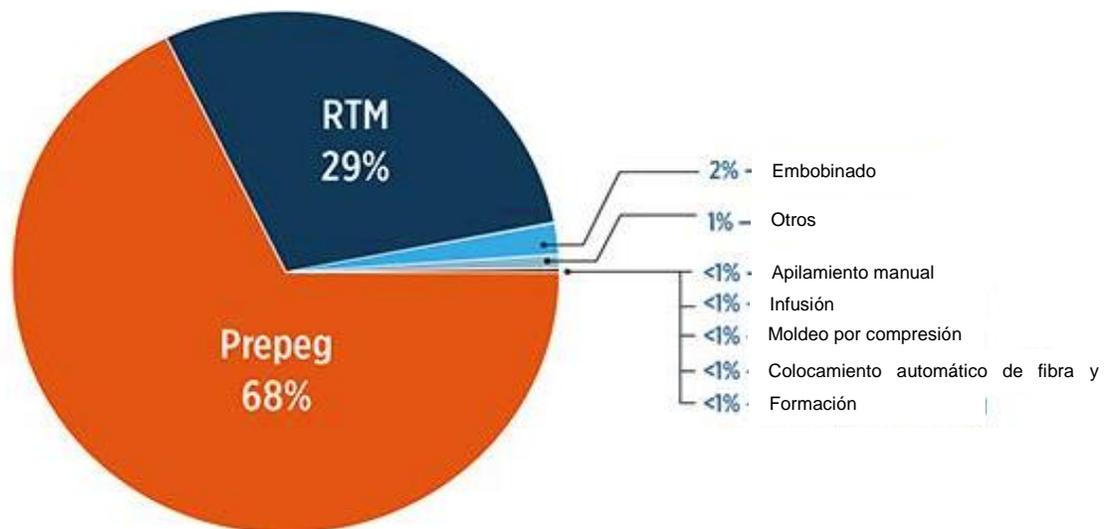
Las primeras partes en ser sustituidas fueron las carcasas metálicas en la década de los 60's por carcasas hechas de fibra de vidrio con matriz epóxica, debido a que es un componente no estructural, treinta años después se logró sustituir con éxito la primer parte de gran magnitud en un turbofan, el fan del motor G90 de General Electric, el cual contaba con un eficiente fan hecho de fibra de carbono, después de ello surgieron los materiales compuestos cerámicos, pudiendo sustituir algunos álabes de las etapas de las turbinas sometidos a altas temperaturas.

La diferencia con los materiales compuestos cerámicos y los poliméricos es su densidad, los compuestos cerámicos superan en más del doble la densidad de los compuestos poliméricos, además de que a pesar de que se lleva gran avance en la implementación de materiales compuestos en los motores a reacción aún no se tienen motores con más del 20% de sus componentes hechos de materiales compuestos, no obstante la demanda de materiales compuestos por parte de las empresas fabricantes de aerorreactores incrementa día con día (ver figura 16) [9, 11].



*Figura 16 Gráfica de la demanda anual de materiales compuestos por parte de las empresas fabricantes de aerorreactores.*

La complejidad de las partes metálicas dentro del motor también es un problema que impide el avance de la tecnología de los materiales compuestos en los aerorreactores, ya que la manufactura de las piezas en material compuesto se hace más difícil por las complejas geometrías de la pieza, actualmente el método de manufactura más utilizado para partes de aerorreactores en materiales compuestos son los preimpregnados, el RTM (Resin Transfer Moulding) y en menor porcentaje de otros métodos de manufactura (ver figura 17).



*Figura 17 Gráfica de métodos de manufactura usados para partes de materiales compuestos en aerorreactores*

## **2.11 Métodos de manufactura por vía líquida**

Estos métodos de manufactura de materiales compuestos se caracterizan por usar fibra seca y resina líquida de manera separada, es decir, las telas secas se ponen en la placa o molde, dando la forma deseada, sellando el molde o bolsa para después inyectar la resina líquida mediante vacío, por lo que las 2 materias primas se encuentran hasta que están dentro del molde o de la bolsa ya sellados [32, 33].

Los principales métodos de manufactura por vía líquida son: el RTM y la infusión de resina, pero en este trabajo se usó una variante de infusión con autoclave, para tener un medio controlado de presión y temperatura, por lo que a continuación se procederá a explicar los tres procesos teóricamente (Infusión, RTM y Autoclave).

### **2.11.1 Infusión**

Es el método de manufactura por vía líquida menos costoso, consiste en impregnar con resina mediante vacío una o varias capas de tejido seco, colocadas sobre un molde o placa, se sella con una bolsa de vacío y butilo, de tal manera que el vacío generado por la bomba no solo sirva para absorber la resina, sino también para compactar el material, como si se usara un contra-molde (ver figura 18).

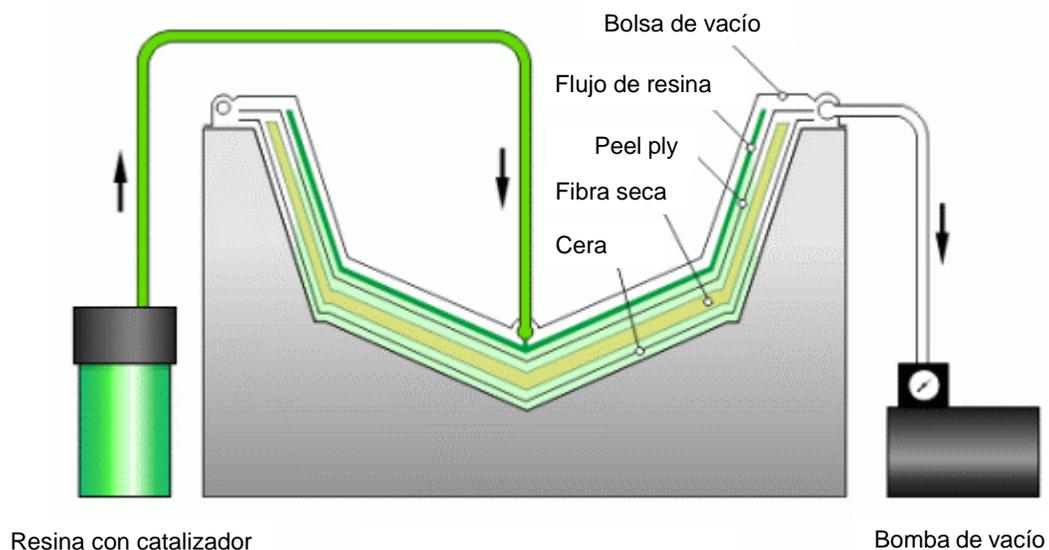
Proceso:

1. Se colocan de una a tres capas de desmoldante, dependiendo del tipo de desmoldante: líquido, cera o teflón.
2. Se colocan las capas de fibra seca alineadas sobre la placa o molde.

3. Una vez colocada la fibra seca se coloca la tela de vidrio llamada peel ply, que será la encargada de absorber los excesos de resina durante el proceso.
4. Se coloca una malla perforada verde llamada mesh grille, la cual debe ser aproximadamente del tamaño del laminado, puede variar de dimensiones, pues es la encargada de conducir la resina por las telas secas para impregnarlas, si se tiene una placa gruesa, lo mejor es cortar más pequeña la malla, pues esto ayudará a que la resina fluya más lento y pueda impregnar todos los tejidos.
5. Se coloca cinta de butilo por toda la periferia del molde o placa.
6. Se coloca el conducto por donde fluirá la resina y los conductos por donde se distribuirá el vacío.
7. Se sella la bolsa y se procede a realizar la infusión de resina, una vez impregnado todo el laminado se puede apagar la bomba, no sin antes obstruir los conductos de vacío y de resina con unas pinzas para que se conserve el vacío en el material durante el proceso de curado.

La polimerización de la resina se realiza a temperatura ambiente, aunque pueden reducirse los tiempos de curado mediante la aportación de calor externo [34].

Con esta técnica se obtienen porcentajes de fibra-matriz del 60-40%.



*Figura 18 Esquema del proceso de infusión de resina*

### **2.11.2 RTM**

Es un proceso que a diferencia de la infusión trabaja con preformas [35, 37], es decir se tiene un molde macho y hembra, la fibra seca se coloca capa por capa en el molde, entre cada capa se rocía con un pegamento epóxico en spray, de tal manera que antes de cerrar el molde se tenga un solo elemento formado por varias capas de fibra seca unidas entre sí por un pegamento, esto es porque la resina se inyecta con una presión positiva a el molde, la preforma ayuda a que los tejidos no se muevan por la presión con la que es inyectada la resina. Cabe destacar que es un proceso lento, en el cual se debe controlar la velocidad de ingreso de resina para permitir la total impregnación de la preforma, por lo que un aspecto importante a la hora de usar el RTM es hacer una prueba de curado de resina, en la cual se pueda obtener la cantidad exacta de catalizador que necesita la resina para curar en un tiempo mínimo de dos horas.

Otra parte importante en este proceso son los moldes, la mayoría son moldes metálicos, ya que es un proceso de altas producciones, los moldes deben evitar el derrame de la resina, por lo que deben estar equipados con sistemas de sellado.

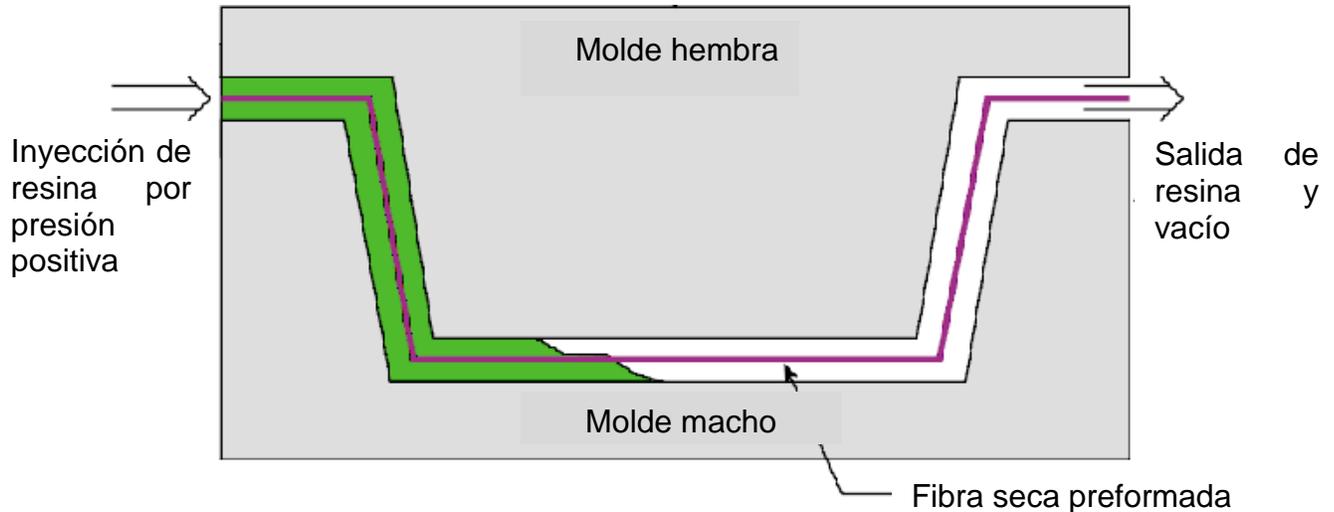
El equipo para realizar el proceso consta de un inyector de resina, conectado a una salida de aire a presión, un molde tipo macho y hembra, una prensa, una bomba de vacío y diversos conductos (ver figura 19).

Proceso:

1. Se colocan los tejidos en el molde, con ayuda de un pegamento epóxico se hace la preforma.
2. Se sella el molde con ayuda de algunos empaques para evitar el derrame de la resina.
3. El molde es colocado en la prensa y se ejerce presión sobre él, aproximadamente una tonelada.
4. Se prepara la resina con el porcentaje de catalizador optimo obtenido por la prueba de resina.
5. La resina es mezclada y se vacía en el inyector.
6. Se define una presión positiva a la cual se inyectará la resina, por medio de unos controles se va variando la velocidad de ingreso de la resina.
7. Se conectan los conductos de ingreso de resina al molde y los conductos de vacío a la salida de este.
8. Una vez verificado que todo está sellado se procede a inyectar la resina con ayuda de la presión positiva y el vacío.

9. Cuando la resina comience a salir por el conducto de vacío se comienza a abrir y cerrar el vacío, de tal manera que se pueda asegurar la salida del aire que queda dentro del molde y se pueda lograr una total impregnación.
10. Al final se sellan los conductos y el material se deja curando.

El proceso puede realizarse a temperatura ambiente o se puede inducir temperatura a la resina en el inyector o con ayuda de una prensa con platos calientes se induce calor a el molde, de tal manera que ayude a curar más rápido el material compuesto.



*Figura 19 Esquema del proceso de manufactura por RTM*

### 2.11.3 Autoclave

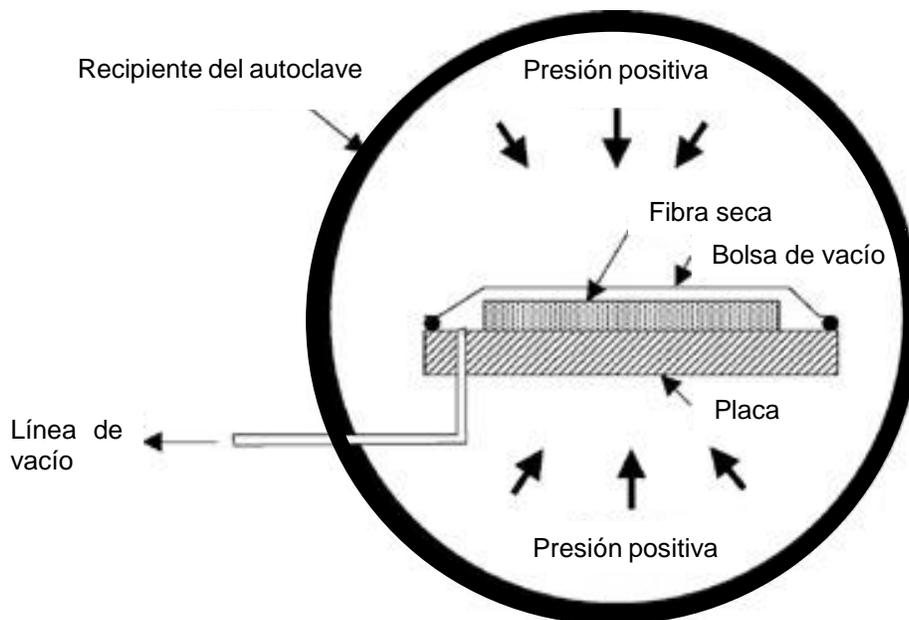
El autoclave es uno de los procesos de manufactura más usados en la industria aeronáutica y aeroespacial [34, 36, 37], debido a que con este proceso se obtienen piezas de materiales compuestos de alta calidad, con muy bajos porcentajes de porosidad y excelentes propiedades mecánicas, debido a que en él pueden ser controladas 2 variables muy importantes, las cuales son la temperatura a la que se cura el compuesto y la presión de compactación, ya que es un medio controlado que trabaja como el proceso de infusión de resina (ver figura 20). Este proceso es mayormente usado para curar laminados hechos de fibra preimpregnada, pero puede ser adaptado como variante del proceso de infusión de resina para hacer materiales compuestos con fibras secas.

Las principales partes del autoclave son:

- Una cámara presurizada
- Dispositivos de calentamiento
- Sistema de presurización de gas
- Sistema de vacío
- Sistema de control
- Soporte para moldes

### Proceso (fibras secas):

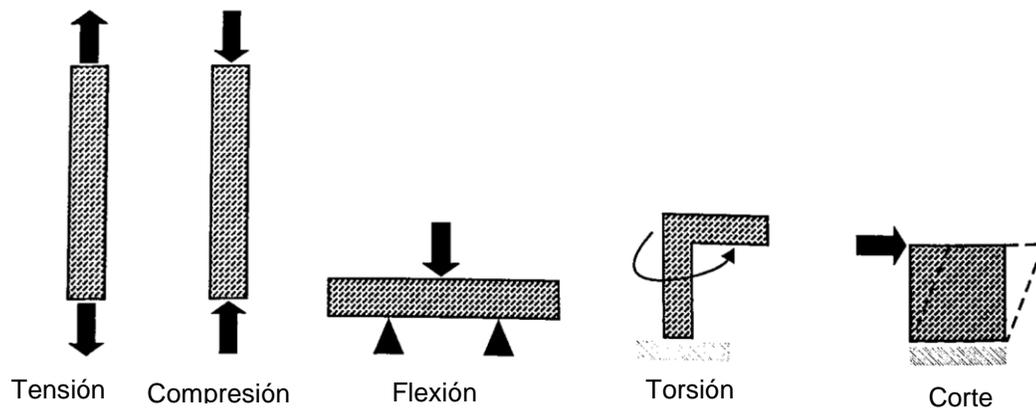
1. Se prepara la placa o molde de igual manera que en el proceso de infusión de resina.
2. Una vez sellada la placa o el molde se coloca dentro del autoclave, conectando la bomba de vacío de este sistema.
3. Una vez conectado el sistema de vacío a el molde o placa se procede a hacer una prueba de vacío, de tal manera que no existan fugas durante el proceso, ya que la presión positiva de la cámara puede abrir la bolsa de vacío y dañar el material.
4. Se introduce el ciclo de curado a la computadora, el cual consiste en base al tiempo de curado del material una rampa de presión y temperatura a la cual se curará el material compuesto.
5. Se coloca la resina en el conducto de entrada del material y se hace vacío con el autoclave, una vez impregnada la fibra se sella el conducto de entrada de resina y se cierra el autoclave.
6. Se inicia el ciclo de curado.



*Figura 20 Esquema del proceso de manufactura por autoclave*

## 2.12 Pruebas mecánicas

Las propiedades mecánicas del material compuesto son determinadas por distintas pruebas mecánicas, hay 5 fuerzas de suma importancia en el análisis de materiales compuestos: tensión, compresión, flexión, torsión y fuerzas de corte (ver figura 21), todos estas pruebas son importantes para determinar el comportamiento del material en diferentes circunstancias [34], y muchas de estas pruebas tienen que realizarse bajo diversos factores estandarizados como la temperatura, humedad, velocidad de aplicación de fuerzas etc.), cada prueba implica factores distintos a considerarse, como por ejemplo la prueba de impacto, que depende de la temperatura y la rapidez con la que es realizada, las pruebas de fatiga involucran cargas repetitivas en función del tiempo, las pruebas de vibración miden la respuesta del material a cargas intermitentes, por lo que cuando se diseña un material compuesto se tiene que ver la aplicación de este, para ver a qué cargas estará sometido y hacer la caracterización mecánica pertinente con los ensayos necesarios [38].



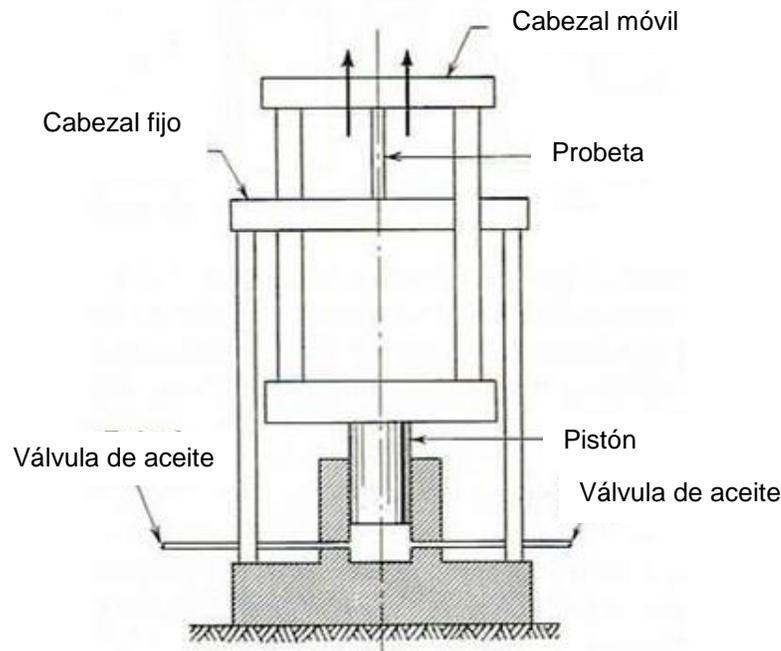
*Figura 21 Principales cargas a las que es sometido un compuesto*

### 2.12.1 Ensayo de Tensión

Este ensayo determina las propiedades a tensión de un material, se trata de tensar una probeta a una velocidad controlada y normalizada, hasta la fractura, usando una máquina de ensayos universales (ver figura 22), obteniendo así con la ayuda de dispositivos medidores de deformaciones y el diagrama de esfuerzo-deformación, las constantes elásticas del material ensayado, el número de probetas depende de la precisión del equipo que se use para medir la deformación, se ensayan como mínimo de 3 a 6 probetas por material.

En el caso de los materiales compuestos el ensayo se realiza bajo la norma ASTM-3039, esta norma está dirigida a materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras continuas o discontinuas [39].

Generalmente las probetas son cortadas de un laminado. Para evitar que las fibras se muevan o distorsionen cuando son cortadas se necesitan cortadores de mayor precisión, generalmente se usa un cortador con navajas de diamante y presión de agua.



*Figura 22 Representación del ensayo mecánico de tensión*

Las probetas utilizadas tienen una forma rectangular, el espesor mínimo para estos ensayos es de 0.1cm (0.039 in), 15.24cm (6 in) de largo y el ancho depende del tejido con el que se trabaja, generalmente es de 2.54cm (1 in), pero lo importante es tener una cantidad significativa de fibras en las probetas, es decir para calibres de fibra muy finos el ancho de la probeta puede reducirse, de igual manera lo importante en la probeta es la zona de ensayo, la cual comprende el centro de la probeta, es donde se colocan las galgas extensiométricas o el extensómetro, la zona debe medir un mínimo de 7.62 cm (3 in) de largo [39].

Proceso:

1. A las probetas se les colocan tabs en cada extremo por ambos lados, los tabs pueden ser de fibra de vidrio, aluminio o lija, dependiendo del material a ensayar, el tab debe de medir 3.81 cm de largo(1.5in) por el ancho de la probeta.
2. Se coloca la probeta en las mordazas de la máquina universal, cuidando la alineación de esta.
3. Se calibran las galgas o el extensómetro.
4. Se revisa que no haya una precarga en la celda.

5. Se definen los parámetros de ensayo, entre ellos la velocidad de separación de los cabezales y las dimensiones de la probeta.
6. Se inicia el ensayo y se detiene hasta que la probeta falle.

El material compuesto se comporta de manera lineal, pues es dominado por las características de las fibras, las cuales se comportan de esa manera, no sufren deformación plástica antes de la rotura, si no se comportan de manera lineal-elástica hasta su fallo.

Mediante este ensayo se obtienen 3 constantes mecánicas de suma importancia para el análisis y modelado matemático de los materiales compuestos, el módulo de Young ( $E_{x=E_y}$ ), el módulo de corte ( $G_{xy}$ ) y la relación de Poisson ( $\nu_{xy}$ ), además del esfuerzo último a tensión y el esfuerzo cortante máximo.

### ***2.12.2 Ensayo de impacto***

El ensayo de impacto permite analizar la fragilidad de un material cuando es golpeado por un proyectil, este ensayo depende de dos factores muy importantes, uno de ellos es la temperatura y el otro es la velocidad del proyectil, su principal objetivo es la medición de la energía requerida para fracturar una probeta bajo condiciones normalizadas [40, 43, 44].

Existen diferentes tipos de ensayos de impacto, pero los más comunes son el de péndulo de Charpy y el de caída libre o caída de dardo, en la industria aeroespacial el ensayo más usado es el de caída libre, ya que es más preciso, además es más fácil de realizar. El ensayo de impacto por caída libre para materiales compuestos se realiza bajo las normas ASTM 5628 [41] Y ASTM 7136M [42], las cuales son normas dirigidas a materiales compuestos de matriz polimérica, reforzados con fibras largas.

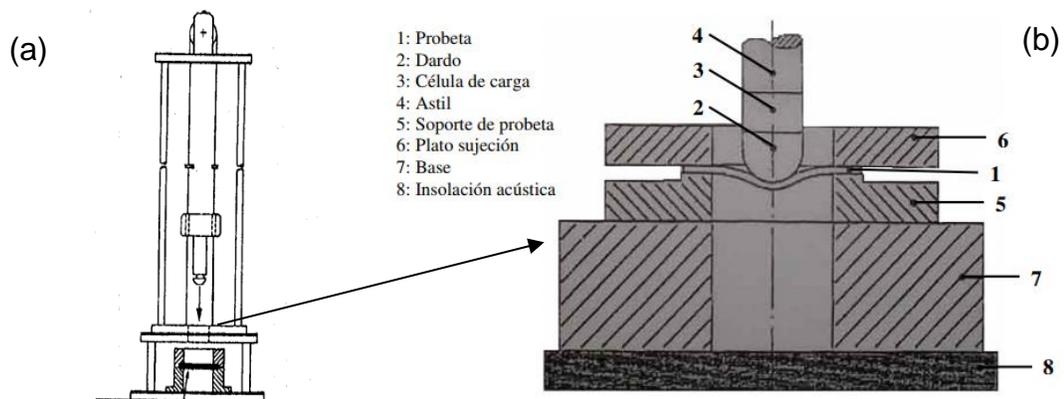
Las probetas tienen forma rectangular y miden 9cm de largo por 6.8cm de ancho, la norma dicta que se necesita una masa con punta semiesférica de 2cm de diámetro y 2.28 kg de peso [43, 44], cabe mencionar que la probeta falla desde que sufre una pequeña fisura, los daños son más visibles del lado contrario de la probeta donde se realizó el impacto, por lo general algunos daños son visibles a simple vista, pero la mayoría se producen en las capas internas del material, por lo que se necesitan realizar pruebas no destructivas como ultrasonido o radiografías para determinar el porcentaje y el área dañada de la probeta.

La máquina de ensayo de impacto por caída libre cuenta con un sensor de velocidad, y un sensor de impacto, que cierra unas mordazas atrapando el proyectil una vez que sucedió el impacto, esto es debido a que es de suma importancia que el proyectil no rebote en la probeta, pues el segundo impacto alteraría los resultados (ver figura 23).

Cuando se diseña un componente que estará en funcionamiento dentro de un motor a reacción es necesario considerar la resistencia al impacto del material, pues se debe considerar la posible ingesta de partículas extrañas durante el funcionamiento del aerorreactor, las cuales pueden llegar a colisionar con los componentes.

## Proceso

1. El ensayo tiene 2 vertientes, una cuando se conocen las energías de impacto para la probeta y solo se quiere medir la resistencia del material con estos factores y la otra vertiente es cuando se busca ver cuál es la resistencia del material hasta su rompimiento sin saber los datos sobre las energías, en este caso se pretende medir la máxima energía de impacto a la cual el material es penetrado por el proyectil, comparando diferentes resinas, para ver cuál es la que nos da mejores propiedades a el impacto, por lo que se usa la segunda vertiente del ensayo.
2. Se construye una gráfica de energía contra altura, de esta manera se puede determinar a qué altura la caída del proyectil nos da cierta cantidad de energía, por lo que es necesario hacer mínimo 3 ensayos por cada punto, para tener repetibilidad en la curva de energía contra altura.
3. La probeta es colocada en la zona de ensayo de la máquina de impacto, la cual tiene cuatro soportes, lo importante es cuidar que la probeta esté centrada, ya que el impacto debe ser en el centro de la probeta.
4. Se revisa que los sensores funcionen adecuadamente.
5. Se prepara el impactador a la altura deseada de caída.
6. Se libera el proyectil para impactar a la probeta, una vez impactada, se cierran automáticamente unas mordazas que impiden el rebote del proyectil.
7. Una vez que los sensores registran los datos del ensayo, se prepara una nueva probeta, se tiene que tener cuidado de no alterar la zona dañada de la probeta con el manejo de esta.
8. Una vez ensayadas se hacen análisis no destructivos a las probetas para determinar por completo el daño de impacto.



*Figura 23 a) Esquema del equipo de impacto por caída libre, b) esquema del impacto a la probeta con el dardo*

Uno de los materiales más usados es la fibra de kevlar ya que tiene excelentes propiedades al impacto, por lo que es usada como recubrimiento, mediante este ensayo se puede obtener la energía de impacto para provocar una fisura en el material, hasta la energía de impacto para perforar el material, se puede analizar el desplazamiento y la fuerza que se producen en el impacto y ver que tan cual es el daño en la probeta provocado por la energía absorbida.

### ***2.13 Ensayos no destructivos***

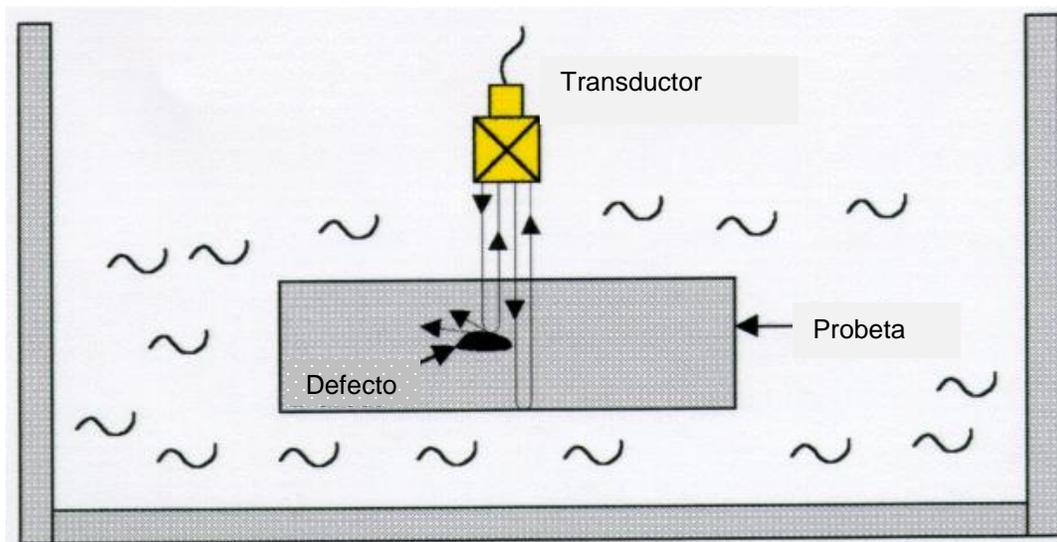
Son ensayos que se realizan para verificar la calidad del material, como su nombre lo dice tienen la finalidad de analizar la integridad del material sin dañarlo o contaminarlo.

Existen variedad de ensayos no destructivos, los ensayos no destructivos para materiales compuestos de uso aeroespacial se rigen bajo la norma ASTM E 2533, la cual es sólo una guía general para realizar este tipo de ensayos, ya que la mayoría de estos no tienen una norma específica, pues no pueden ser normalizados, debido a que son métodos usados para analizar probetas ensayadas por métodos destructivos o piezas fabricadas de materiales compuestos, por lo tanto cada elemento analizado en este tipo de ensayos tiene un tamaño diferente, una configuración diferente, al igual que un espesor variable, lo que deja las condiciones de los ensayos no destructivos con bastantes variables, pues cada material representa condiciones de ensayo diferentes [47].

#### ***2.13.1 Ultrasonido***

El ultrasonido es un método no destructivo, muy usado en la actualidad para examinar materiales compuestos, no existe normativa, ya que los ensayos son realizados después de que se calibra la máquina con ayuda de una probeta dañada del material a analizar, no existen parámetros predefinidos, todos los parámetros son obtenidos con el ensayo previo de una probeta dañada del material a analizar [48].

Se basa en la generación de ondas ultrasónicas de hasta 50 MHz emitidas por un transductor, que viajan a través de un medio acoplante, el cual por lo general es agua que está contenida en una tina de vidrio, estas ondas atraviesan el material a analizar, la onda rebota y regresa al transductor, detectando las discontinuidades en el material por la variación de amplitud de la señal, es decir, parte de la señal se pierde en las imperfecciones que pudiera llegar a tener el material, con ello se hace una reconstrucción digital de la imagen, mostrando las zonas dañadas (ver figura 24) [49].



*Figura 24 Esquema del proceso de ultrasonido*

Los daños pueden ir desde poros, grietas, delaminaciones hasta falta de impregnación de resina, el mayor inconveniente de este método de ensayo no destructivo es que no te dice en qué capa está la imperfección, solo muestra que existe.

Proceso:

1. La tina se llena de agua hasta 6 cm de altura (depende de la probeta o pieza a analizar).
2. Una probeta dañada se coloca en el fondo de la tina.
3. Con un nivel se comprueba que la probeta esté colocada correctamente.
4. Se coloca el transductor sobre la probeta, específicamente sobre el área dañada.
5. Se va variando la Frecuencia, la potencia y la amplitud de la señal hasta detectar el área dañada.
6. Una vez calibrado el equipo, se colocan las probetas del material y se corre el programa con las especificaciones obtenidas del ensayo de la probeta dañada.

Con este ensayo se obtiene una imagen digitalizada del material o pieza analizada en la cual se pueden observar las imperfecciones encontradas por el ultrasonido, de esta manera se puede analizar la calidad e integridad del material.

### 2.13.2 Análisis de rayos X

Es uno de los ensayos no destructivos más usados en la industria en general [50], pues sus aplicaciones van desde aplicaciones médicas hasta aplicaciones industriales de integridad estructural, al igual que el ultrasonido los análisis por rayos x solo muestran el daño, pero no se puede saber con certeza a qué profundidad se encuentra, ni qué tipo de daño es con exactitud, su uso se basa en la norma ASTM E 2533, al igual que el ultrasonido, la norma da una guía sobre el procedimiento general de este ensayo, pero de igual manera el uso de los rayos x depende de gran manera del espesor y el tamaño de la pieza a analizar, de esa manera se controlan los parámetros de manera experimental [47].

Su funcionamiento se basa en un tubo de vacío recubierto con plomo, el cual contiene un cátodo y un ánodo, conectados a una fuente de voltaje, la cual debe producir como mínimo 20000 volts, para generar rayos x, su funcionamiento es simple, un voltaje alto es aplicado al cátodo, el cual contiene 2 filamentos de wolframio, los cuales son calentados a temperaturas muy altas, causando la separación de los electrones de la corriente eléctrica, la parte del ánodo es un escudo o pared giratoria hecha generalmente de cobre, la cual atrae a los electrones a una gran velocidad, provocando una colisión, de la cual se liberan los rayos x, el tubo al estar cubierto de plomo no deja salir los rayos x, por lo que son dirigidos por una ventana hecha por lo general de mica, la radiación se dirige a la pieza a analizar, debajo de la pieza se pone un papel especial hecho de nitrato de plata, sobre el cual los rayos x al atravesar el material crean una imagen en 2 dimensiones de la pieza analizada, los colores opacos se deben a que la radiación penetra la pieza sin dificultad, los colores claros son debidos a que la radiación no pudo penetrar la zona, debido a la alta densidad del material, por lo que las partes oscuras son daños, pueden ser desde poros, grietas, delaminaciones, hasta falta de impregnación (ver figura 25).

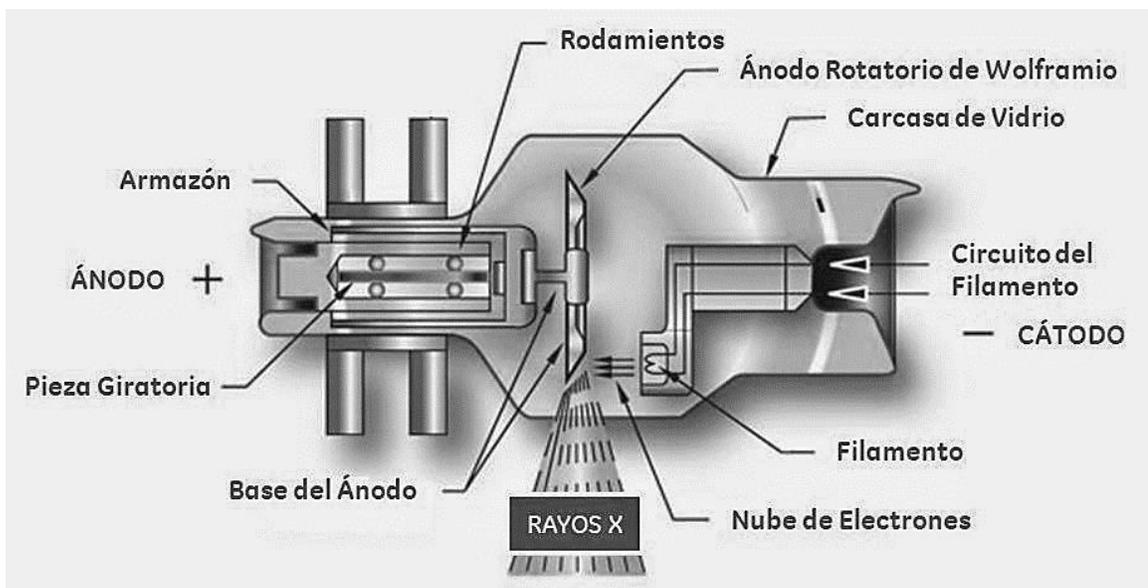


Figura 25 Esquema del tubo de producción de rayos x

Proceso:

1. Después de los ensayos destructivos las probetas son impregnadas con una solución a base de alcohol y otros elementos químicos, la solución permite la detección de defectos, pues si el material tiene grietas, poros o alguna otra imperfección, la solución se absorbe a través de los defectos.
2. Se limpian las probetas con el fin de retirar el exceso de líquido (químico).
3. Se preparan un par de probetas dañadas y se colocan una a una dentro de la máquina de rayos x variando el voltaje, para encontrar el voltaje y el tiempo de exposición por el cual los rayos x nos revelan de mejor manera los defectos en el material.
4. Los films son revelados en un cuarto oscuro, para que la luz no distorsione las radiografías, ya que es un defecto muy común en el análisis de rayos x.

Con este ensayo se obtienen radiografías, que se pueden digitalizar y mediante un software de imagen o programa, se puede mejorar la calidad de la imagen y detectar mejor los defectos en la pieza o el material.

# **CAPÍTULO III. MATERIALES Y MÉTODOS EXPERIMENTALES**

### ***3.1 Materiales***

Como refuerzo se utilizó un tejido de fibra de carbono, suministrado por la empresa Quintum, es un tejido plano de fibra de carbono de alta resistencia (HR), de calibre 12k, tiene una densidad de 1.79 g/cm<sup>3</sup>, una resistencia a la tracción de 5,445 MPa y un módulo de elasticidad de 231 GPa. También se utilizó un tejido híbrido de fibra de carbono y kevlar, también suministrado por la empresa Quintum, es un tejido plano de fibra de carbono de alta resistencia (HR) y fibra de kevlar (49), de calibre 3k, tiene una densidad de 1.0252 g/cm<sup>3</sup>, una resistencia a la tracción de 4,230 MPa y un módulo de elasticidad de 202 GPa.

Como matriz se utilizaron 5 tipos de resina epóxica, la primera fue la resina Q2, suministrada por la empresa Quintum, una resina con una resistencia a la temperatura de 185°C, una resistencia a la tensión de 30.2 MPa y una resistencia al impacto de 0.164 MPa, la segunda resina fue la resina Epolam 2015, suministrada por la empresa Axson, con una densidad de 1.13 g/cm<sup>3</sup>, una resistencia a la tracción de 70MPa y una resistencia a la flexión de 120 MPa, la tercer resina fue la resina Epolam 2500, igualmente suministrada por la empresa Axson, es una resina aeroespacial que está estandarizada por las normas aeronáuticas FAR, con una resistencia a la flexión de 60 MPa, una resistencia a la temperatura de 210°C y un módulo de elasticidad de flexión de 3.9 MPa, como cuarta resina se utilizó la resina epóxica 3330 suministrada por la empresa Fibreglast, también es una resina aeroespacial, tiene una resistencia a la tensión de 251 MPa, un módulo de elasticidad de 206 MPa y una resistencia térmica de 220°C, finalmente como quinta resina se usó la resina Q3T, suministrada por Quintum, es una resina epóxica para alta temperatura, reforzada con carburo de tungsteno.

Para todos los ensayos mecánicos a tensión se utilizó una máquina de ensayos universales servo-hidráulica de la marca MTS, modelo 820, con una velocidad de separación de cabezales de 1.27 mm/min (ver figura 26).

### 3.2 Métodos experimentales



*Figura 26 Máquina de ensayos universales MTS*

las pruebas de Ultrasonido se realizaron con un ultrasonido C-scan, a una frecuencia de 7.5 MHz y una potencia de 21 db para las probetas de fibra de carbono y 7 MHz con una potencia de 17 db para las probetas de fibra de kevlar/carbono, ambos ensayos a condiciones ambientales (ver figura 27).



*Figura 27 Tina y sistema de ultrasonido C-scan*

Para los ensayos de impacto se utilizó una máquina de caída de dardo, manufacturada en la Università degli studi di Cagliari Italia, bajo los estándares de la normativa europea ISO, equipada con sensores de velocidad y movimiento, con un impactador de cabeza esférica con una masa de 2.28Kg (ver figura 28).



*Figura 28 Máquina de ensayos de impacto de baja velocidad de la universidad de Cagliari Italia*

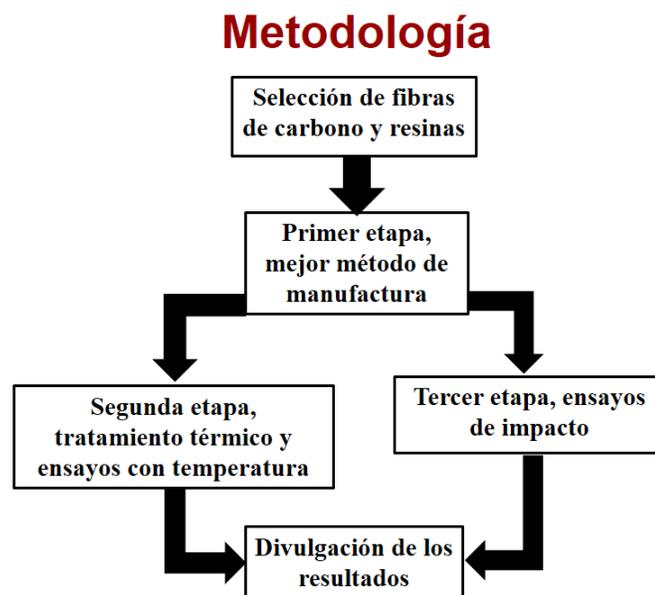
Para el análisis de rayos X se utilizó un equipo de rayos X de la marca Hp, con 25 Kv de energía por un tiempo de exposición de 40s (ver figura 29).



*Figura 29 Equipo de rayos x Hp*

La tesis consta de 3 etapas:

1. Evaluar el método de manufactura con el cual se obtengan las mejores propiedades mecánicas de los laminados.
2. Una vez encontrado el mejor método de manufactura, encontrar la resina que nos de las mejores propiedades térmicas y mecánicas, usando la misma configuración de capas en el laminado.
3. Estudiar la resina que nos da las mejores propiedades a impacto, comparando el mejor método de manufactura obtenido previamente en la primera etapa de la tesis, con el método de manufactura más simple (infusión).



### ***3.2.1 Elección del mejor método de manufactura (etapa 1)***

Se comenzó con el uso de la resina Q2 para la primera etapa del proyecto, la cual consistió en encontrar el mejor método de manufactura que nos entregara las mejores propiedades mecánicas de los materiales, por lo que se manufacturaron 4 materiales diferentes por cada método de manufactura (RTM, Infusión y Autoclave). Es decir, se obtuvieron por cada método de manufactura: 1 laminado 0/90 de fibra de carbono, 1 laminado de  $\pm 45$  de fibra de carbono, 1 laminado 0/90 de fibra de carbono y kevlar, 1 laminado de  $\pm 45$  de fibra de carbono y kevlar, para dar un total de 12 laminados.

Para que la comparación entre los métodos de manufactura fuera más equitativa se decidió igualar condiciones de temperatura y presión entre el autoclave y el RTM, ya que ambos métodos dependen de ambos parámetros en la manufactura de laminados compuestos, por lo que se fijó una temperatura de 60°C y una presión de 482.63 KPa, para la manufactura en estos métodos, los parámetros (presión y temperatura) se obtuvieron en base a fichas técnicas de materiales preimpregnados que contenían

matrices y refuerzos similares, el método de infusión sólo depende del vacío de la bomba por lo que ese método se realizó a condiciones ambientales.

Una prueba de curado de resina fue necesaria pues se necesitaba saber la cantidad de catalizador necesaria para que la resina cure en por lo menos 2 horas a 60°C y también saber qué cantidad de catalizador a condiciones ambientales permitía bajar la viscosidad a la resina para facilitar su flujo en el proceso de infusión, con la condición de que curara en más de 25 minutos, para que diera tiempo a el proceso de impregnar a todo el refuerzo.

### ***3.2.1.1 Pruebas de curado de resina epóxica Quintum Q2***

Las pruebas a condiciones ambientales de la resina Q2 con diferentes porcentajes de catalizador se muestran a continuación (ver tabla 10)

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
2 gr	100 gr	12:16	17:15	4 hrs. 59 min.
3.5 gr	100 gr	10:56	13:38	2 hrs. 42 min.
7 gr	100 gr	11:00	12:42	1 hr. 42 min.
10 gr	100 gr	11:04	11:29	0 hrs. 25 min.
14 gr	100 gr	11:08	11:23	0 hrs. 15 min.

*Tabla 10 Resultados de las pruebas de curado de la resina Q2 a temperatura ambiente*

También, se introdujeron 3 muestras de resina Q2 con diferentes porcentajes de catalizador en una estufa de circulación de aire a 60°C, a continuación, se muestran los resultados en la siguiente tabla (ver tabla 11).

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
2 gr	100 gr	11:23	15:38	4 hrs. 15 min.
3.5 gr	100 gr	11:23	13:35	2 hrs. 12 min.
7 gr	100 gr	11:23	12:53	1 hrs. 30 min.

*Tabla 11 Resultados de las pruebas de curado de la resina Q2 a 60°C*

## Fabricación de laminados compuestos para la primera etapa

Para la primera etapa se fabricaron un total de 12 laminados, 4 laminados por cada uno de los 3 procesos de manufactura, infusión (ver figura 30), RTM (ver figura 31) y autoclave (ver figura 32), la tabla muestra las características de los laminados obtenidos, además de los parámetros y procesos de manufactura (ver tabla 12).

Proceso	Refuerzo	Matriz	Tejido	Presión de vacío (kpa)	Orientación de las fibras	Capas	Laminados	Presión positiva (KPa)	Temperatura (°C)	Dimensiones (cm)
Infusión	Fibra de carbono	Q2	Plano	-3.386	0/90	4	2			30x30
Infusión	Kevlar/Carbono	Q2	Plano	-3.386	±45	4	2			30x30
RTM	Fibra de carbono	Q2	Plano	-3.386	0/90	11	2	482.633	60	22.3x19.3
RTM	Kevlar/Carbono	Q2	Plano	-3.386	±45	10	2	482.633	60	22.3x19.3
Autoclave	Fibra de carbono	Q2	Plano	-3.386	0/90	4	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Kevlar/Carbono	Q2	Plano	-3.386	±45	4	2	482.633	60	30x30

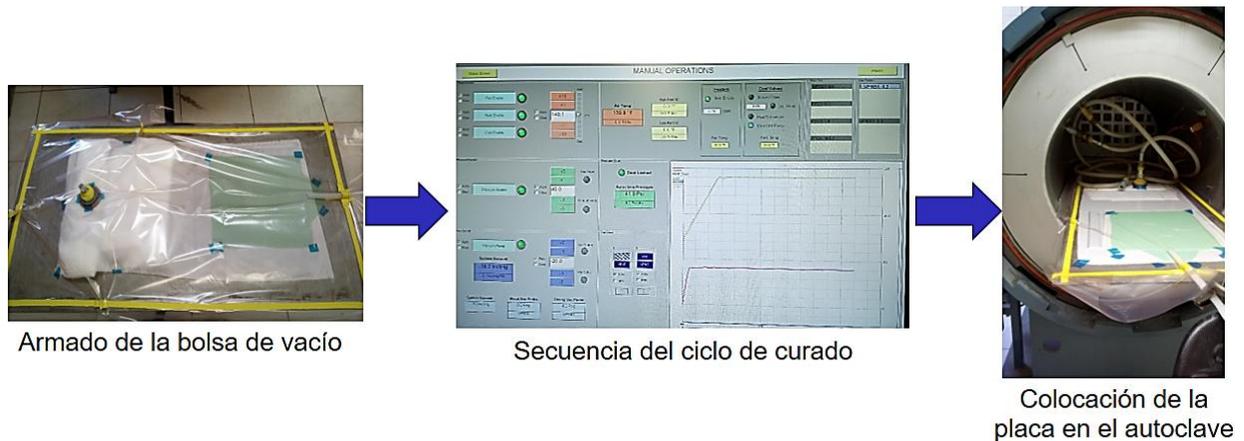
*Tabla 12 Dimensiones y características de los laminados obtenidos por los diferentes procesos de manufactura*



*Figura 30 Esquema del proceso de manufactura por infusión*



*Figura 31 Esquema del proceso de manufactura por RTM*



*Figura 32 Esquema de manufactura por autoclave*

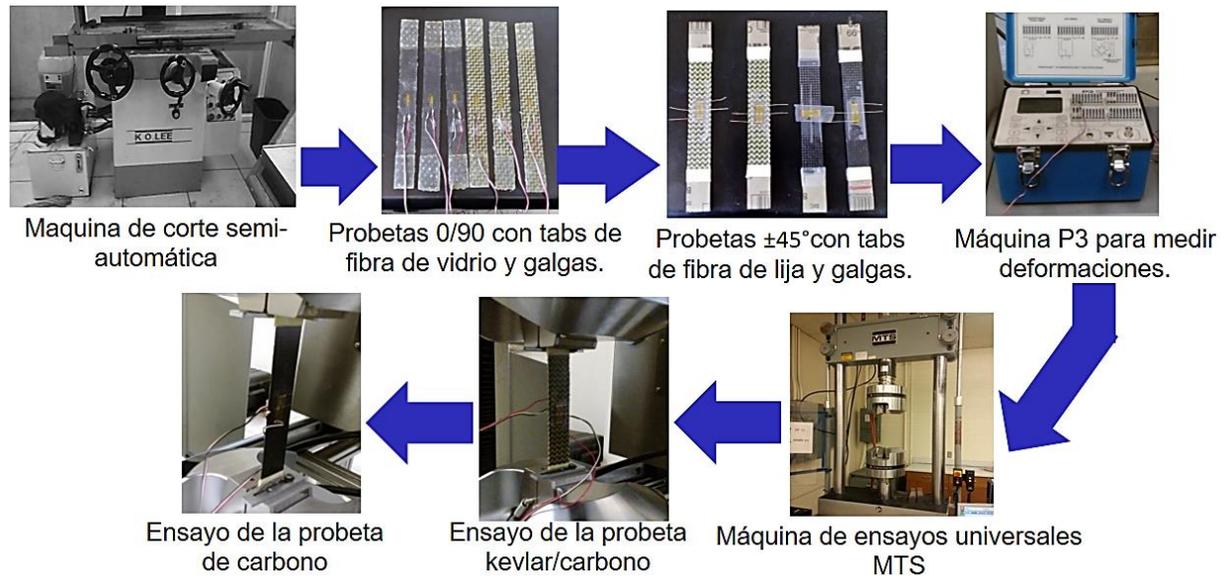
### **3.2.1.2 Caracterización mecánica para la primera etapa**

A partir de los laminados obtenidos se cortaron probetas con la ayuda de una máquina de corte semiautomática de 3 ejes y un disco con partículas de diamante (ver figura 33), usado especialmente para cortar con facilidad la fibra de kevlar, las dimensiones de las probetas se fijaron en base a la norma ASTM D3039 [39], posteriormente se colocaron tabs de fibra de vidrio con un pegamento a base de cianocrilato a las probetas con orientación 0/90 y tabs de lija de calibre 400 a las probetas con orientación  $\pm 45$ , con la finalidad de que no se resbalarán de las mordazas durante el ensayo de tensión y para que no se dañarán las fibras con la presión ejercida por las mordazas, el espesor de las probetas varió de 1 mm a 3.1 mm, siendo 1mm para las probetas obtenidas de los laminados de autoclave e infusión y 3.1 mm para las probetas obtenidas de los laminados por RTM.

Para conocer las constantes elásticas de cada laminado se analizaron 4 probetas por laminado, dando un total de 8 probetas por configuración, pues por cada configuración se manufacturaron 2 laminados, la caracterización mecánica se realizó bajo la norma ASTM D3039 [39]

Con el ensayo se pudo conocer el desplazamiento y la fuerza de tensión ejercidas a la probeta hasta provocar su fallo, además con las galgas extensiométricas se registraron

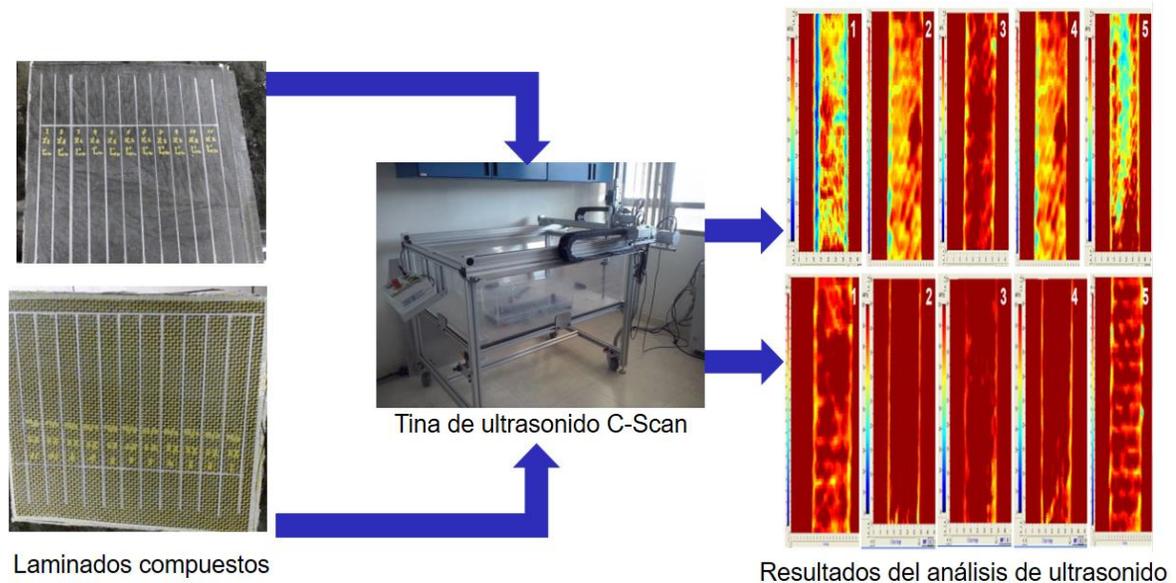
las deformaciones (longitudinales y transversales), por lo que al emparar las deformaciones con los esfuerzos se pudieron construir las curvas de esfuerzo deformación, las curvas esfuerzo cortante vs deformación angular y las curvas deformación longitudinal vs deformación transversal, con las cuales se pudieron obtener el módulo de Young, el módulo de corte, la relación de Poisson, el esfuerzo máximo a tensión y el esfuerzo máximo cortante en base a la norma ASTM 3039 [39].



*Figura 33 Esquema de la caracterización mecánica de la primera etapa de la tesis*

### **3.2.1.3 Análisis de ultrasonido**

Se tomaron 5 probetas significativas de cada laminado, es decir una probeta del centro, 1 probeta de cada orilla y 2 probetas de la parte media, para analizarlas con ayuda del ultrasonido y determinar la calidad de los laminados obtenidos, antes de hacer los ensayos se analizó una probeta con daños visibles de cada material, para Parametrizar el quipo y de esa manera realizar los análisis de cada material bajo los parámetros obtenidos, los ensayos se realizaron con agua como medio de acoplamiento de las ondas de ultrasonido, se realizó un barrido en forma de escáner de cada probeta, reconstruyendo una imagen digital donde se visualizan los defectos encontrados, el ensayo dura aproximadamente de 15 a 20 minutos por probeta (ver figura 34).



*Figura 34 Esquema del análisis de ultrasonido*

### **3.2.2 Ensayos mecánicos con alta temperatura, elección de la mejor resina (etapa 2)**

Con base a un algoritmo genético para la optimización de laminados compuestos y un análisis de FEM, realizados por parte del equipo de diseño del proyecto se obtuvo la configuración y el número de capas más óptimos para los laminados, que se compone de 12 capas (ver figura), esta configuración se dejó fija, para dar pie a la segunda etapa de la experimentación, con la cual se buscó la resina que entregara al material compuesto las mejores propiedades térmicas y mecánicas, siendo el método de manufactura un punto fijo de igual manera, ya que gracias a la primera etapa se determinó que el método de manufactura mediante por el cual se obtienen las mejores propiedades mecánicas es el autoclave, seguido del RTM.

1	kevlar/Carbon +45°
2	kevlar/Carbon -45°
3	Carbon +45°
4	Carbon -45°
5	Carbon 0°
6	Carbon +90°
7	Carbon 90°
8	Carbon +0°
9	Carbon -45°
10	Carbon +45°
11	kevlar/Carbon -45°
12	kevlar/Carbon +45°

*Figura 35 Secuencia de apilada propuesta por el equipo de diseño*

En esta etapa del proyecto se utilizaron las resinas aeroespaciales y de alta resistencia a la temperatura: Fibre glast 3330, Epolam 2015, Epolam 2500 y Quintum Q3T.

Para manufacturar los laminados, se mantuvieron las condiciones de temperatura y presión para el autoclave de la primer etapa del proyecto, es decir una temperatura de 60°C y una presión positiva de 482.63 KPa, por cada tipo de resina se hizo un análisis de curado de resina (ver tablas 13-16), pues se tenía que determinar la cantidad exacta de catalizador a 60°C que nos permitiera curar las resinas en 2 horas, que es lo que dura el ciclo diseñado en el autoclave.

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
2 gr	100 gr	11:50	19:30	6 hrs. 40 min.
5 gr	100 gr	10:56	14:24	3 hrs. 30 min.
6.5 gr	100 gr	11:00	12:50	1 hr. 50 min.
7.5 gr	100 gr	11:04	12:09	1 hr. 05 min.
15 gr	100 gr	11:08	11:28	0 hrs. 20 min.

*Tabla 13 Resultados del análisis de curado de la resina Q3T a 60°C*

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
5 gr	100 gr	09:16	15:15	5 hrs. 59 min.
7 gr	100 gr	09:56	12:38	2 hrs. 42 min.
9.5 gr	100 gr	10:00	11:42	1 hr. 42 min.
11.5 gr	100 gr	10:04	10:59	0 hrs. 55 min.
22 gr	100 gr	10:08	10:33	0 hrs. 25 min.

*Tabla 14 Resultados del análisis de curado de la resina 3330 a 60°C*

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
17gr	100 gr	09:20	11:02	1 hr. 42 min.
19 gr	100 gr	09:44	10:09	0 hrs. 25 min.
32 gr	100 gr	10:08	10:23	0 hrs. 15 min.

*Tabla 15 Resultados del análisis de curado de la resina Epolam 2015 a 60°C*

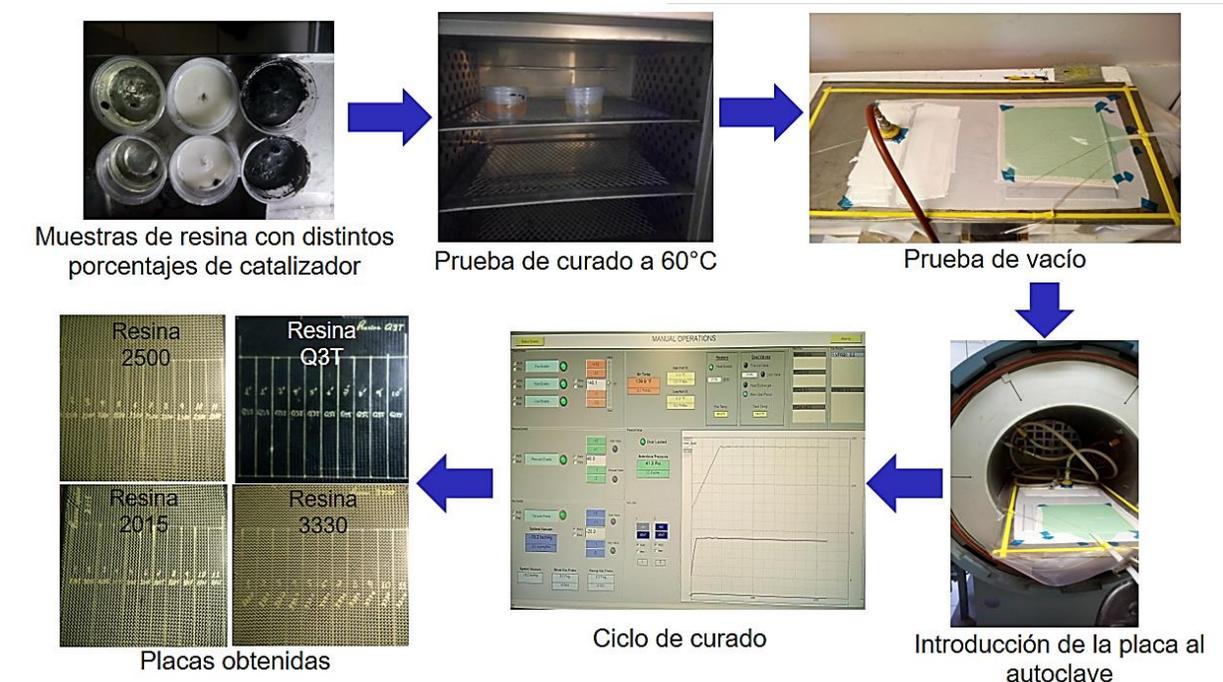
Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
2 gr	100 gr	08:56	13:55	4 hrs. 59 min.
5 gr	100 gr	09:06	11:48	2 hrs. 42 min.
10 gr	100 gr	09:20	11:02	1 hr. 42 min.
11 gr	100 gr	09:37	10:06	0 hrs. 25 min.
22 gr	100 gr	09:50	10:03	0 hrs. 15 min.

*Tabla 16 Resultados del análisis de curado de la resina Epolam 2500 a 60°C*

Después de la prueba de las resinas se manufacturaron laminados compuestos por autoclave (ver figura 36), con la configuración obtenida por el equipo de diseño, variando el tipo de resina (ver tabla 17)

Proceso	Refuerzo	Matriz	Tejido	Presión de vacío (kpa)	Capas	Laminados	Presión positiva (KPa)	Temperatura (°C)	Dimensiones (cm)
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	Q3T	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	3330	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	2500	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	2015	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30

*Tabla 17 Características de los laminados obtenidos con las diferentes resinas epóxicas usadas en la etapa 2 de la tesis*



*Figura 36 Esquema de la manufactura de los laminados de la etapa 2 de la tesis*

A partir de los laminados obtenidos se manufacturaron probetas para tensión, obteniendo las dimensiones de la norma ASTM 3039 [39], en esta etapa del proyecto se realizó un post-curado, exponiendo a las probetas a ciclos de temperatura en un horno de circulación de aire por fracciones de tiempo, las condiciones de post-curado están estrictamente ligadas al tipo de resina usada para manufacturar las probetas (ver tabla 18)

Resina	Fibreglast 3330	Epolar 2015	Epolar 2500	Quintum Q3T
Ciclo de post-curado	3 hrs a 65.5°C	16 hrs a 23°C	24 hrs a 80°C	2 hrs a 180°C
	3 hrs a 121 °C	2 hrs a 100°C		
	3 hrs a 150°C			

*Tabla 18 Ciclos de post-curado de las resinas epóxicas*

Los ensayos a tensión se dividieron en 2 partes, las cuales fueron:

1. Ensayos a tensión con temperatura (175°C) para probetas con post-curado y probetas sin post-curado.
2. Ensayos a tensión a temperatura ambiente (23°C) para probetas con post-curado y probetas sin post-curado.

La finalidad de estos ensayos es comprobar si hay una mejoría notable en las propiedades mecánicas de los materiales compuestos al someterlos a ciclos de post-curado y de igual manera ver que tan afectadas se ven las propiedades mecánicas al momento de someter las probetas a la temperatura operacional de la sección del aerorreactor donde se encontrará la pieza a manufacturar con materiales compuestos.

Para hacer los ensayos con temperatura se utilizó un horno eléctrico de convección, en el cual se introdujeron las probetas con post-curado y sin post-curado por 2 horas a 180°C para inducir esa temperatura a las probetas de material compuesto, posteriormente y las probetas se fueron sacando del horno una a una y se les aplicó tensión hasta su fallo, con ayuda de una máquina MTS (ver figura 37), utilizando el mismo proceso de ensayos mecánicos a tensión citado en la primer etapa de experimentación de la tesis.



*Figura 37 Esquema del ensayo a tensión de la etapa 2 de la tesis*

### ***3.2.3 Ensayos de impacto de baja velocidad, comparativa entre resinas y métodos de manufactura (etapa 3)***

Se hicieron análisis de impacto de baja velocidad, mediante el método de caída libre o caída de dardo [42], comparando 3 tipos de resina, de uso aeroespacial y de alta resistencia a la temperatura, determinando de esa manera la resina que nos da la mejor resistencia a el impacto, además de comprobar si existe alguna desviación en los resultados si los laminados son manufacturados por autoclave o infusión, siendo estos el método de manufactura por vía líquida más caro y el más económico respectivamente. Las resinas que se utilizaron fueron: la resina aeroespacial 3330, la resina con partículas de tungsteno Q3T y La resina aeroespacial Epolam 2500, para la identificación de las muestras ensayadas se clasificaron de la siguiente manera: Q3T para los materiales que contiene la resina Quintum Q3T, 2500 para los materiales que contienen la resina Epolam 2500 y 3330 para los materiales que contienen la resina Fibre glast 3330, seguido del nombre de la resina se colocó una letra A para identificar a los materiales manufacturados

por autoclave y una letra I para identificar a los materiales manufacturados por infusión, por lo que la clasificación quedó de la siguiente manera: Q3TA, Q3TI, 2500A, 2500I, 3330A, 3330I.

Se manufacturaron 6 laminados por cada método de manufactura, 2 laminados por cada tipo de resina, lo que dio un total de 12 placas de material compuesto, de 30 cm cuadrados, se utilizó la misma configuración de capas y orientación de fibras que en la segunda etapa del proyecto (ver tabla 17).

Para manufacturar los laminados la cantidad de catalizador para cada resina en el proceso de autoclave se determinó en la etapa 2 del proyecto (ver tablas 13-16), pero se realizó un análisis adicional de curado de resina para determinar la cantidad de catalizador que se necesita a temperatura ambiente para que la resina fluya de una buena manera en el proceso de infusión e impregne todas las capas de fibra (ver tablas 19-21).

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
7 gr	100 gr	11:00	12:42	0 hr. 42 min.
10 gr	100 gr	11:04	11:29	0 hrs. 20min.
15 gr	100 gr	11:08	11:23	0 hrs. 15 min.

*Tabla 19 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina Q3T*

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
12gr	100 gr	11:00	12:42	0 hrs. 30 min.
17 gr	100 gr	11:04	11:29	0 hrs. 20 min.
22 gr	100 gr	11:08	11:23	0 hrs. 19 min.

*Tabla 20 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina 3330*

Cantidad de catalizador	Cantidad de resina	Hora de inicio	Hora de curado	Tiempo de curado
11gr	100 gr	11:00	12:42	0 hrs. 38 min.
18 gr	100 gr	11:04	11:29	0 hrs. 26 min.
22 gr	100 gr	11:08	11:23	0 hrs. 20 min.

*Tabla 21 Resultados del análisis de curado a temperatura ambiente de la resina Epolam 2500*

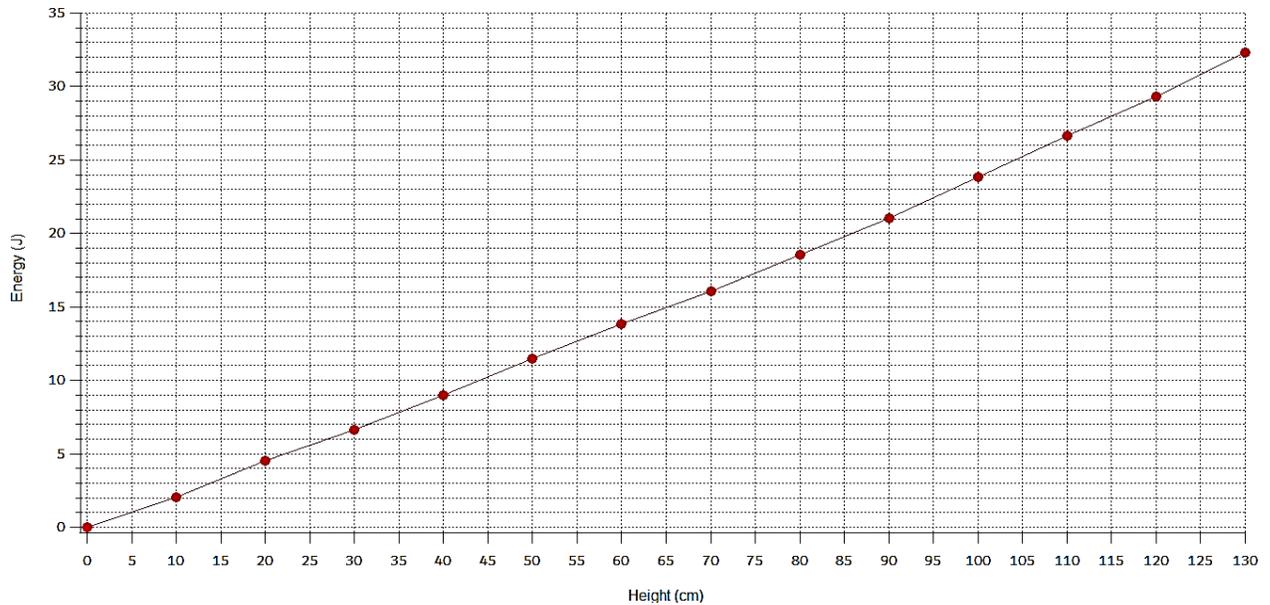
### 3.2.3.1 Ensayos a impacto de baja velocidad por el método de caída libre

Se manufacturaron 12 placas de 30x30 cm, 4 por cada tipo de resina, subdivididas en 2 por cada método de manufactura, a continuación, se muestran los laminados usados para los ensayos de impacto (ver tabla 22).

Proceso	Refuerzo	Matriz	Tejido	Presión de vacío (KPa)	Capas	Laminados	Presión positiva (KPa)	Temperatura (°C)	Dimensiones (cm)
Infusión	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	Q3T	Plano	-3.386	6	2			30x30
Infusión	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	3330	Plano	-3.386	6	2			30x30
Infusión	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	2500	Plano	-3.386	6	2			30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	Q3T	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	3330	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30
Autoclave	Tejido híbrido y tejido de fibra de carbono	2500	Plano	-3.386	6	2	482.633	60	30x30

*Tabla 22 Características de los laminados obtenidos para el ensayo de impacto de baja velocidad*

Por cada laminado obtenido se obtuvieron 9 probetas, de dimensiones 9cmx6.8cm [42], obteniendo un total de 108 probetas para ser ensayadas por impacto, por cada material se obtuvieron 18 probetas, ya que se manufacturaron 2 placas por tipo de material, por lo que se decidió establecer un rango de energía para ser ensayadas, para esto se construyó una curva de Energía de impacto contra altura de caída de proyectil (ver figura 38), esta curva se construyó haciendo ensayos de impacto a un material de prueba, sólo para que los sensores de la máquina de impacto detectaran la energía de impacto cuando el proyectil se dejaba caer desde diferentes alturas.

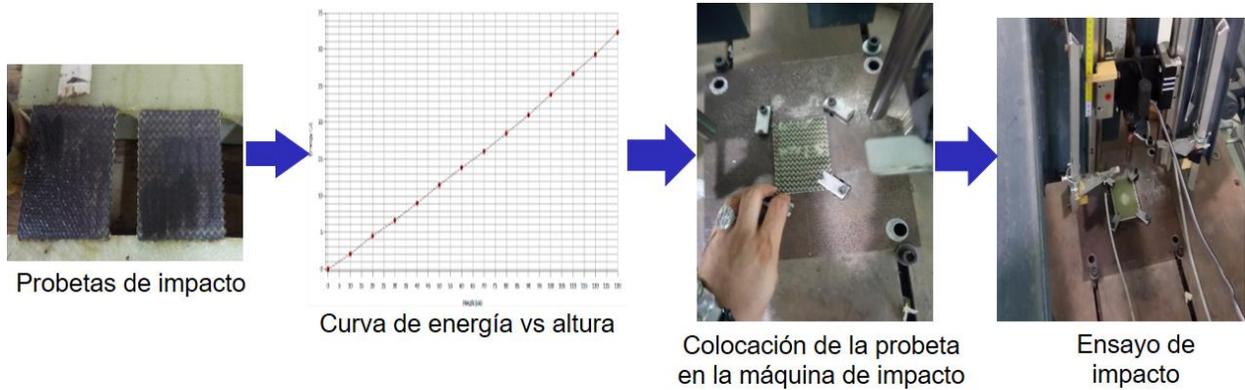


*Figura 38 Curva de Energía vs altura de caída libre, obtenida por ensayos de impacto*

Una vez obtenida la curva, se fijaron 4 alturas para comenzar la prueba, (10 cm, 20 cm 30 cm y 40cm), el objetivo principal del ensayo era observar cual era la resistencia máxima que tenía el material antes de ser penetrado por el proyectil de 2 kg de peso al ser soltado a diversas alturas (ver figura 39), de igual manera ver cuál era la energía absorbida del material y saber cuál es la fuerza de impacto, por lo que se comenzó con las alturas más pequeñas, al observar que el material resistía más energía de impacto se decidió aumentar más la altura de la caída hasta determinar a qué altura y con qué energía la probeta era penetrada en su totalidad por el proyectil, con el fin de tener una comparación más clara entre los materiales (ver tabla 23).

Material	Altura mínima (cm)	Energía de impacto mínima (J)	Altura máxima (cm)	Energía de impacto máxima (J)	Número de probetas
Q3TA	10	2.32	60	13.95	3
Q3TI	10	2.25	55	12.7	3
3330A	10	2.32	55	12.74	3
3330I	10	2.3	55	12.79	3
2500A	10	2.3	50	11.54	3
2500I	10	2.33	60	13.86	3

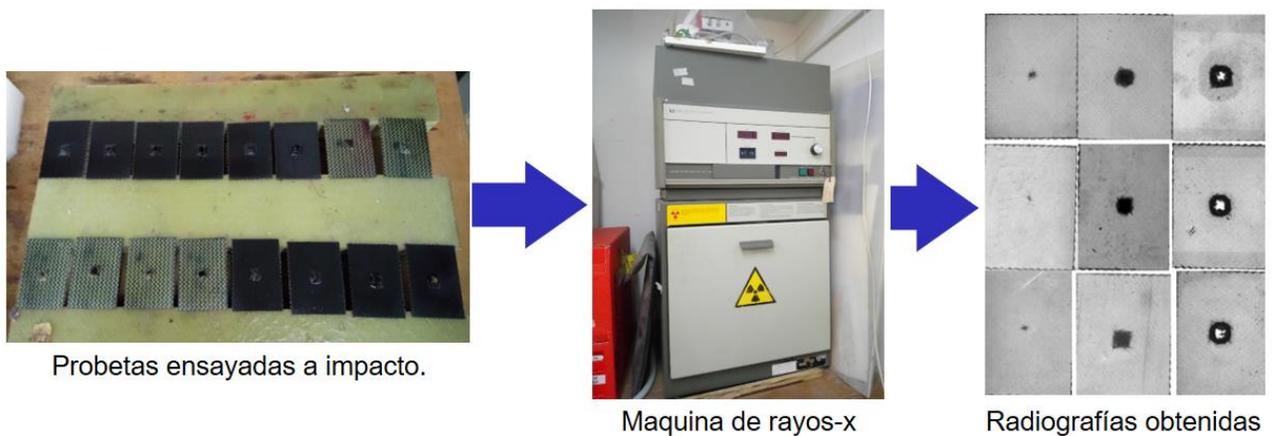
*Tabla 23 Parámetros del ensayo de impacto de baja velocidad para los diferentes materiales manufacturados.*



*Figura 39 Esquema del ensayo de impacto de baja velocidad*

### 3.2.3.2 Análisis de rayos X

Después de los ensayos de impacto, las probetas dañadas se sometieron a un análisis de rayos X para observar la magnitud del daño al ser impactadas, ver si se produjeron grietas, delaminaciones y comparar la resistencia a la penetración del proyectil, comparando entre los 2 métodos de manufactura y los 3 tipos de resina epóxica, las radiografías (ver) se utilizaron, junto con un programa de imagen (**ImageJ**) para detectar el porcentaje de área dañada producida por impacto y tener un análisis más completo con las gráficas de energía absorbida vs área dañada (ver figura 40).



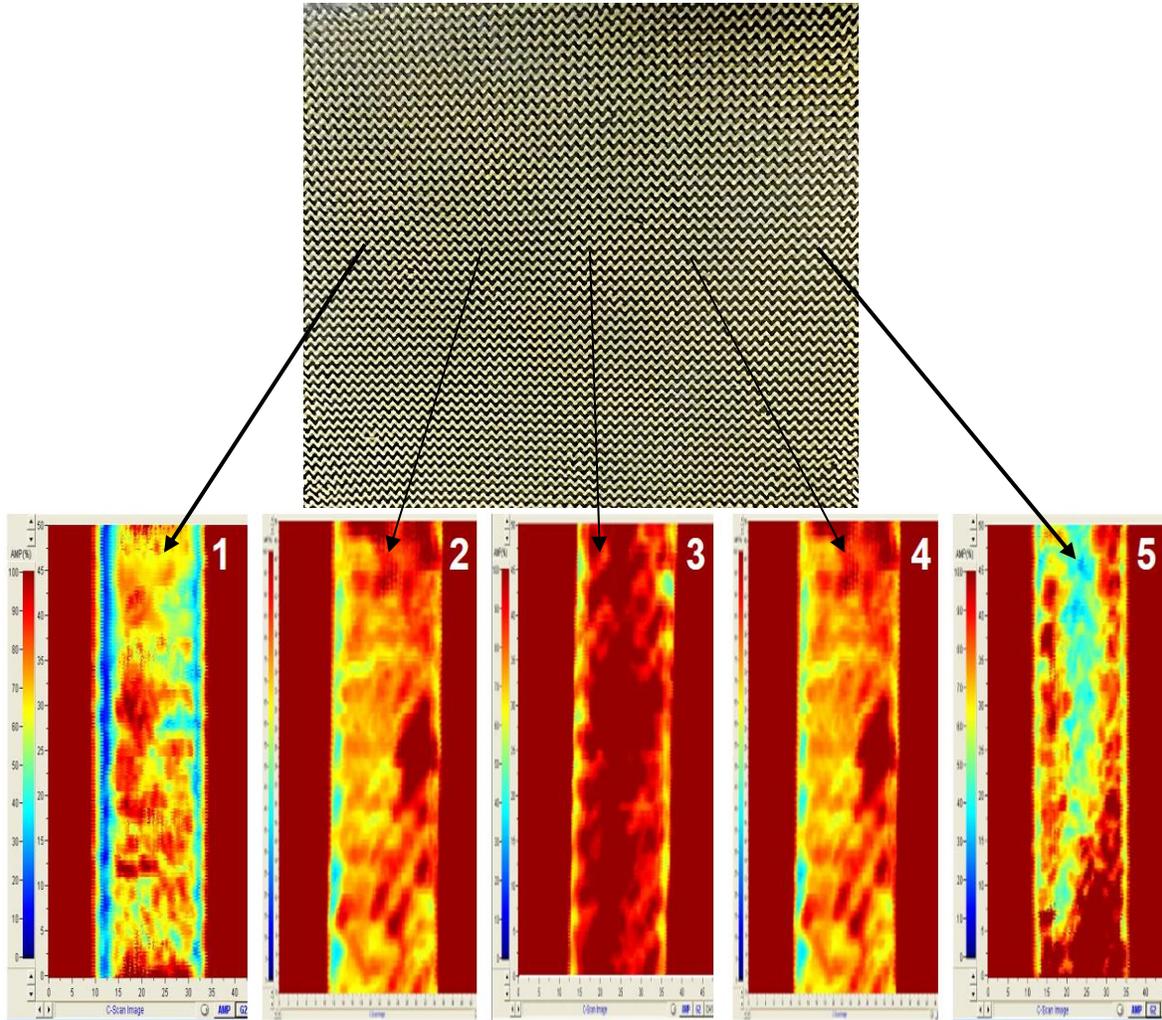
*Figura 40 Esquema de la metodología general para el análisis de rayos X*

## **CAPÍTULO IV. RESULTADOS.**

## 4.1 Comparativa y elección del mejor método de manufactura

### 4.1.1 Análisis de ultrasonido

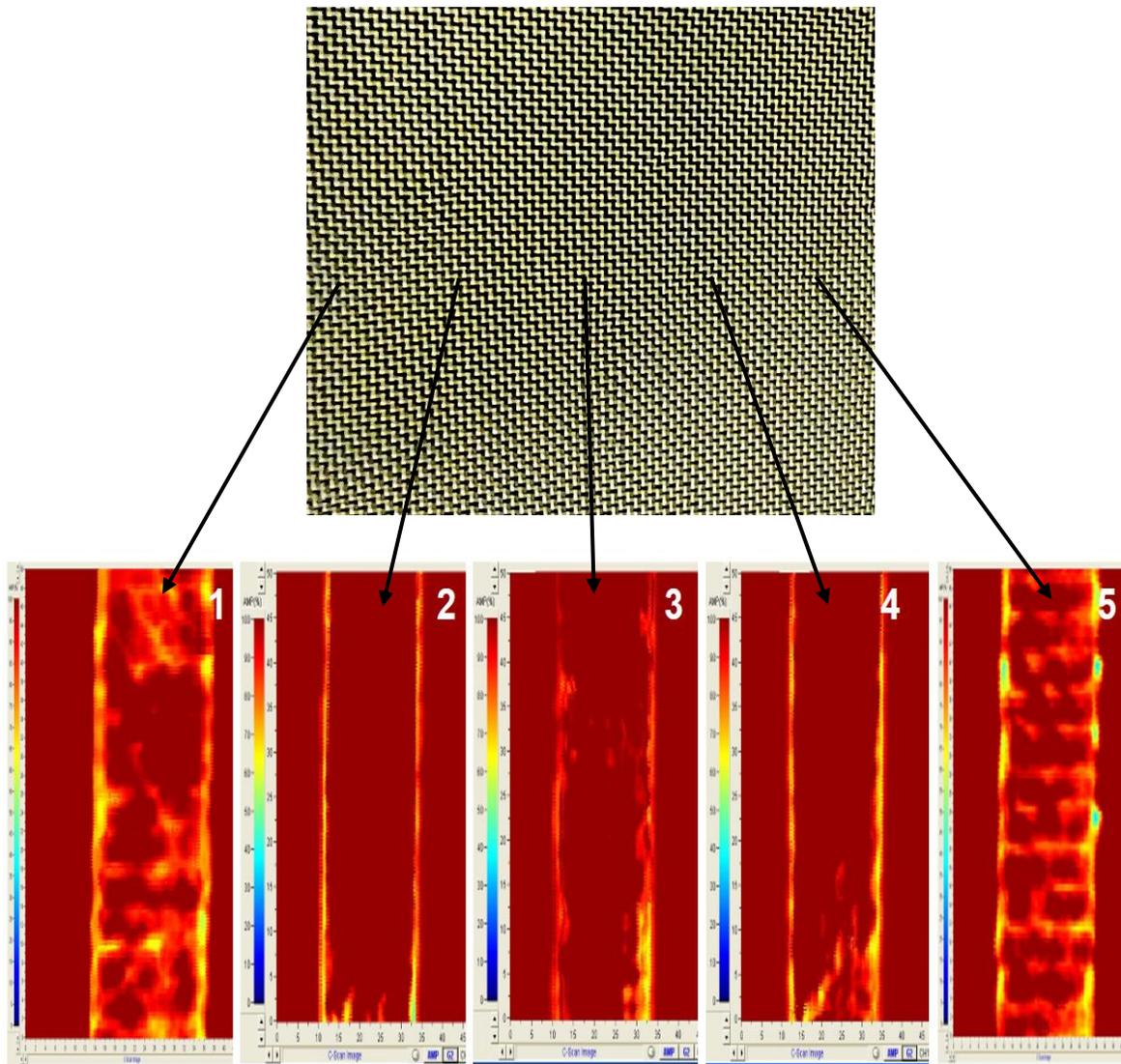
En la figura 41 se muestra el resultado del análisis de ultrasonido del laminado obtenido por el proceso de infusión de resina del tejido kevlar/carbono  $\pm 45^\circ$ .



*Figura 41 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa kevlar/carbono  $\pm 45^\circ$*

En la figura 41 puede apreciarse que el laminado presenta pocos defectos, pues la presencia en su mayoría de colores cálidos en las imágenes de ultrasonido nos indican que el buen estado del laminado en la mayoría de su composición, los colores fríos que se aprecian en las orillas de las probetas son delaminaciones producidas por el corte con el disco, de igual manera se aprecia que la resina tuvo una mejor interacción y compactación con la fibra en la parte central del laminado (probetas 2,3 y 4), pues en las probetas 1 y 5 existen algunas partes en color azul, que representan la falta de impregnación de las capas en el laminado en esas partes, debido a que en el proceso de infusión no hay una presión de compactación uniforme, al igual que el vacío no es tan controlado, influyendo en el flujo de resina, haciendo que algunas partes del laminado se impregnen mejor que otras.

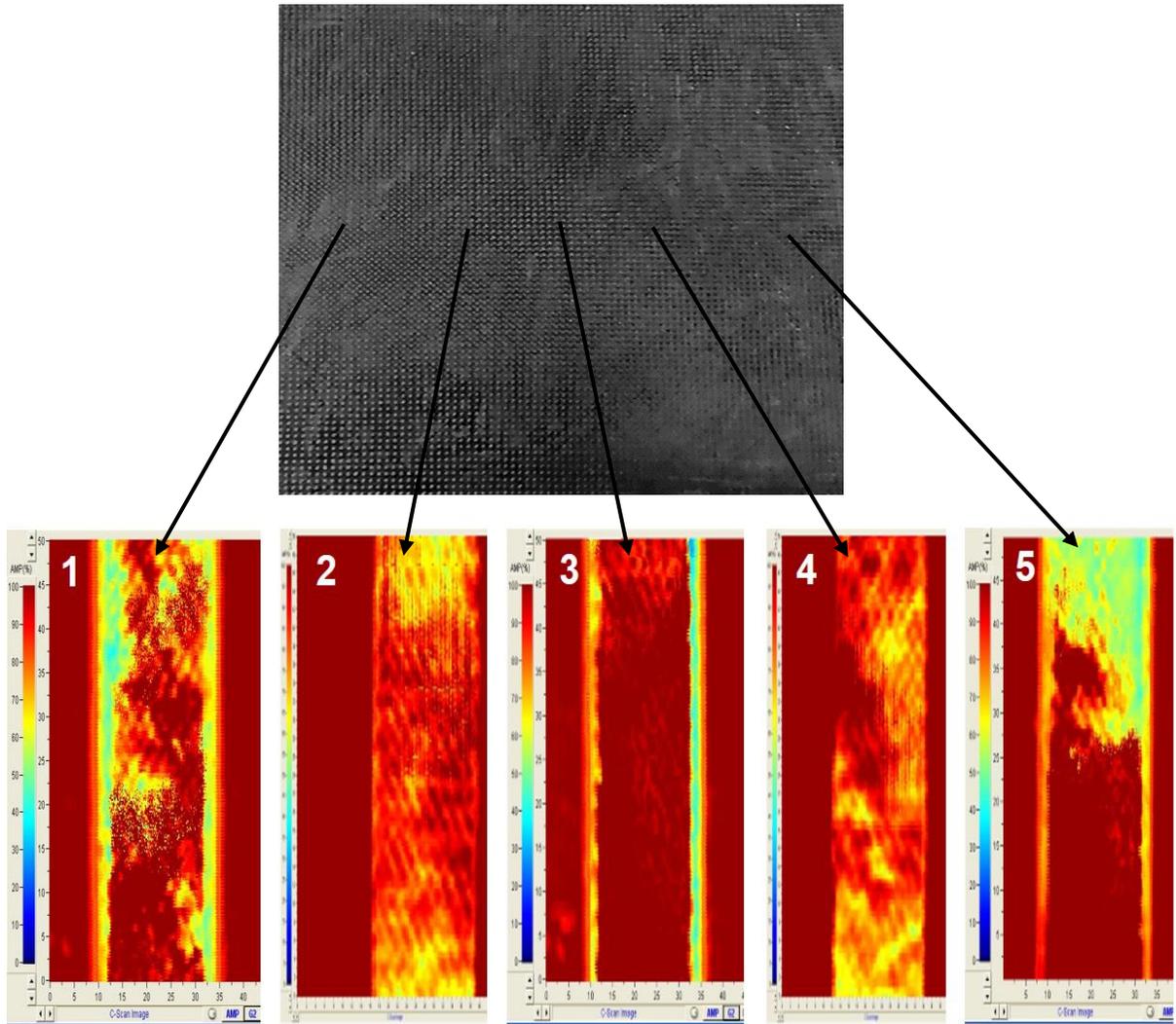
En la figura 42 se muestra el resultado del análisis de ultrasonido del laminado obtenido por infusión de resina, del tejido kevlar/carbono 0/90



*Figura 42 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa kevlar/carbono 0/90*

En la figura 42 puede apreciarse que el laminado 0/90 de kevlar/carbono presenta mayores zonas en colores cálidos que el laminado del mismo tejido de  $\pm 45^\circ$  (ver figura 41), inclusive el disco de corte casi no produjo delaminaciones en las orillas de las probetas, esto es debido a que al ser un tejido 0/90 presenta menor distorsión al flujo de la resina que el tejido  $\pm 45^\circ$ , el cual se distorsiona de manera más fácil, por esa razón también se observa que las orillas del laminado (probetas 1 y 5) presentan menor impregnación de resina, pero son mejor impregnadas que las orillas del laminado  $\pm 45^\circ$ .

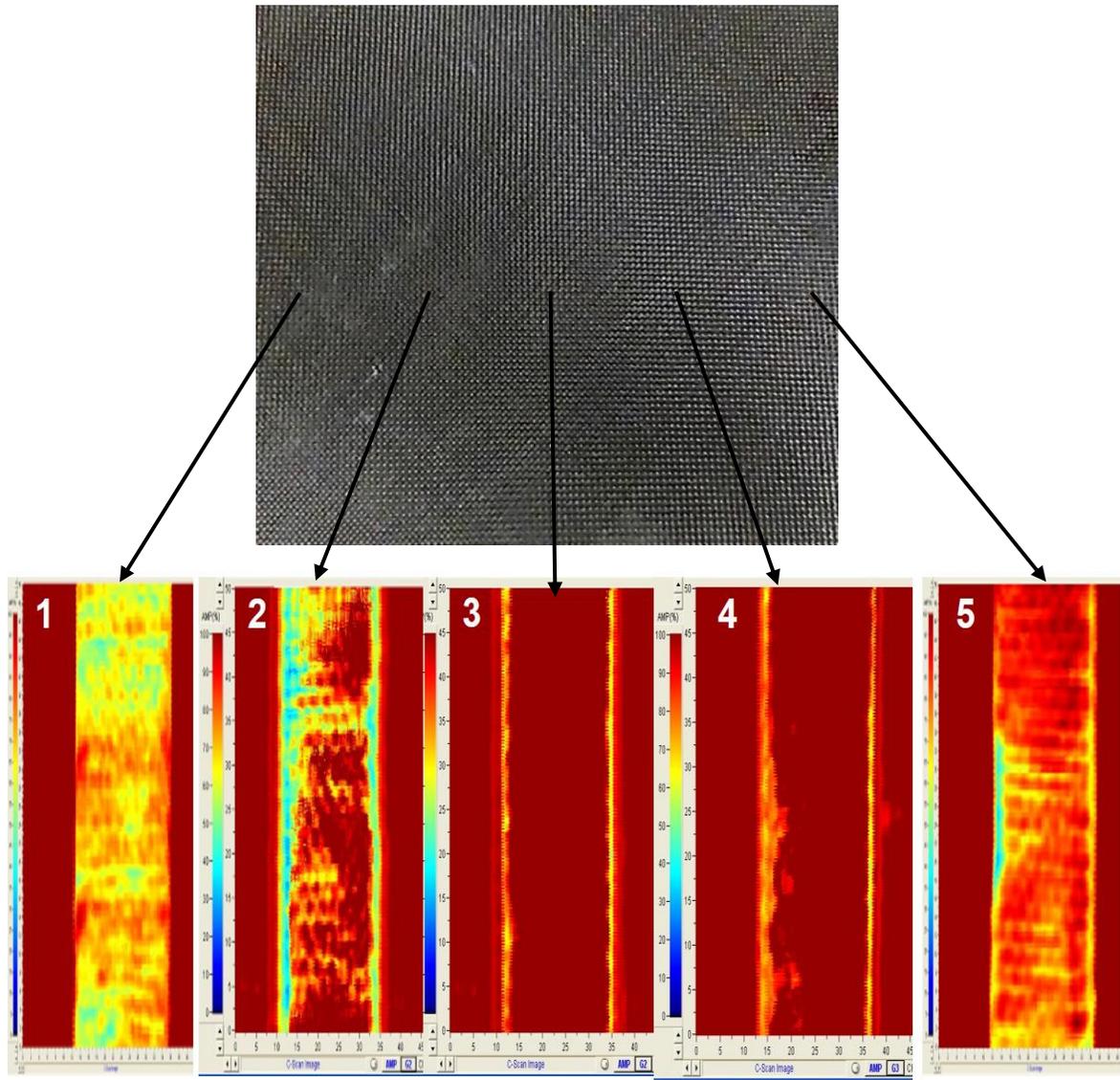
En la figura 43 se muestra el resultado del análisis de ultrasonido del laminado obtenido por el proceso de infusión de resina del tejido de fibra de carbono  $\pm 45^\circ$ .



*Figura 43 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa de carbono  $\pm 45^\circ$*

En la figura 43 se observa que el laminado de fibra de carbono  $\pm 45^\circ$  tiene una mejor impregnación y menores defectos que el laminado de kevlar/carbono  $\pm 45^\circ$ , debido a que la fibra del tejido de kevlar/carbono es más gruesa (calibre 3k) que la fibra del tejido de carbono (calibre 12k), lo que hace que el tejido de fibra de carbono sea más resistente a la distorsión, por lo que las delaminaciones sólo se presentan en las zonas de corte.

En la figura 44 se muestra el resultado del análisis de ultrasonido del laminado obtenido por infusión de resina, del tejido de fibra de carbono 0/90.



*Figura 44 Resultados del análisis de ultrasonido en la placa de carbono 0/90*

En la figura 44 se puede apreciar que el laminado de fibra de carbono 0/90 tiene al igual que el laminado de kevlar/carbono 0/90 una buena distribución de resina en la parte central, pero el tejido de fibra de carbono al ser de menor calibre y más denso que el tejido de kevlar/carbono no permite un flujo óptimo de resina, pues los espacios entre cada fibra son más reducidos, dificultando un poco la impregnación en las zonas que no están directamente en contacto con el vacío, sin embargo, se aprecia una buena calidad, pues sólo existe delaminación por corte en las probetas que están alejadas de la zona central del laminado (probetas 1 y 5), el hecho de que exista una mayor concentración de resina en un lado del laminado (probetas 3,4 y 5) se sigue debiendo a la distribución no uniforme de vacío dentro del proceso de infusión.

#### 4.1.2 Ensayo de tensión para estudiar el mejor método de manufactura

En la figura 45, se presentan las curvas características de esfuerzo vs desplazamiento de los laminados compuestos de fibra de carbono, según la técnica empleada para su manufactura.

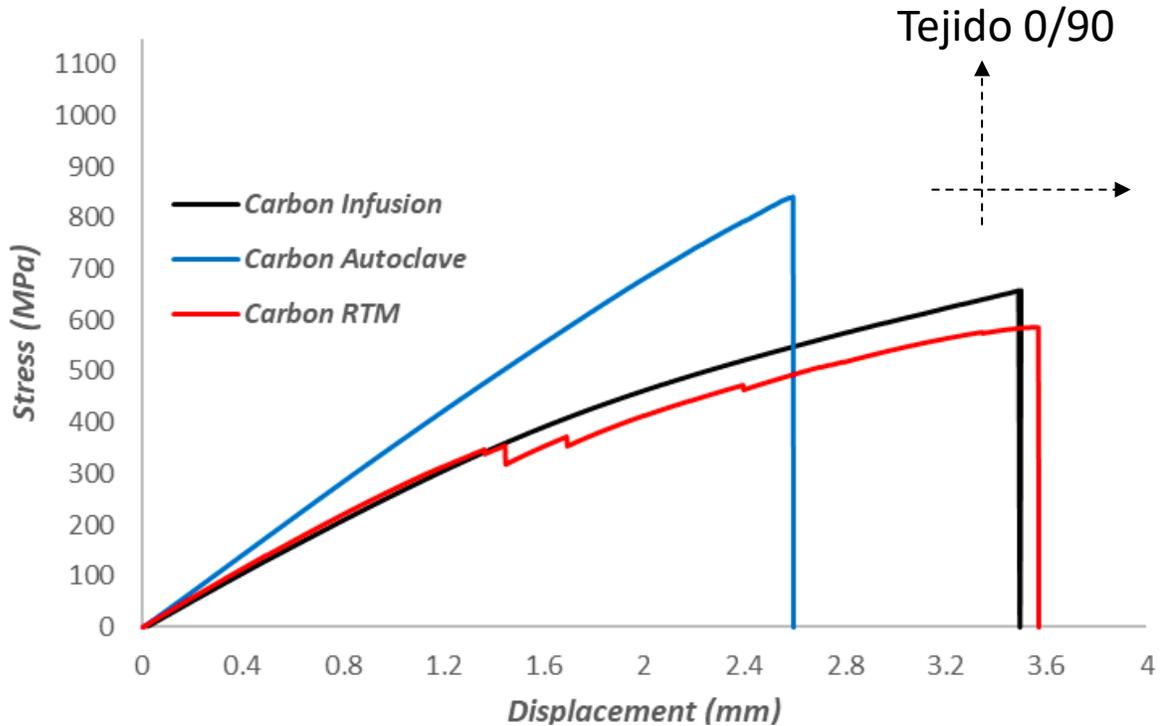


Figura 45 Curvas de esfuerzo vs. desplazamiento de los laminados compuestos de carbono manufacturados por distintos métodos.

En la figura 45 se observa que la gráfica de esfuerzo-deformación del laminado de fibra de carbono manufacturado por autoclave refleja un comportamiento mecánico superior, debido a que al ser manufacturado por autoclave se pudieron controlar variables fundamentales como la presión, la temperatura y el vacío, para obtener un laminado con mayor porcentaje de refuerzo que de matriz en su composición, por lo que las propiedades mecánicas del refuerzo predominan sobre las propiedades mecánicas de la matriz, caso contrario de los laminados manufacturados por infusión y RTM, donde se puede observar que predominan las propiedades mecánicas de la matriz, pues puede notarse un mayor desplazamiento, esto se debe a que el proceso de infusión es un método de manufactura muy simple, donde no existe una presión uniforme y es difícil obtener un vacío equitativo para todo el laminado, así mismo las probetas obtenidas por el proceso de RTM, tuvieron esos resultados ya que se tenía un molde con un volumen fijo, el cual complica el proceso de manufactura, pues hay que adaptar todas las variables (presión de flujo, volumen de fibra, volumen de resina, vacío y temperatura) a las dimensiones del molde, haciendo un poco complejo obtener los volúmenes de fibra y resina requeridos, por lo que la resistencia mecánica disminuyó [20, 51-54].

En la figura 46 se muestran las gráficas de esfuerzo cortante-desplazamiento de los materiales de fibra de carbono a  $\pm 45^\circ$  manufacturados por infusión, autoclave y RTM.

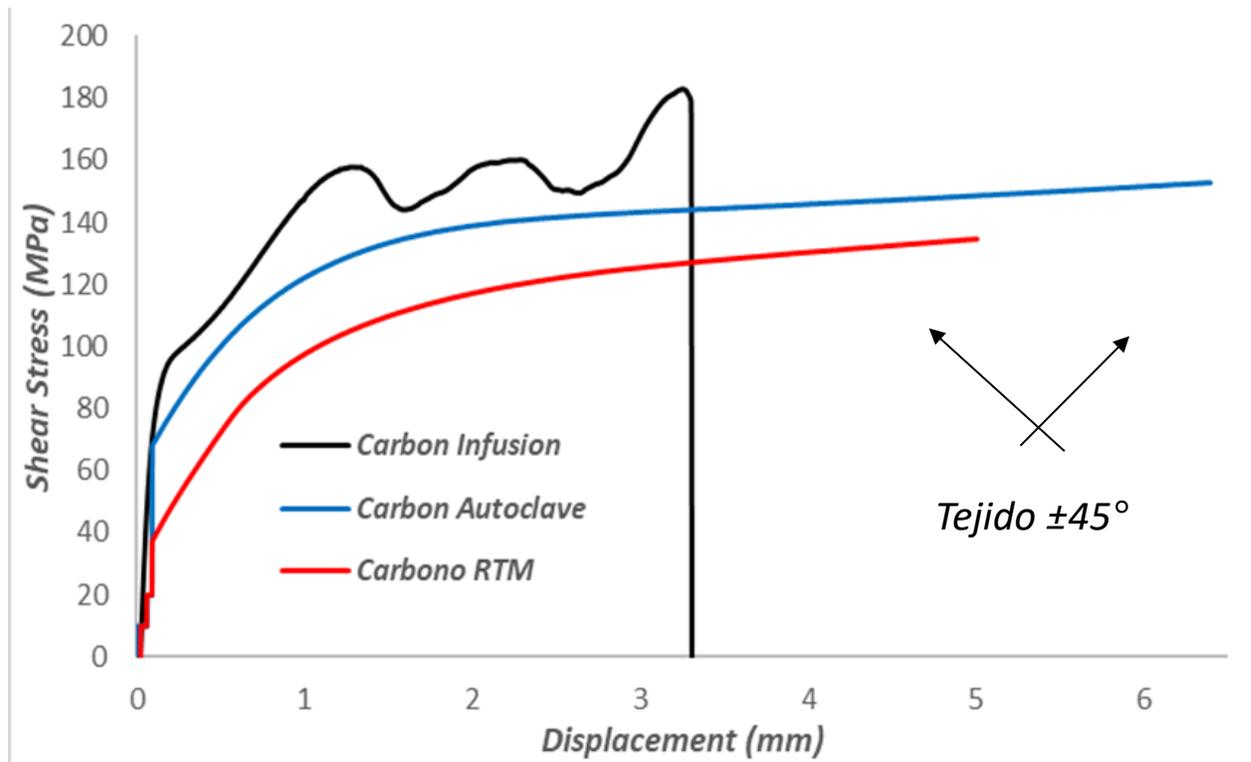


Figura 46 Curvas de esfuerzo cortante vs. desplazamiento de los laminados compuestos de carbono manufacturados por distintos métodos.

En la figura 46 se observa que las probetas presentan un comportamiento mecánico más dúctil, esto es debido a que las fibras de los laminados no están orientadas en dirección de la carga ( $90^\circ$ ), están a  $\pm 45^\circ$ , por lo que al hacer tensión en el material lo primero en fallar es la matriz. Es hasta que la fibra se alinea con la carga cuando el material falla por completo, se observa que el esfuerzo cortante más grande se obtiene con el laminado manufacturado por infusión, sin embargo, la gráfica de carbon-infusion tiene un comportamiento escalonado [53], esto es porque al manufacturar los laminados por infusión no se tiene un control óptimo sobre la impregnación de resina por todo el material, además, al manufacturar los materiales compuestos con la resina a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ) la resina es más densa, el tejido al ser  $\pm 45^\circ$  sufre distorsiones mayores, por lo que la resina no se distribuye de manera uniforme, teniendo como consecuencia que en algunas zonas exista mayor concentración de fibra y en otras zonas mayor concentración de resina, haciendo que tenga un comportamiento mecánico más inestable [53]. Por otro lado, puede observarse que los laminados manufacturados por RTM y autoclave presentan un comportamiento similar entre sí y un comportamiento mecánico más estable, sin embargo, el laminado manufacturado por RTM presenta un mayor esfuerzo cortante que el laminado manufacturado por autoclave, debido a que el laminado manufacturado por autoclave contiene menor porcentaje de matriz, pero puede observarse que aunque el porcentaje de matriz sea menor, el comportamiento mecánico es el mejor, pues a pesar de tener más porcentaje de refuerzo en su composición, existe una buena interacción entre ambos componentes (matriz y refuerzo), debido a que en la

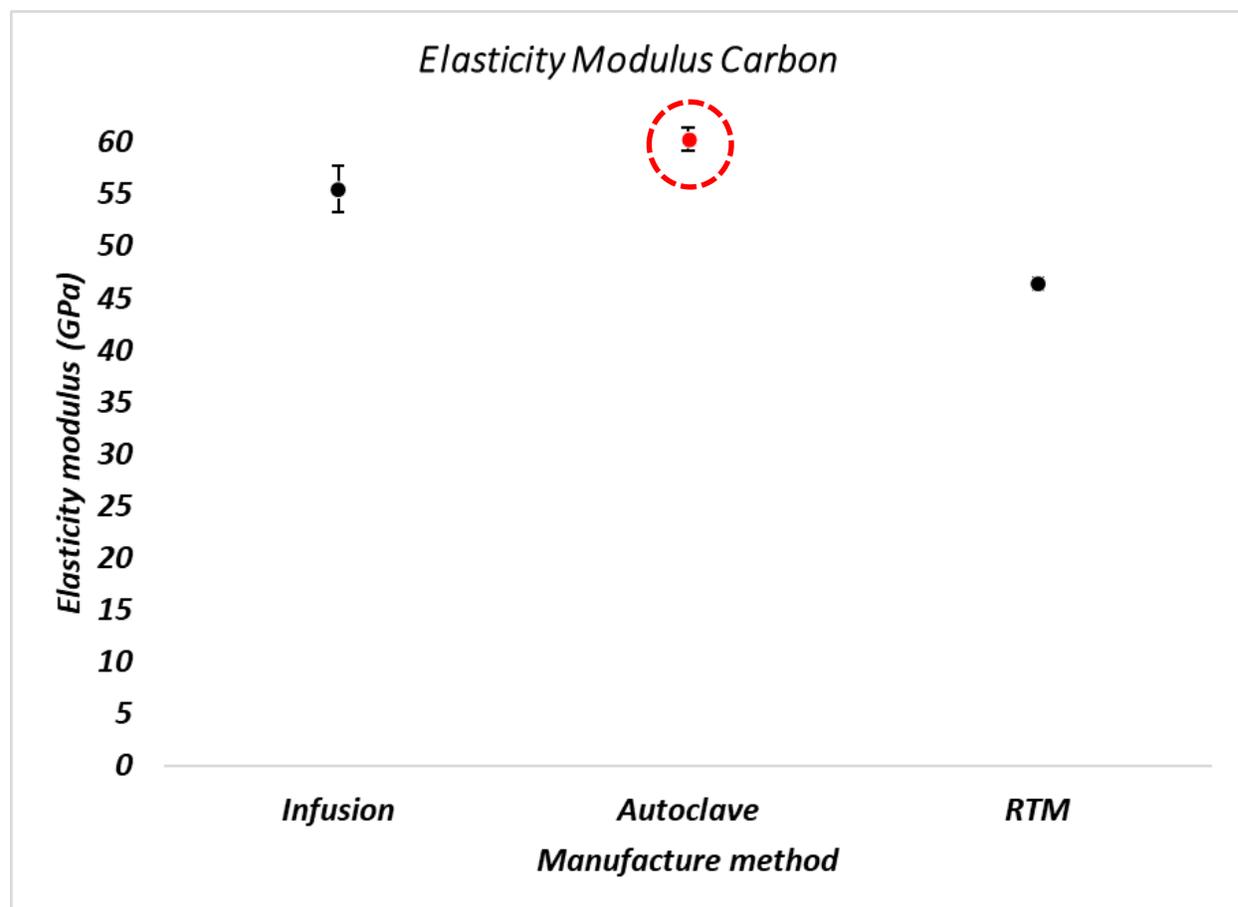
manufactura existió un control más óptimo de las variables de presión, temperatura y vacío, que en el proceso del RTM.

En la tabla 24 se muestran las propiedades mecánicas (módulo de elasticidad  $E$ , módulo de corte  $G$  y relación de Poisson  $\nu$ ) obtenidas a partir de los ensayos de tensión de los laminados de fibra de carbono manufacturados por diferentes técnicas.

Material	Manufacturing Method	E12 (GPa)	G12 (Gpa)	v12
Carbon	Infusion	55.51 ± 2.28	5.23 ± 0.68	0.054 ± 0.022
Carbon	Autoclave	60.15 ± 1.12	11.94 ± 0.33	0.053 ± 0.037
Carbon	RTM	46.36 ± 0.61	11.14 ± 0.48	0.051 ± 0.016

*Tabla 24 Constantes elásticas de los laminados compuestos de carbono manufacturados por las diferentes técnicas*

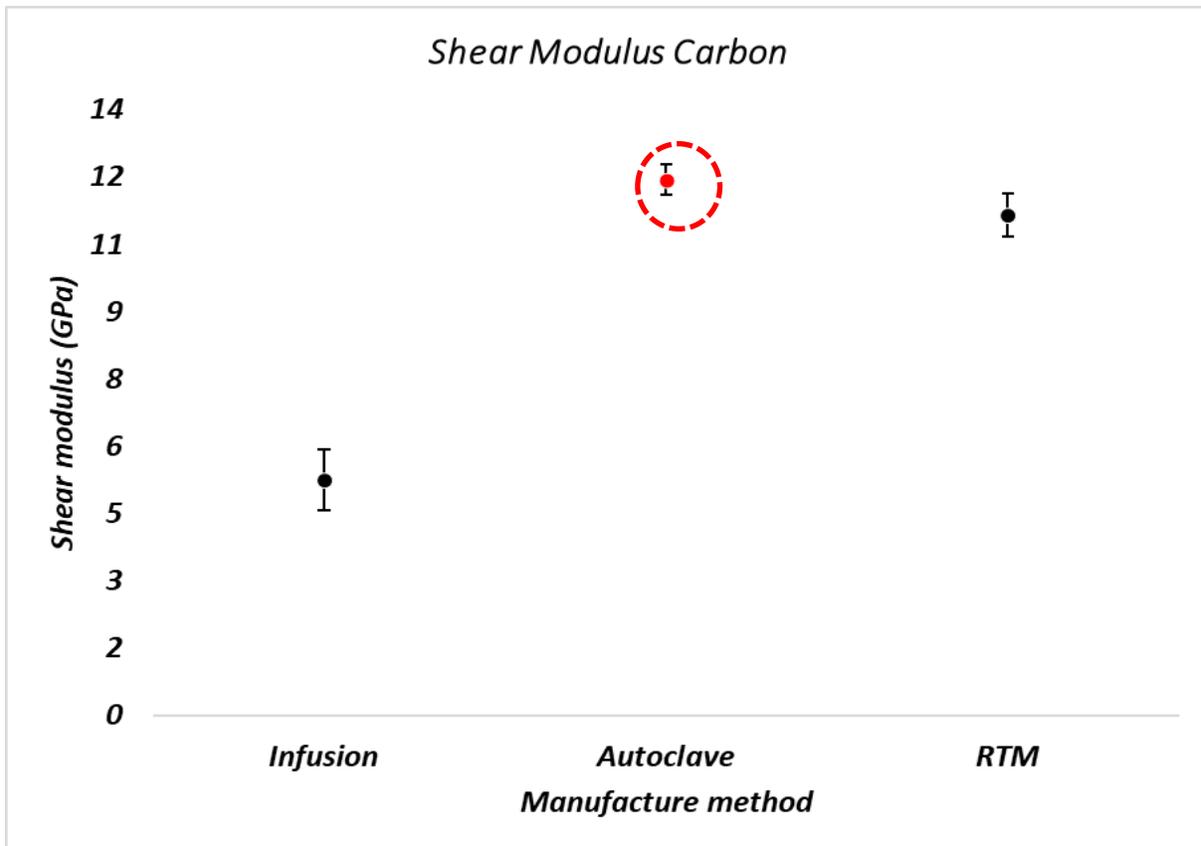
En la figura 47 se muestran los módulos de elasticidad ( $E$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 47 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 47 se observa en color rojo que el módulo de elasticidad más alto se obtuvo con el laminado manufacturado por autoclave, este módulo de elasticidad es de 60.15 GPa, es 7.71% mayor al módulo de elasticidad obtenido por infusión y 22.92% más grande que el módulo de elasticidad obtenido por RTM, además puede verse que la desviación estándar es muy pequeña en los materiales manufacturados por autoclave y RTM, debido a que en ambos procesos se controla la presión, la temperatura y el vacío.

En la figura 48 se muestran los módulos de corte ( $G$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 48 Gráfica comparativa de los módulos cortantes de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 48 se observa en color rojo que el módulo de corte más grande es el obtenido por el laminado de fibra de carbono manufacturado por autoclave, este tiene un valor de 11.94 GPa. El módulo de corte obtenido por autoclave es 56.19% más grande que el módulo de corte obtenido por infusión y 6.7% más grande que el módulo de corte obtenido por RTM, comprobando de esa manera que el material compuesto de fibra de carbono manufacturado por autoclave tiene un mejor comportamiento mecánico esfuerzo cortante-desplazamiento.

En la figura 49 se muestran las relaciones de Poisson ( $\nu$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.

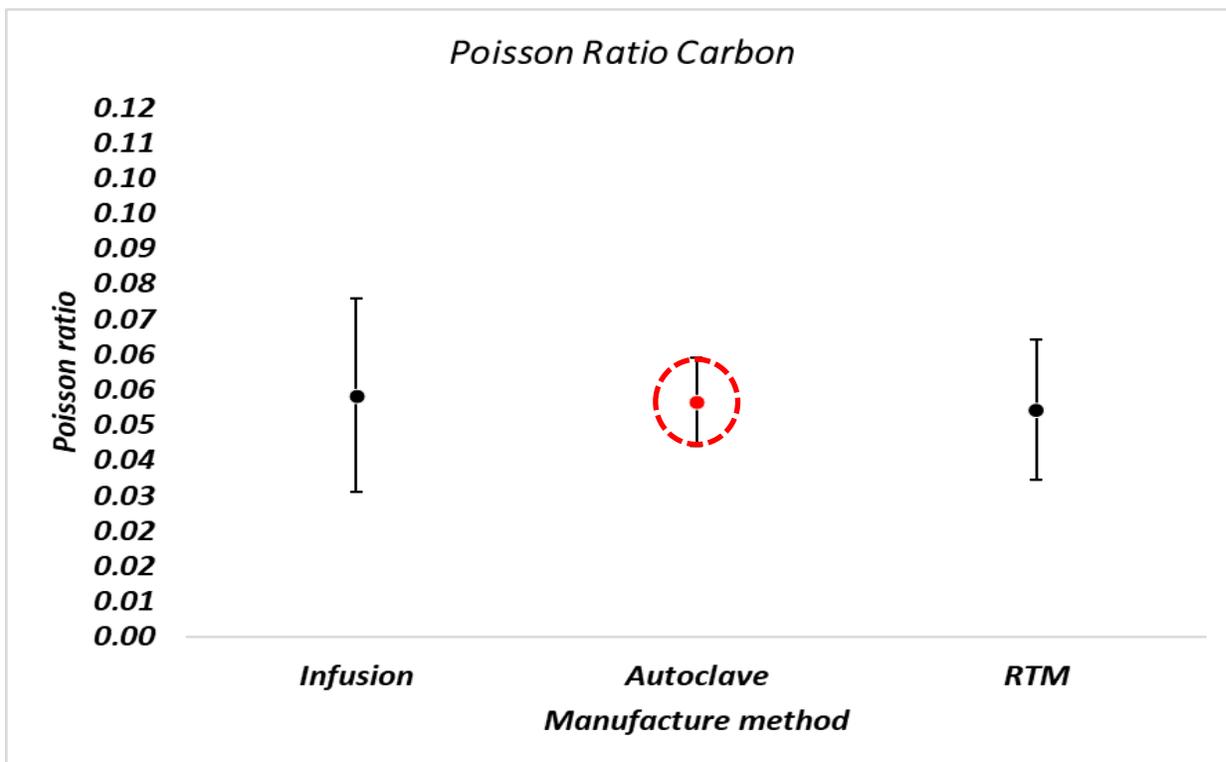


Figura 49 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas

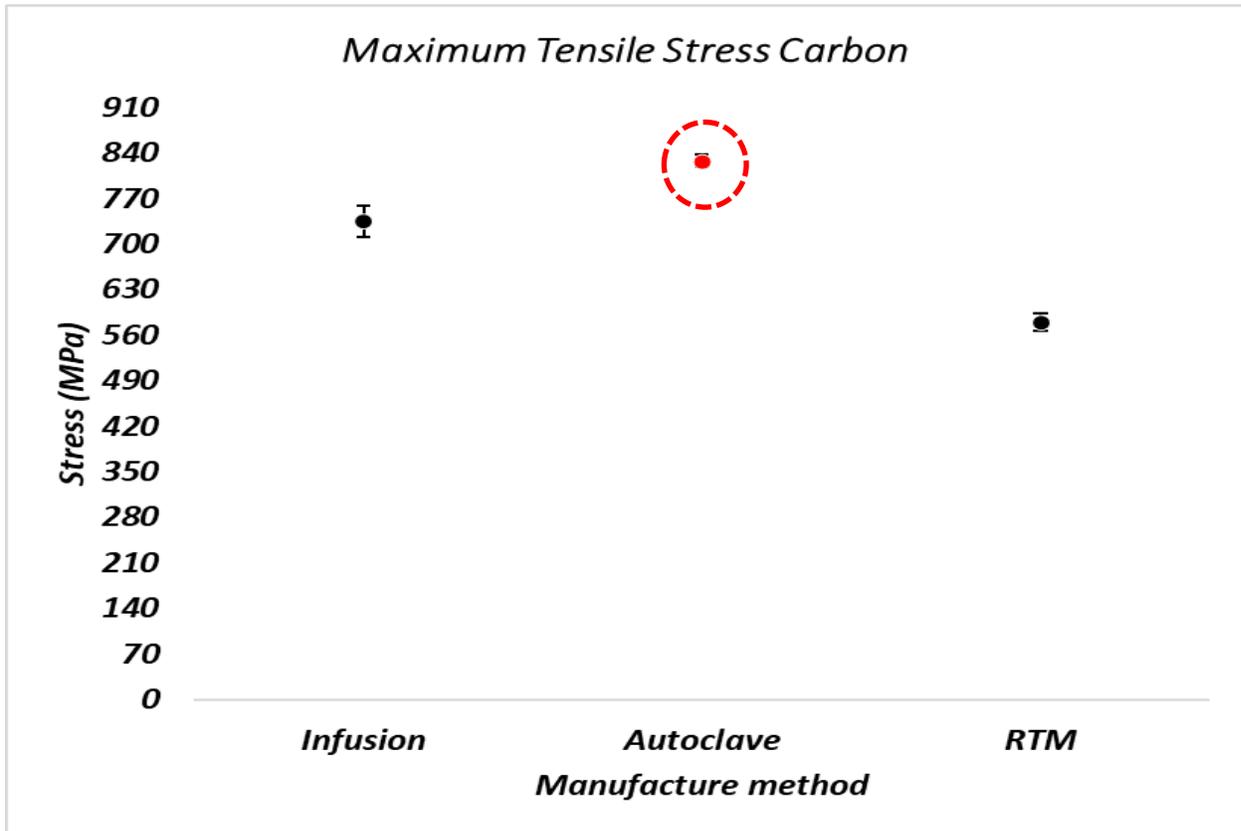
En la figura 49 se observa que las relaciones de Poisson para los laminados compuestos de fibra de carbono son similares, independientemente de la técnica que se usó para manufacturarlos, la diferencia radica en que la desviación estándar es mucho menor en el material obtenido por autoclave (ver círculo rojo), debido a que al manufacturar el laminado por esta técnica (autoclave), el material que se obtiene es de mejor calidad, por lo que la relación de Poisson existente no varía demasiado en cada probeta.

En la tabla 25 se muestran los esfuerzos y cargas máximas obtenidas en el ensayo de tensión para cada laminado compuesto con fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.

Material	Manufacture method	Max Tension Stress (Mpa)	Max Tension Load (KN)	Max Shear Stress (Mpa)
Carbon	Infusion	735.43 ± 23.69	16.23 ± 0.49	180.76 ± 15.6
Carbon	Autoclave	827.74 ± 10.02	15.86 ± 0.49	156.71 ± 4.21
Carbon	RTM	579.71 ± 13.66	34.62 ± 0.82	161.09 ± 3.45

Tabla 25 Propiedades de resistencia mecánica de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas

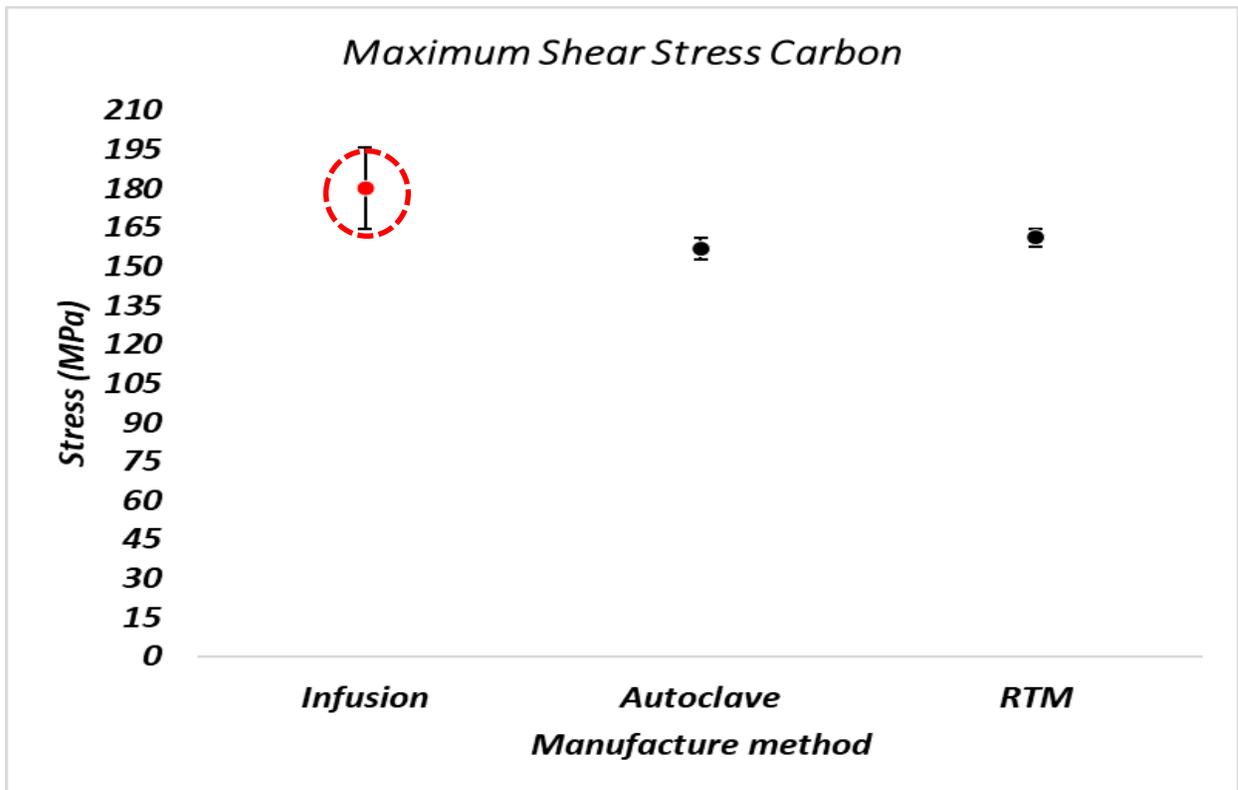
En la figura 50 se muestran los esfuerzos a tensión máximos ( $\sigma_{max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 50 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 50 se observa en color rojo que el esfuerzo máximo en tensión pertenece al laminado compuesto de fibra de carbono manufacturado por autoclave, su valor es de 827.74 MPa y es 11.15% más grande que el esfuerzo en tensión obtenido por infusión y 29.96% mayor al esfuerzo en tensión obtenido por RTM, de igual manera las desviaciones estándar del autoclave y el RTM son menores a la desviación estándar del proceso de infusión, pues son procesos de manufactura más controlados.

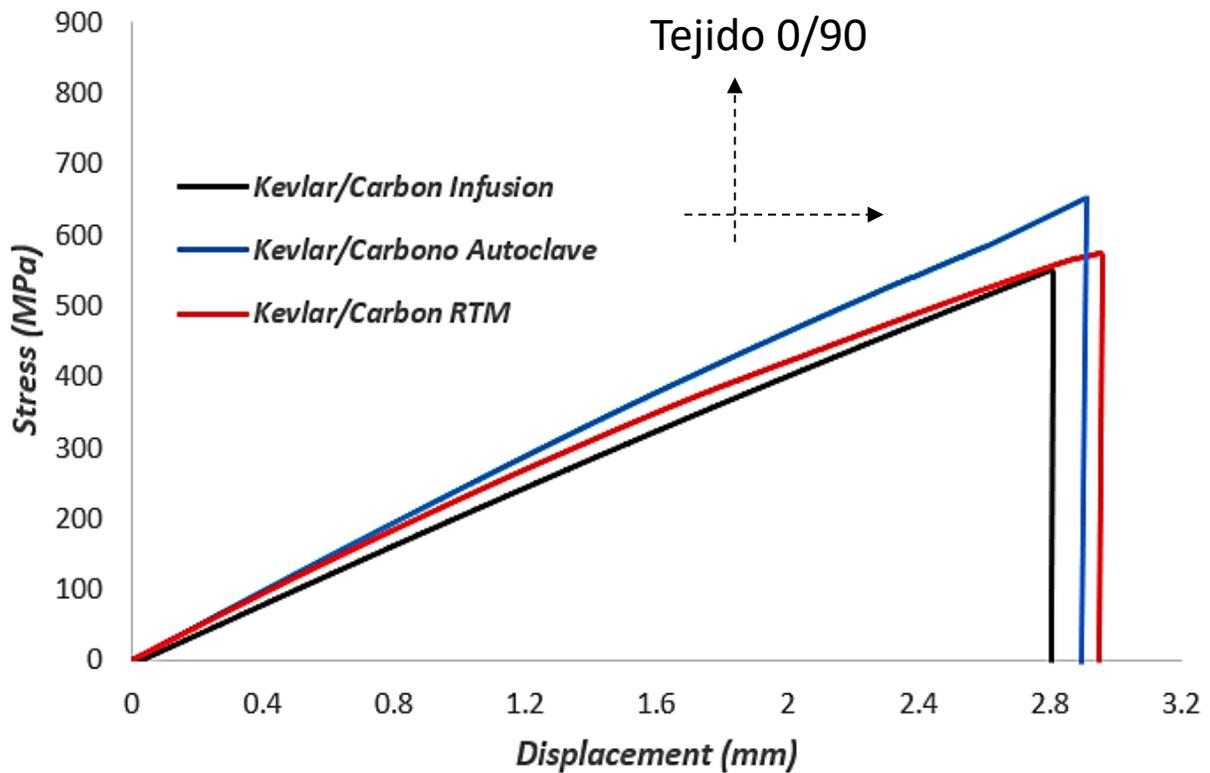
En la figura 51 se muestran los esfuerzos cortantes máximos ( $\tau_{max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 51 Gráfica comparativa de los esfuerzos cortantes máximos de los laminados compuestos de carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 51 se observa que el esfuerzo cortante máximo es el obtenido por el proceso de infusión (ver círculo rojo), sin embargo, si se revisa la imagen, se nota que el comportamiento mecánico del laminado compuesto de fibra de carbono  $\pm 45^\circ$  es inestable, por lo que también presenta una desviación estándar mayor. Los valores de esfuerzo cortante entre los procesos de autoclave y RTM son similares, siendo de 161.09MPa y 156.71MPa respectivamente, el laminado compuesto de fibra de carbono manufacturado por RTM tiene un esfuerzo cortante 2.5% mayor al esfuerzo cortante obtenido por autoclave, lo que denota que no hay una diferencia muy grande entre ambos resultados.

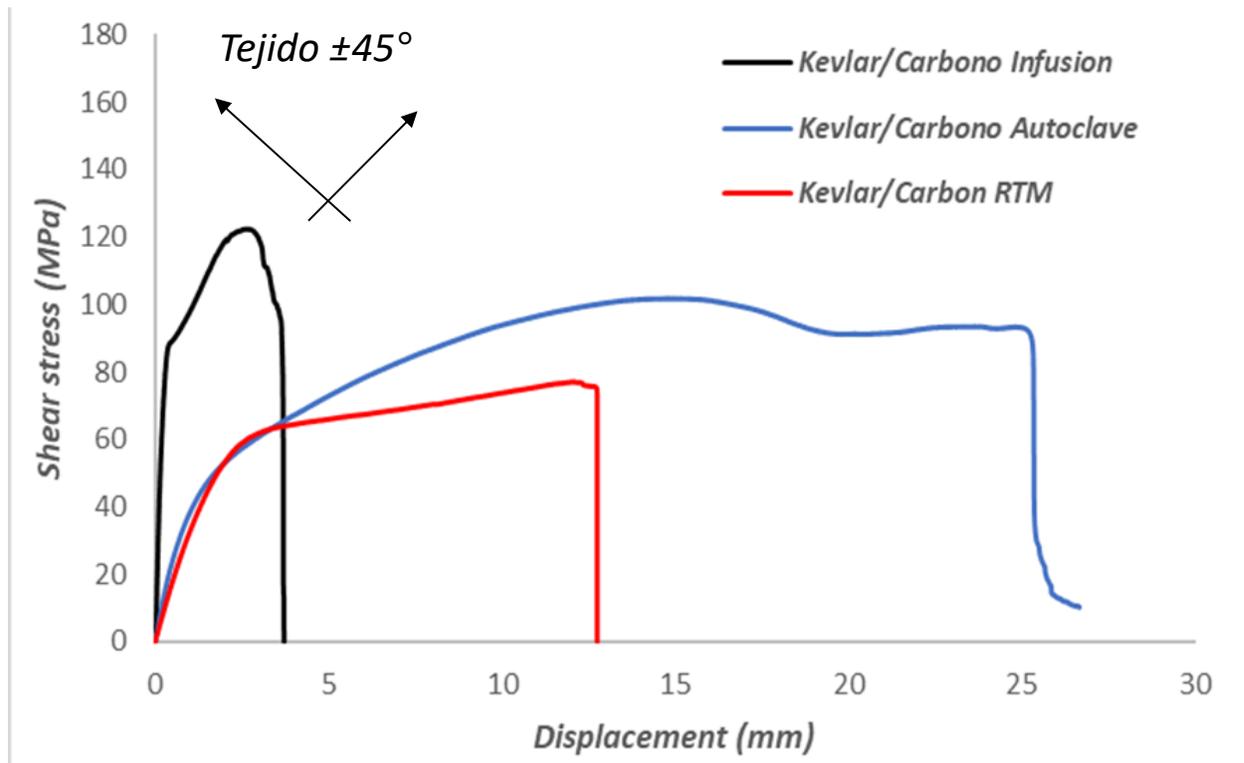
En la figura 52 se presentan las curvas características de esfuerzo vs desplazamiento de los laminados compuestos de fibra de kevlar/carbono, según la técnica empleada para su manufactura.



*Figura 52 Curvas de esfuerzo vs. desplazamiento de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por distintos métodos.*

En la figura 52 se observa que las gráficas de esfuerzo-desplazamiento tienen el mismo comportamiento, pues a diferencia de las curvas obtenidas en la figura 45 de los laminados de fibra de carbono, aquí no se nota gran diferencia, debido a que el calibre de la fibra de kevlar/carbono es mayor (3k) que el calibre de la fibra de carbono(12k), facilitando la impregnación de las capas en todos los procesos, pues el tejido tiene espacios más grandes por donde la resina fluye mejor, obteniendo laminados con proporciones de fibra y resina similares, sin embargo, los parámetros controlados (presión, temperatura y vacío) juegan un papel fundamental, pues muestra de ello es que los esfuerzos a tensión más altos se obtuvieron al utilizar las técnicas de autoclave y RTM.

En la figura 53 se presentan las curvas características de esfuerzo cortante vs desplazamiento de los laminados compuestos de fibra de kevlar/carbono, según la técnica empleada para su manufactura.



*Figura 53 Curvas de esfuerzo cortante vs. desplazamiento de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por distintos métodos.*

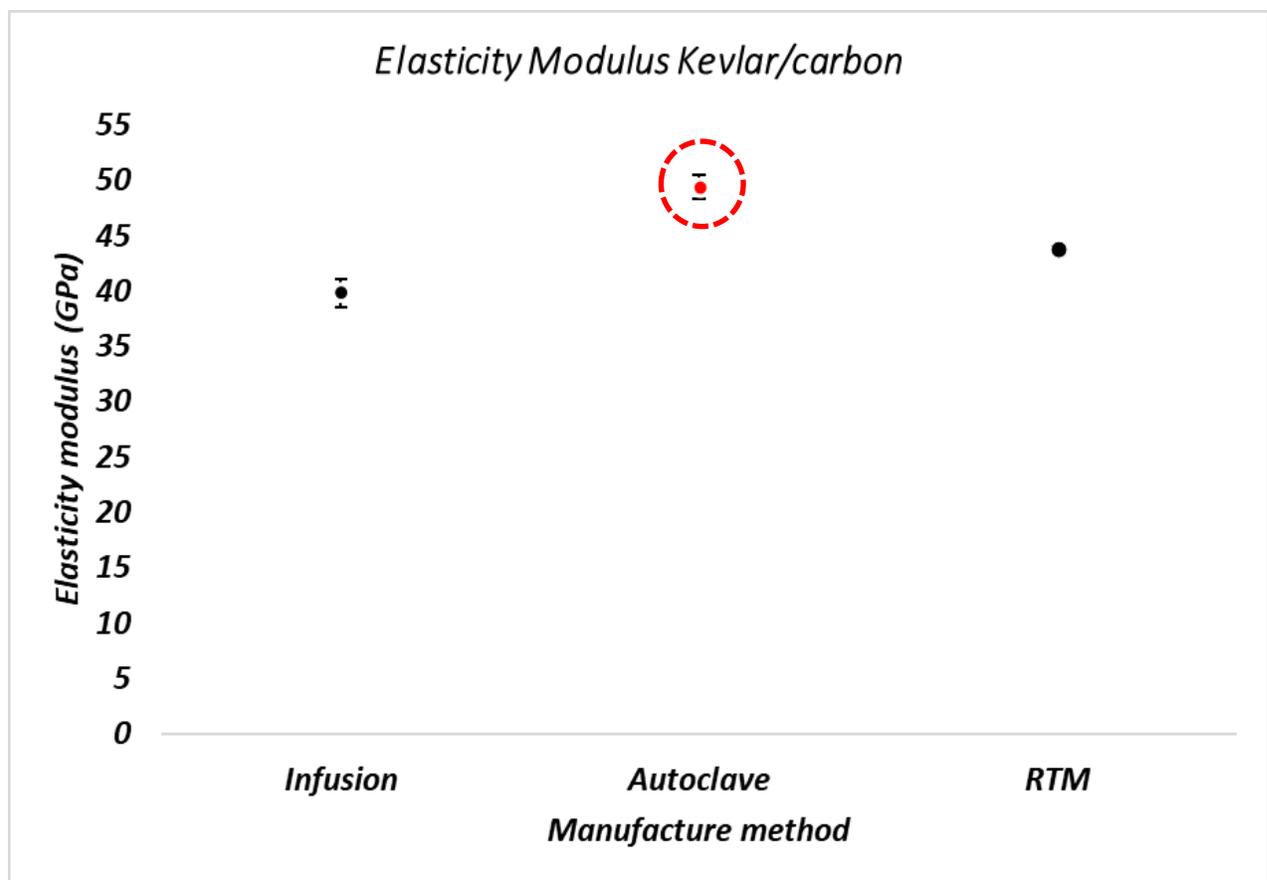
En la figura 53 se observa que las gráficas de esfuerzo cortante-desplazamiento tienen un comportamiento distinto entre sí, el esfuerzo cortante máximo se obtiene con el laminado manufacturado por infusión, sin embargo, la curva del laminado manufacturado por autoclave presenta un mayor desplazamiento antes del fallo, cabe recordar que cuando se ensayan probetas con fibra no orientada en dirección a la carga, lo primero en fallar es la matriz [51-54], pues las fibras se acomodan gradualmente a la dirección de la carga mientras son tensadas, hasta producirse el fallo, lo que indica que el material manufacturado por infusión no tuvo una buena interacción refuerzo-matriz, pues puede notarse que el desplazamiento antes de la rotura es mucho menor, al del autoclave, de igual manera el RTM presenta un comportamiento similar al del autoclave, pero el esfuerzo cortante y desplazamiento son menores, los desplazamientos mayores son producidos en los materiales manufacturados por autoclave y RTM, debido a que en ambos se usó temperatura y presión para compactar e impregnar de una manera más óptima los laminados.

En la tabla 26 se muestran las propiedades mecánicas (módulo de elasticidad  $E$ , módulo de corte  $G$  y relación de Poisson  $\nu$ ) obtenidas a partir de los ensayos de tensión de los laminados de fibra de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas.

Material	Manufacturing Method	$E_1 = E_2$ (GPa)	$G_{12}$ (GPa)	$\nu_{12}$
Kevlar/Carbon	Infusion	$39.81 \pm 1.27$	$4.28 \pm 0.08$	$0.07 \pm 0.022$
Kevlar/Carbon	Autoclave	$49.43 \pm 1.13$	$8.18 \pm 0.1$	$0.12 \pm 0.068$
Kevlar/Carbon	RTM	$43.82 \pm 0.21$	$6.47 \pm 0.26$	$0.04 \pm 0.024$

*Tabla 26 Constantes elásticas de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por las diferentes técnicas*

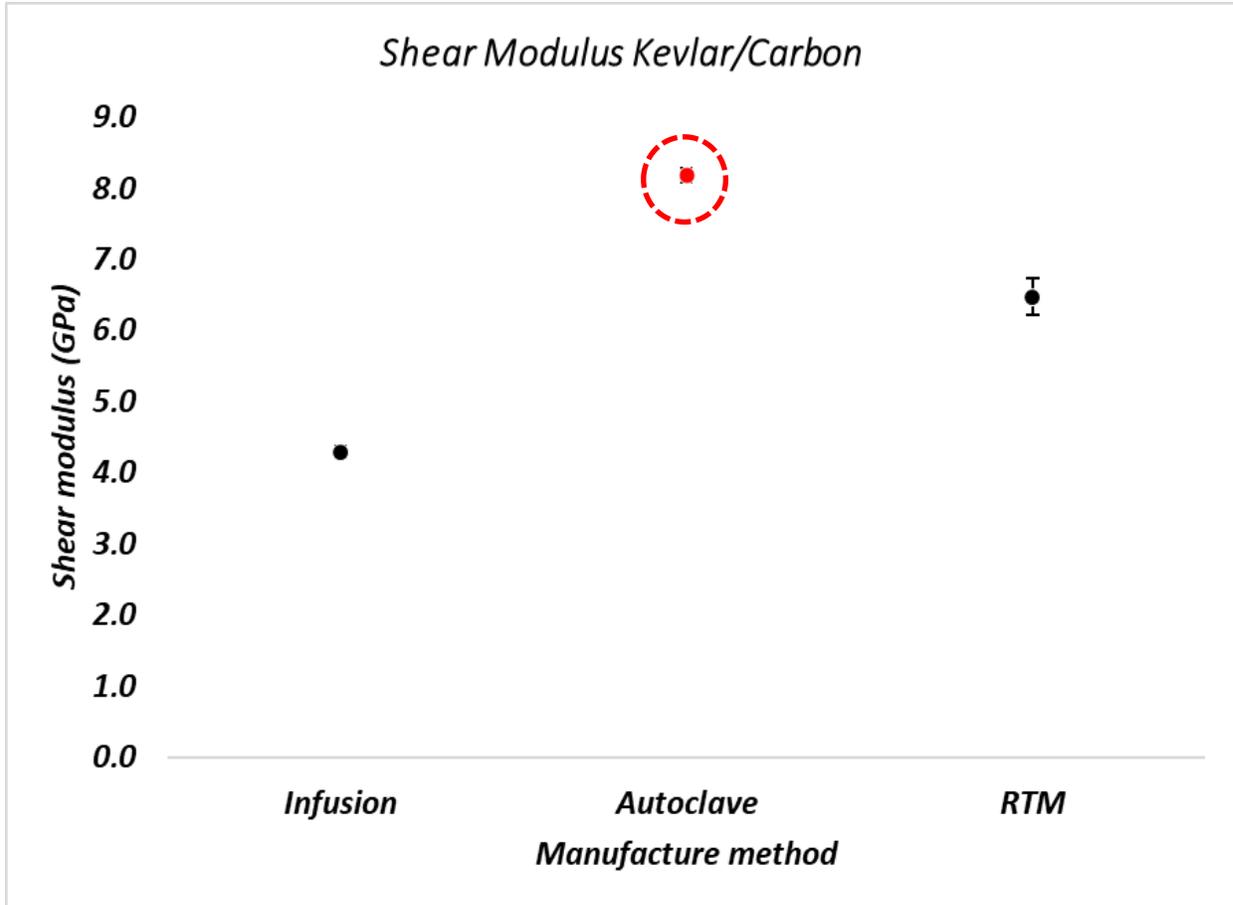
En la figura 54 se muestran los módulos de elasticidad ( $E$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de kevlar/carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 54 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 54 se observa que el módulo de elasticidad más alto se obtiene en el laminado manufacturado por autoclave (ver círculo rojo), este módulo es 20.89% más grande que el obtenido por infusión y 11.34% mayor al obtenido en el proceso del RTM, comprobando de esta manera que, aunque el calibre de la fibra es mayor, el control de los parámetros ayuda a obtener una mejor calidad de material.

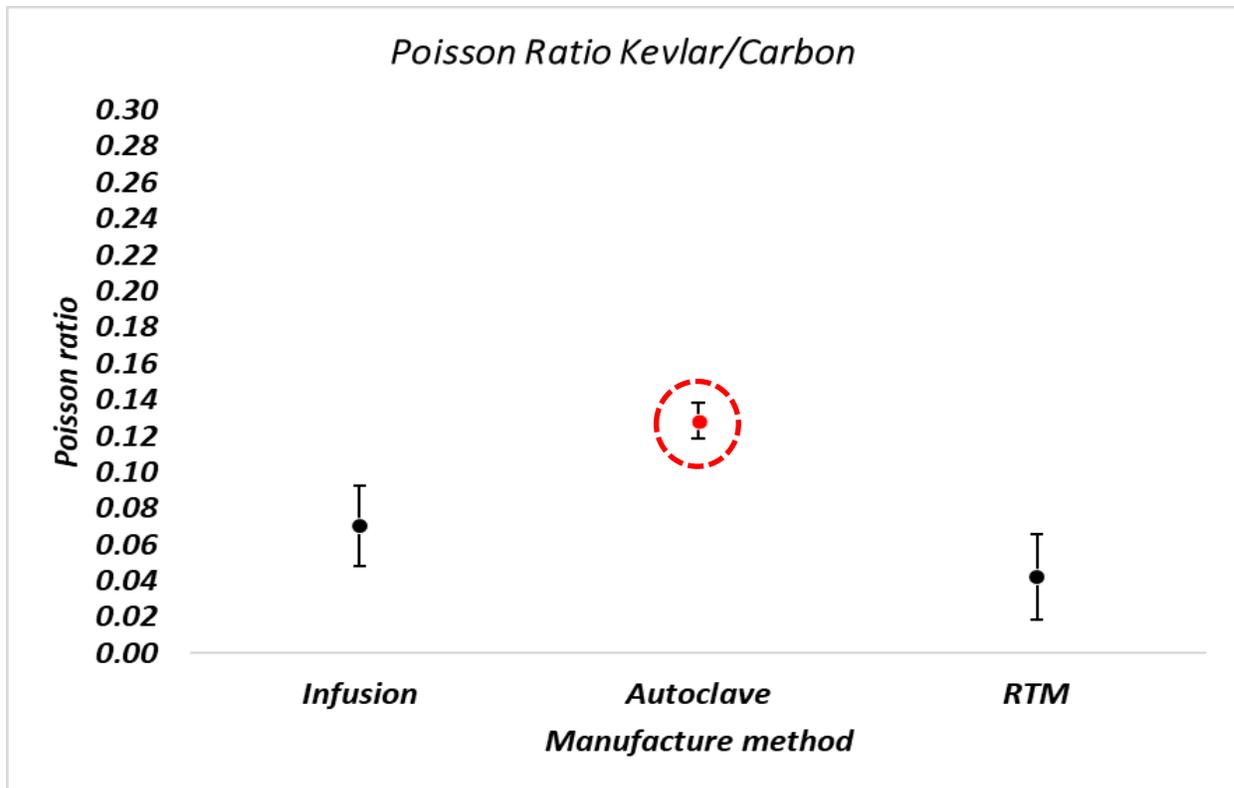
En la figura 55 se muestran los módulos de corte ( $G$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de kevlar/carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 55 Gráfica comparativa de los módulos de corte de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 55 se aprecia que el módulo de corte ( $G$ ) es mayor en el material manufacturado en el autoclave (ver círculo rojo), este tiene un valor de 8.18 GPa, lo que lo hace 47.67% más grande que el módulo de corte del material manufacturado por infusión y 20.9% mayor al material manufacturado por RTM, puede verse una desviación estándar mayor en el RTM, debido a que la presión de entrada de resina, logró distorsionar un poco el tejido de fibra de kevlar/carbono  $\pm 45^\circ$ , pues es un tejido más deformable que el tejido de fibra de carbono, pero esto no fue impedimento para que al tener la presión de compactación y temperatura controladas, diera buenos resultados en las propiedades mecánicas del laminado.

En la figura 56 se muestran las relaciones de Poisson ( $\nu$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 56 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura se observa que la relación de Poisson más alta y con menor desviación estándar es la que se obtiene del laminado manufacturado por autoclave (ver círculo rojo), debido a que en la manufactura se consiguió una mejor compactación de las capas, a diferencia del proceso de infusión y RTM, bloqueando la distorsión del tejido, permitiendo que el laminado se impregnara de resina equitativamente.

En la tabla 27 se muestran los esfuerzos y cargas máximas obtenidas en el ensayo de tensión para cada laminado compuesto con fibra de kevlar/carbono manufacturado por diferentes técnicas.

Material	Manufacturing method	Max Tension Stress (Mpa)	Max Tension Load (KN)	Max Shear Stress (Mpa)
Kevlar/Carbon	Infusion	506.45 ± 75.08	13.46 ± 1.72	125.24 ± 0.97
Kevlar/Carbon	Autoclave	677.25 ± 8.11	13.63 ± 0.19	101.26 ± 0.24
Kevlar/Carbon	RTM	548.77 ± 35.18	32.77 ± 2.10	78.15 ± 0.26

*Tabla 27 Propiedades de resistencia mecánica de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 57 se muestran los esfuerzos a tensión máximos ( $\sigma_{Max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de kevlar/carbono manufacturado por diferentes técnicas.

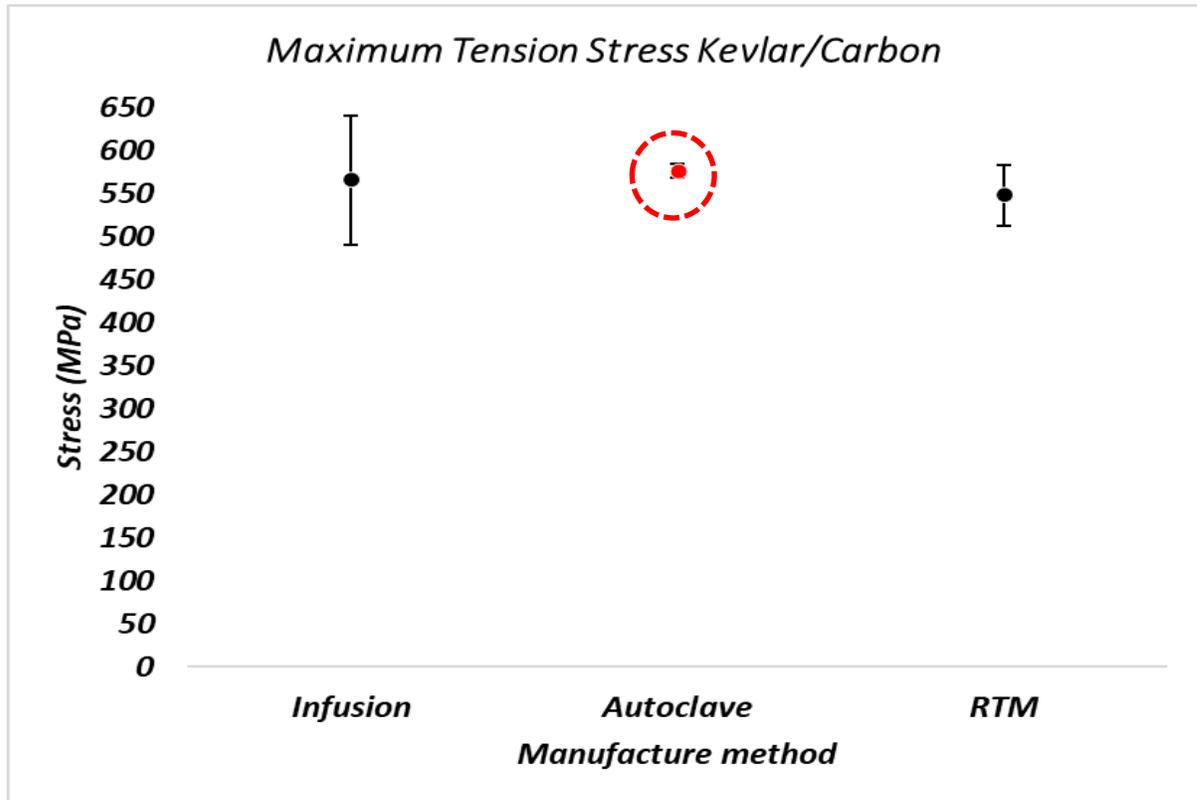
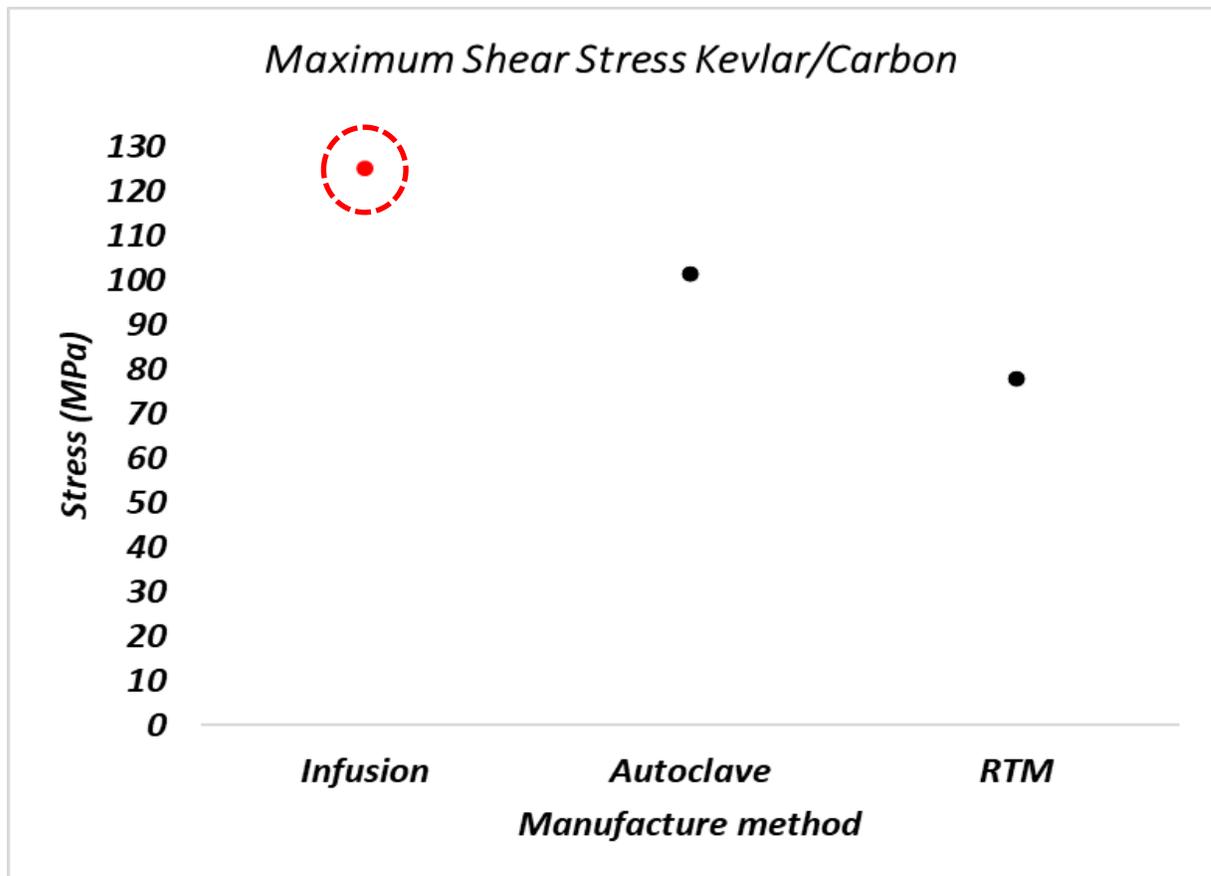


Figura 57 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas

En la figura 57 se aprecia que el esfuerzo a tensión más grande fue obtenido por el laminado compuesto manufacturado por autoclave (ver círculo rojo), este tiene un valor de 677.25 MPa, es 25.21% más grande que el esfuerzo en tensión obtenido por el proceso de infusión y 18.97% mayor al esfuerzo en tensión obtenido por el proceso de autoclave, de igual manera el laminado compuesto manufacturado por autoclave tuvo una desviación estándar muy baja debido a la calidad del material y del proceso de manufactura.

En la figura 58 se muestran los esfuerzos cortantes máximos ( $\tau_{Max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos de cada laminado de fibra de kevlar/carbono manufacturado por diferentes técnicas.



*Figura 58 Gráfica comparativa de los esfuerzos cortantes máximos de los laminados compuestos de kevlar/carbono manufacturados por diferentes técnicas*

En la figura 58 se observa que el esfuerzo cortante más grande se obtuvo por el proceso de infusión (ver círculo rojo), seguido del esfuerzo cortante obtenido por el material manufacturado por autoclave, sin embargo al revisar la figura, se observa que la gráfica de esfuerzo cortante-desplazamiento del material manufacturado con autoclave presenta un mejor comportamiento que la gráfica del laminado manufacturado por infusión, muestra de ello es que los valores más altos obtenidos en el módulo de corte pertenecen al laminado manufacturado por autoclave (ver figura), por lo que se tiene prueba que hubo una mejor interacción de los componentes (fibra-matriz) en el laminado manufacturado por autoclave que en laminado manufacturado por infusión, debido al control de los parámetros de manufactura.

## 4.2 Ensayos con alta temperatura para elegir la mejor resina epóxica

### Nomenclatura de probetas

- Q3T= Resina Quintum Q3T con partículas de Tungsteno
- 2500= Resina Epolam 2500
- 2015= Resina Epolam 2015
- 3330= Resina Fibreglast 3330
- T= Ensayo a 180°C
- sT= Sin ciclo de post-curado
- TT= Con ciclo de post-curado
- A= Autoclave
- I= Infusión

Ejemplo:

TQ3TsT= Probeta ensayada a 180°C de la resina Q3T, sin ciclo de post-curado

### 4.2.1 Ensayos de tensión con temperatura

En la figura 59 se muestran 2 gráficas representativas, de los ensayos a tensión (carga-desplazamiento) de un mismo material compuesto, ensayado a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ) y a alta temperatura ( $180^\circ\text{C}$ ).

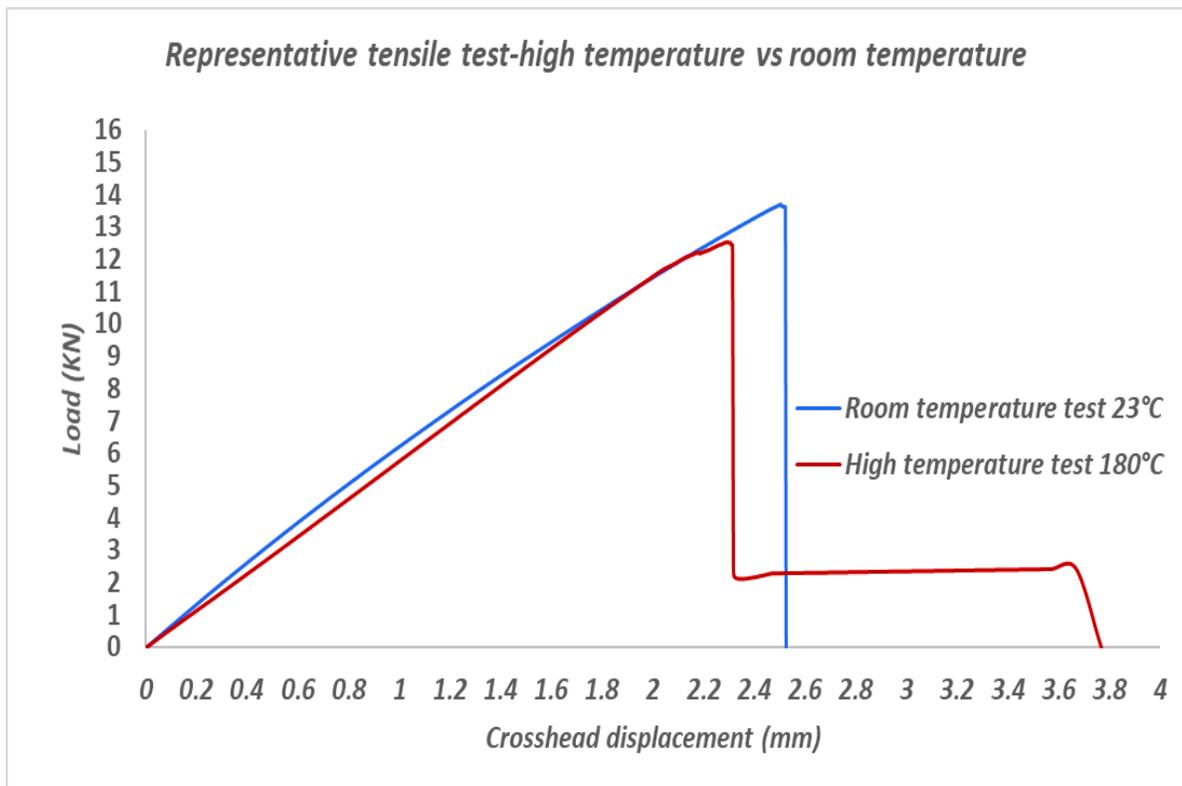
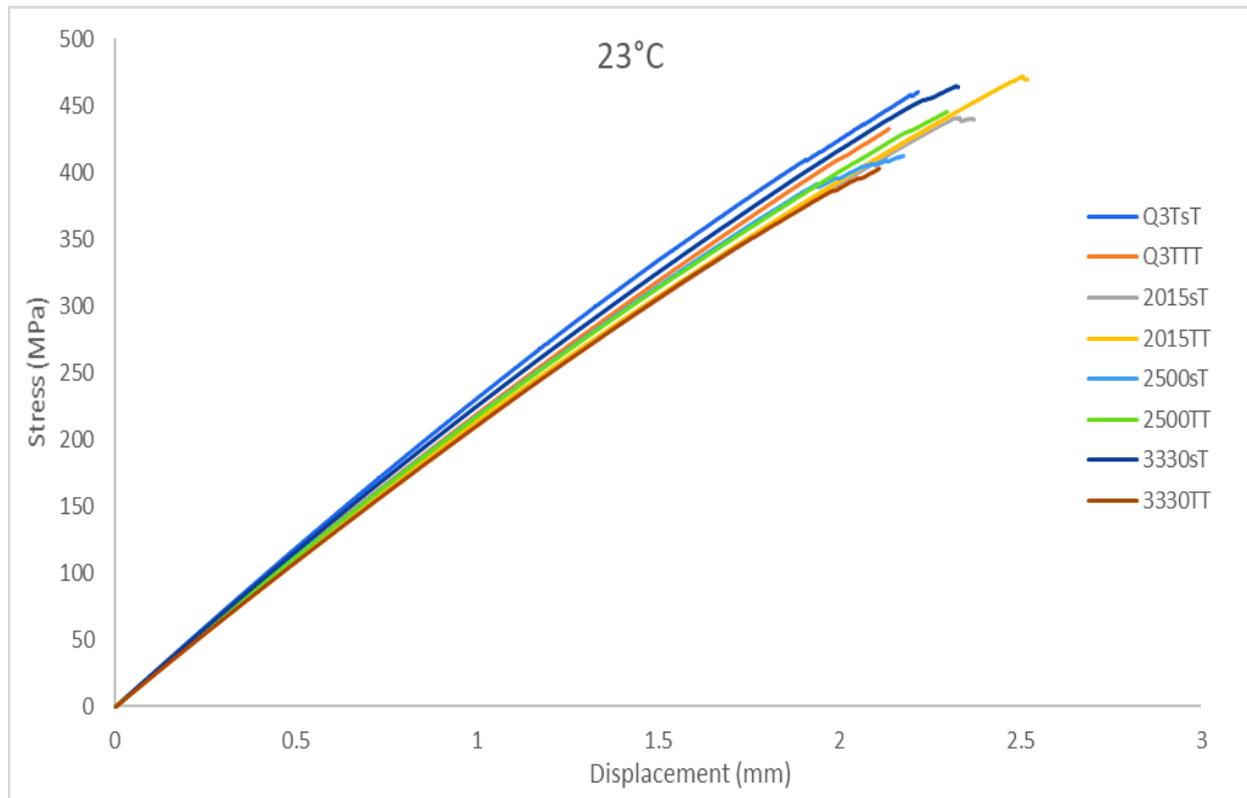


Figura 59 Curvas representativas del comportamiento mecánico de un laminado compuesto ensayado a temperatura ambiente y a  $180^\circ\text{C}$ .

En la figura 59 se observa que cuando se ensaya el material a 180°C, la resina sufre un reblandecimiento, afectando en la resistencia mecánica, debido a que pierde solidez, sin embargo, el efecto de reblandecimiento también se ve reflejado en que se tiene una pequeña curva consecutiva, en donde la resina llega a un punto de curado por el sometimiento a la alta temperatura (180°C), y es donde recupera la solidez, el ensayo continúa hasta llegar al fallo.

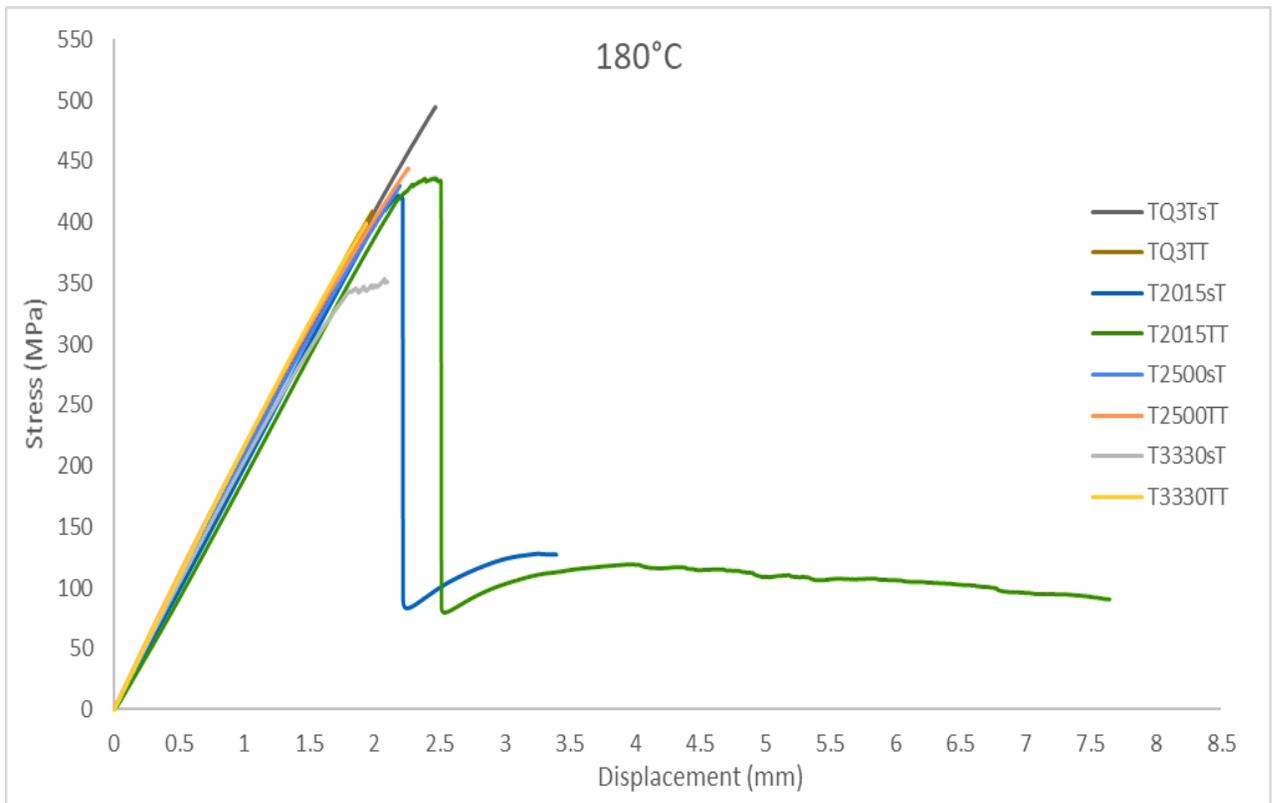
En la figura 60 se muestran las gráficas (esfuerzo-desplazamiento) de los ensayos de tensión de las probetas, manufacturadas con distintas resinas, ensayadas a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ).



*Figura 60 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales analizados a 23°C*

En la figura 60 se puede observar que las curvas esfuerzo-desplazamiento siguen una misma tendencia, debido a que el método de manufactura y la configuración de capas y tejido es la misma para todas las probetas, solo se varía el tipo de resina. Cabe mencionar que los colores cálidos representan a las probetas que fueron sometidas a un ciclo de post-curado y los colores fríos representan a las probetas que no se les aplicó el ciclo.

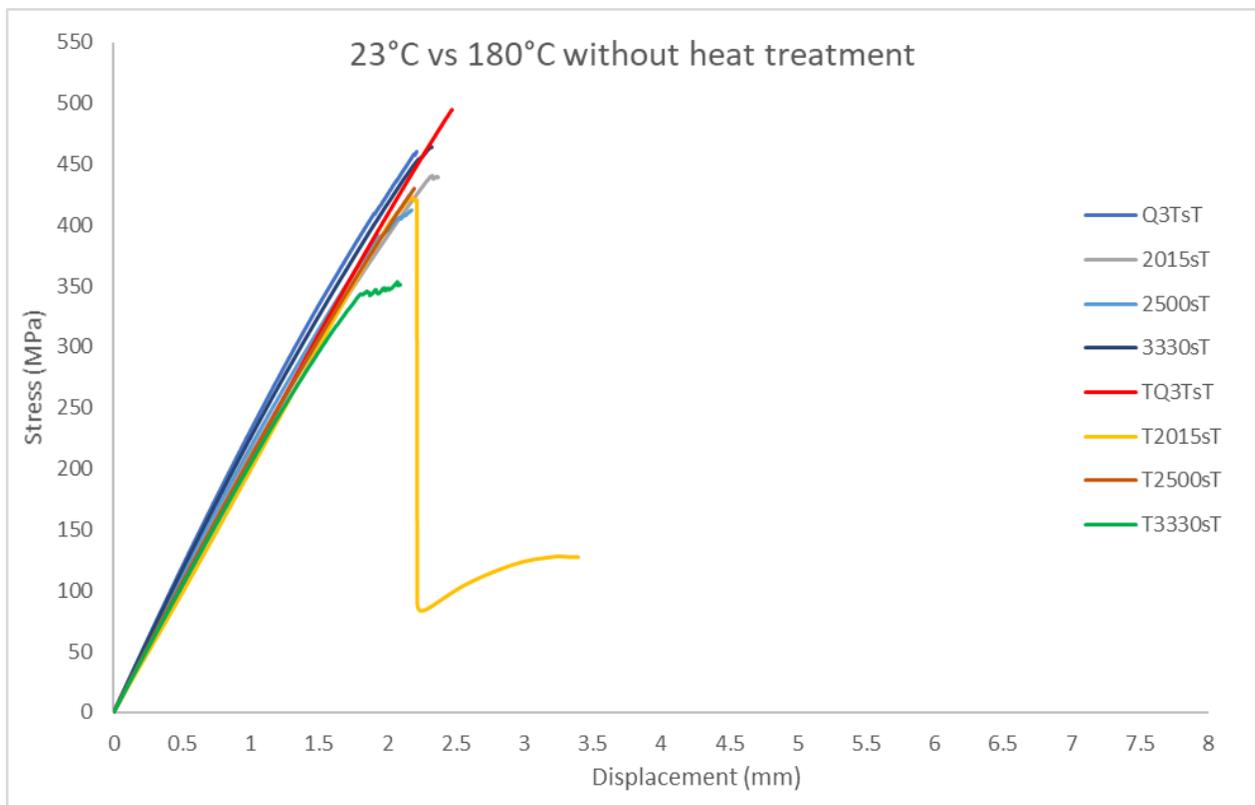
En la figura 61 se muestran las gráficas (esfuerzo-desplazamiento) de los ensayos de tensión de las probetas, manufacturadas con distintas resinas, ensayadas a una alta temperatura(180°C).



*Figura 61 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales analizados a 180°C*

En la figura 61 se observa que las gráficas de esfuerzo-desplazamiento cambian su comportamiento en comparación al comportamiento registrado en los ensayos a temperatura ambiente (ver figura 60), esto se debe a que, al inducir temperatura a las probetas, las propiedades mecánicas son disminuidas por el reblandecimiento de la resina, pudiendo desestabilizar el comportamiento mecánico en algún punto, dependiendo del tipo de resina empleada como matriz en el laminado.

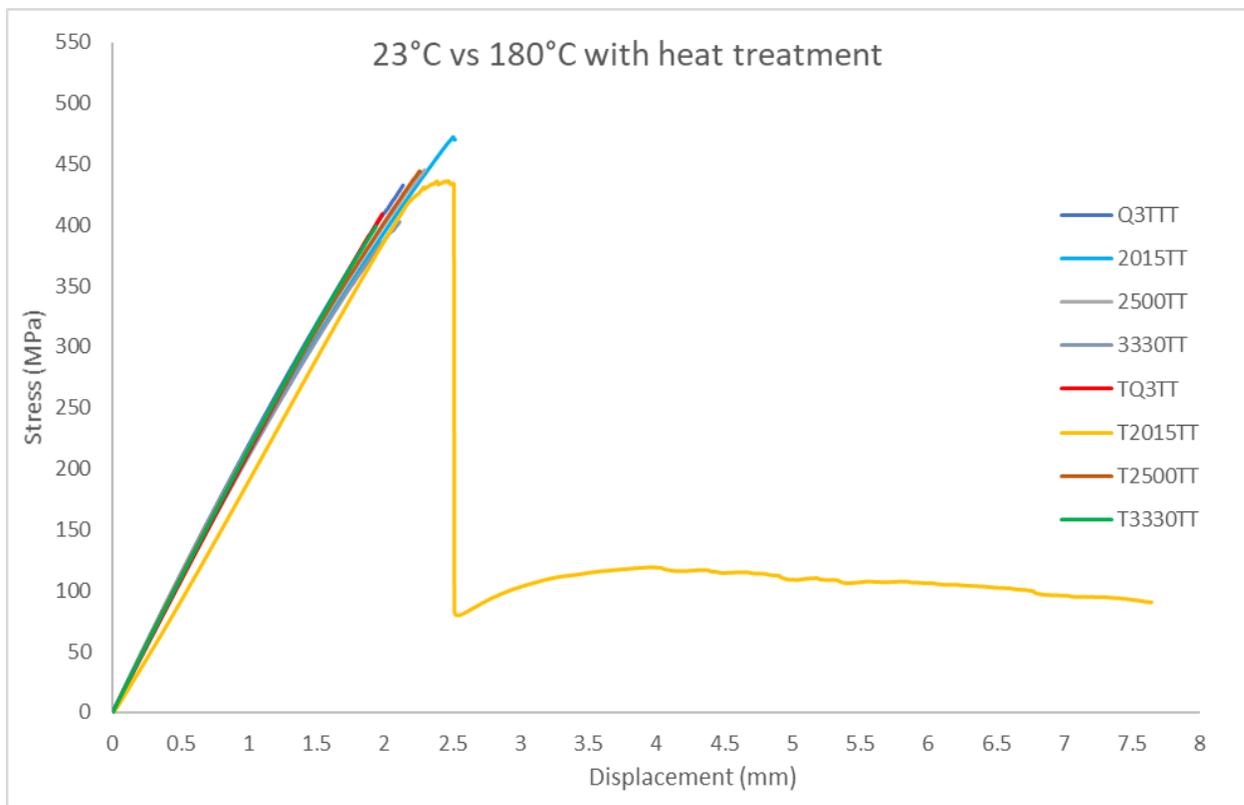
En la figura 62 se muestran las gráficas esfuerzo-desplazamiento de las probetas ensayadas a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ) y a  $180^\circ\text{C}$  sin tratamiento térmico.



**Figura 62** Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales sin ciclo de post-curado, analizados a 23°C y a 180°C

En la figura 62 se observa que las gráficas de esfuerzo-desplazamiento tienen un comportamiento distinto entre sí, en función de la matriz utilizada en la manufactura de los laminados, las gráficas en colores fríos corresponden a las probetas sin tratamiento térmico ensayadas a temperatura ambiente ( $\pm 23^{\circ}\text{C}$ ) y las curvas en colores cálidos corresponden a las probetas sin tratamiento térmico ensayadas a  $180^{\circ}\text{C}$ , se observa una disminución en el comportamiento mecánico, cuando los ensayos son realizados a una alta temperatura, esto se puede ver claramente en la probeta de la resina 3330, cuando es ensayada sin temperatura y sin tratamiento térmico, tiene uno de los mejores comportamientos mecánicos de los materiales manufacturados (curva azul marino 3330sT), pero al ensayar otra probeta del mismo material manufacturado con la misma resina (3330) a  $180^{\circ}\text{C}$ , el comportamiento mecánico tiene una disminución notable, ya que se convierte en el comportamiento mecánico más bajo que presentan las probetas ensayadas (curva verde T3330sT), el hecho de que la resina se reblandezca con la temperatura y afecte el comportamiento mecánico de los laminados compuestos de esa manera se debe a que la resina no ha curado por completo, por lo que es necesario aplicar a los laminados ciclos de post-curado.

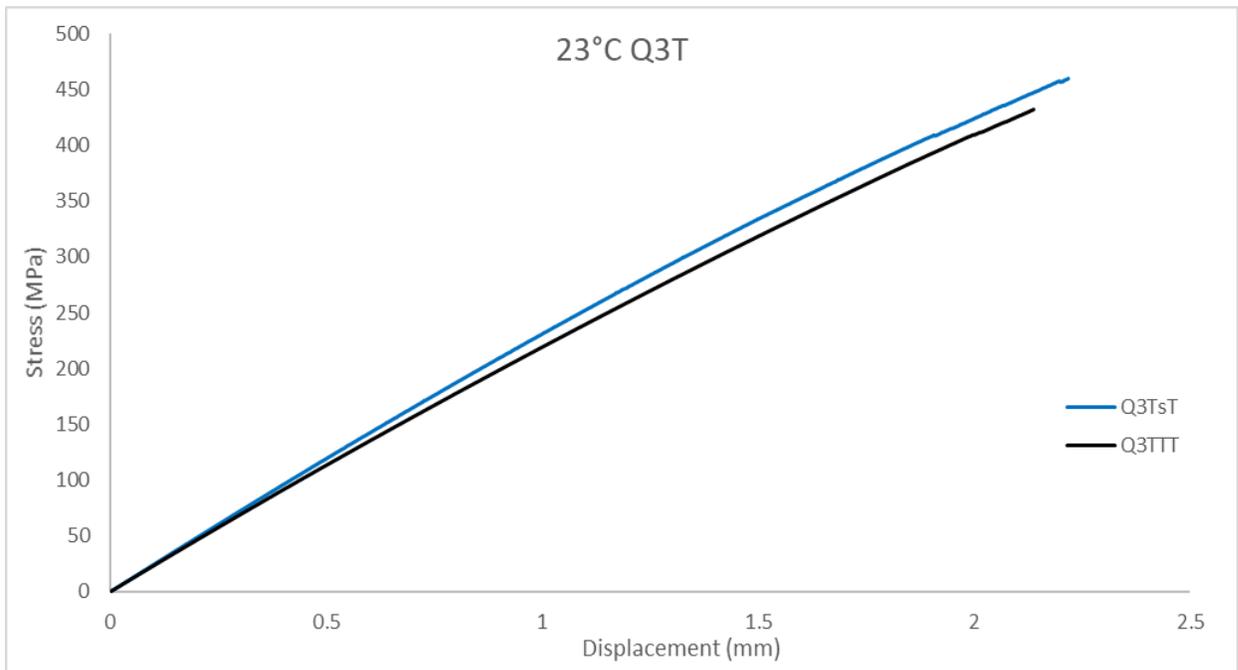
En la figura 63 se muestran las gráficas esfuerzo-desplazamiento de las probetas ensayadas a temperatura ambiente ( $\pm 23^{\circ}\text{C}$ ) y a  $180^{\circ}\text{C}$  con tratamiento térmico.



*Figura 63 Curvas Esfuerzo vs desplazamiento de los materiales con ciclo de post-curado, analizados a 23°C y a 180°C*

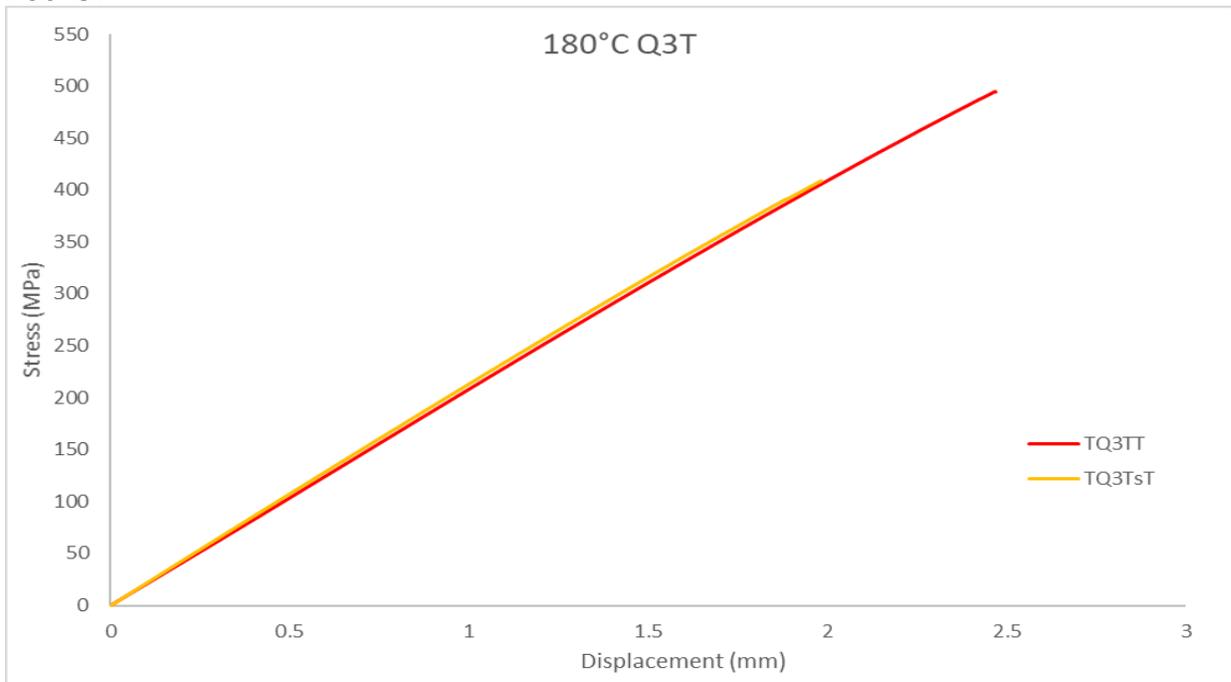
En la figura 63 se observan las curvas de esfuerzo-desplazamiento de los materiales compuestos manufacturados con diferentes matrices epóxicas, sometidos a tratamientos de post-curado, a diferencia de las curvas de los materiales compuestos ensayados sin ciclo de post-curado (ver figura 62), puede observarse que las curvas de esfuerzo-desplazamiento siguen una tendencia similar entre sí, es decir no existe gran diferencia en el comportamiento mecánico entre los ensayos realizados a temperatura ambiente (curvas de colores fríos) y los ensayos realizados a 180°C (curvas de colores cálidos), pues el tratamiento de post-curado permite terminar de curar la matriz en el compuesto, haciendo que esta entregue mejores propiedades mecánicas cuando el laminado se someta a una temperatura elevada.

En la figura 64 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de alta temperatura con partículas de tungsteno Q3T, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ).



*Figura 64 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina Q3T con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C*

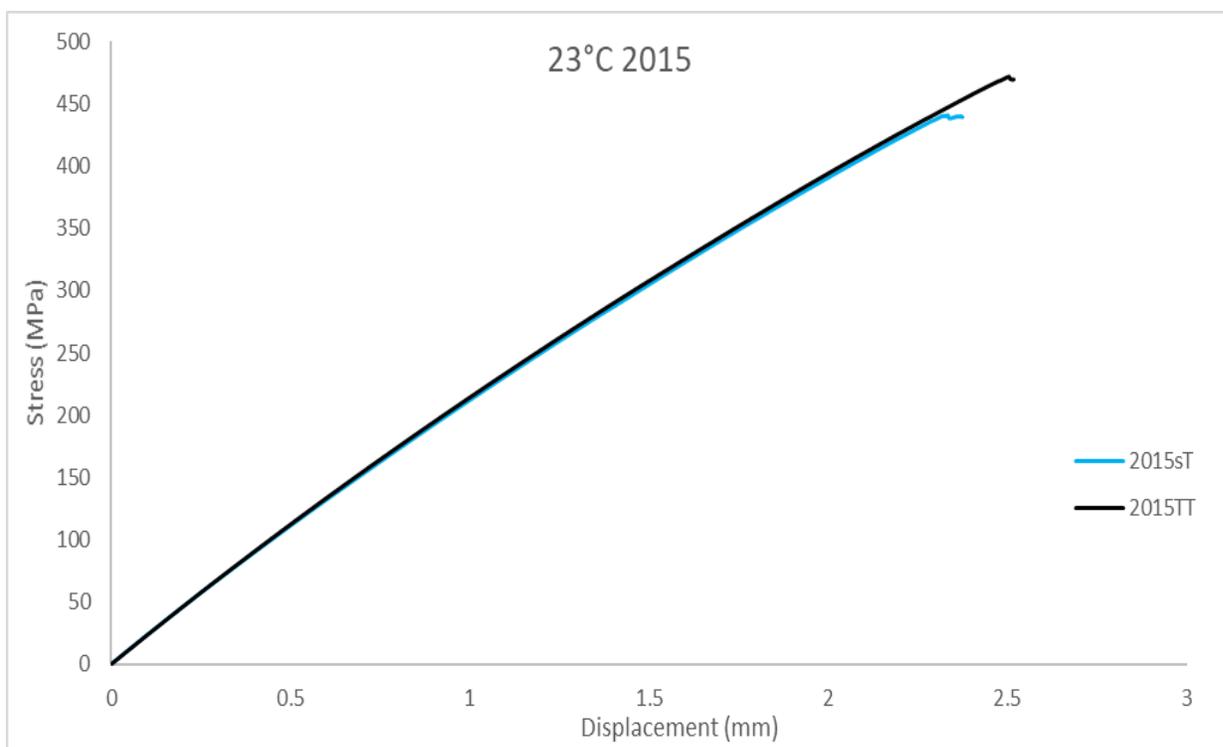
En la figura 65 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de alta temperatura con partículas de tungsteno Q3T, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a una temperatura de 180°C.



*Figura 65 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina Q3T con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C*

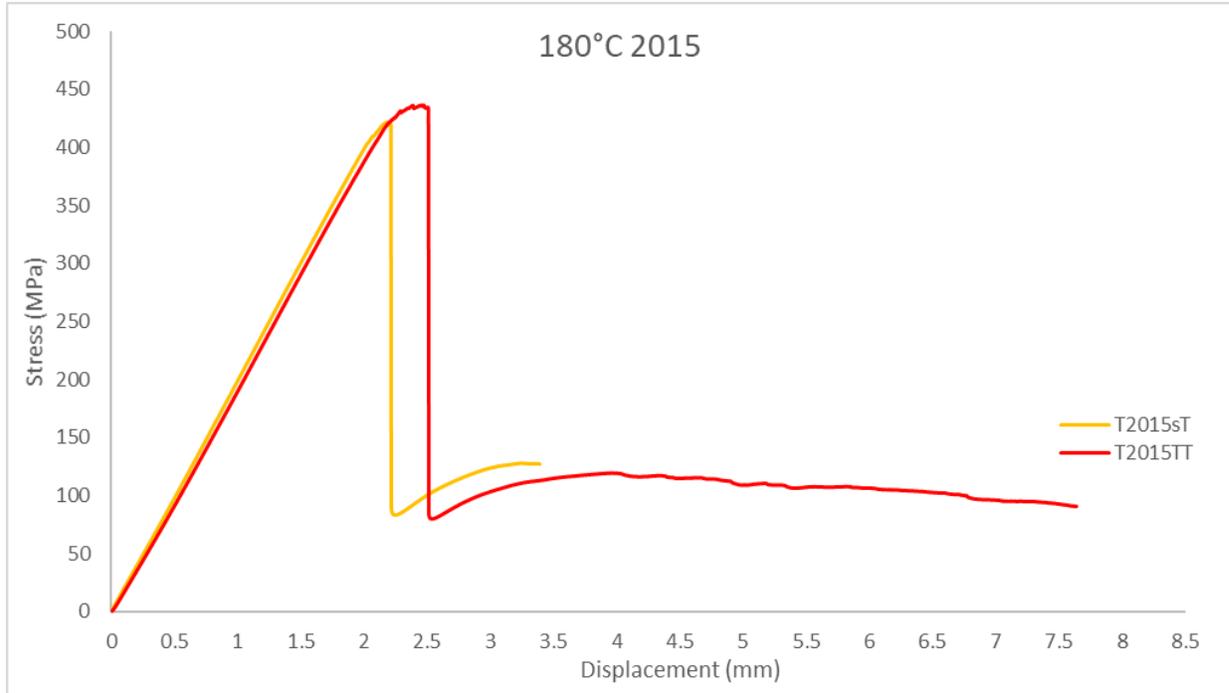
En la figura 64 se observa que el laminado compuesto con la resina de alta temperatura Q3T, tiene un mejor comportamiento mecánico a temperatura ambiente cuando no se le aplica tratamiento térmico, esto es debido a que cuando se hace el tratamiento de post-curado, algunas propiedades mecánicas del compuesto son afectadas, por la exposición a la temperatura. Teniendo el riesgo de aumentar o disminuir las propiedades mecánicas a causa del tratamiento térmico, este aspecto depende de la resina y el tiempo en el que se realiza el post-curado después de la manufactura del material. Por otra parte, en la figura 65, se muestran las curvas del mismo laminado compuesto (Q3T), pero ahora ensayado a una temperatura de 180°C, la diferencia radica en que, la probeta a la que se le aplicó un ciclo de post-curado tiene mayor resistencia mecánica (curva roja TQ3TT) en el ensayo con temperatura que la probeta a la que no se le aplicó tratamiento térmico (curva amarilla TQ3TsT). A la probeta que no se le aplicó post-curado sufrió una disminución en la resistencia mecánica, debido al reblandecimiento de la matriz, mientras que la probeta que sí se le aplicó post-curado no sufre gran cambio en su comportamiento cuando es ensayada a 180°C en comparación a cuando es ensayada a temperatura ambiente, debido a que la matriz curó por completo.

En la figura 66 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeronáutico Epolam 2015, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ).



*Figura 66 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2015 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C*

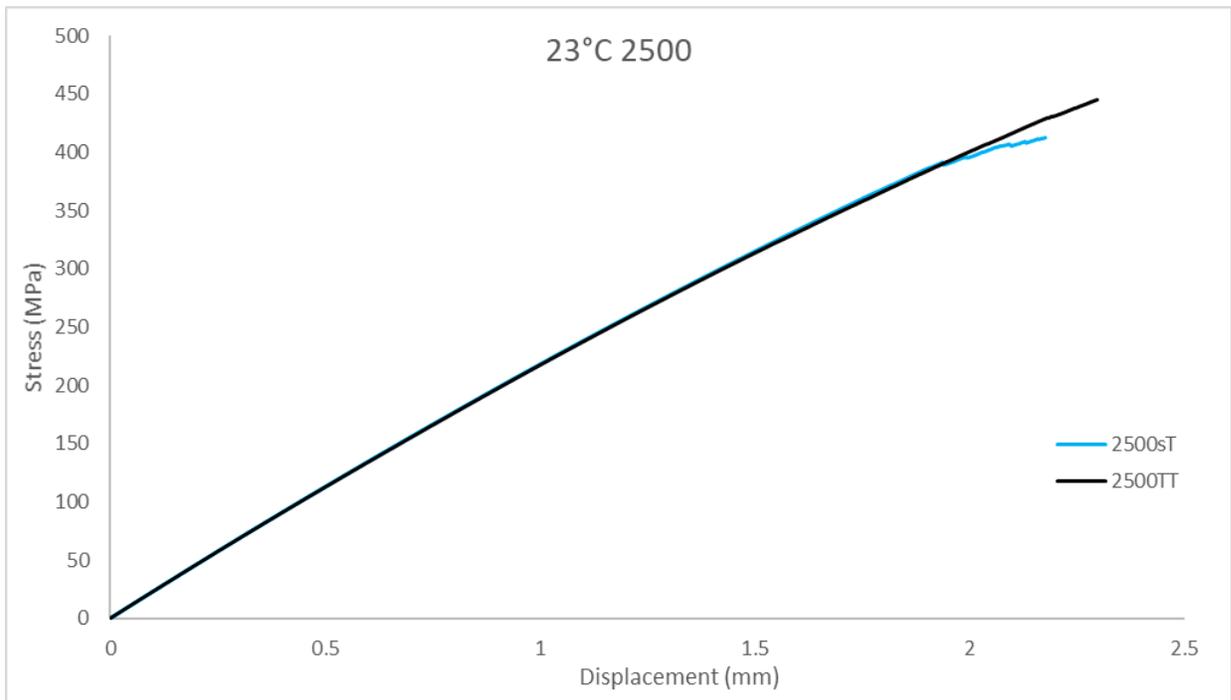
En la figura 67 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeronáutico Epolam 2015, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a una temperatura de 180°C.



*Figura 67 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina Epolam 2015 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C*

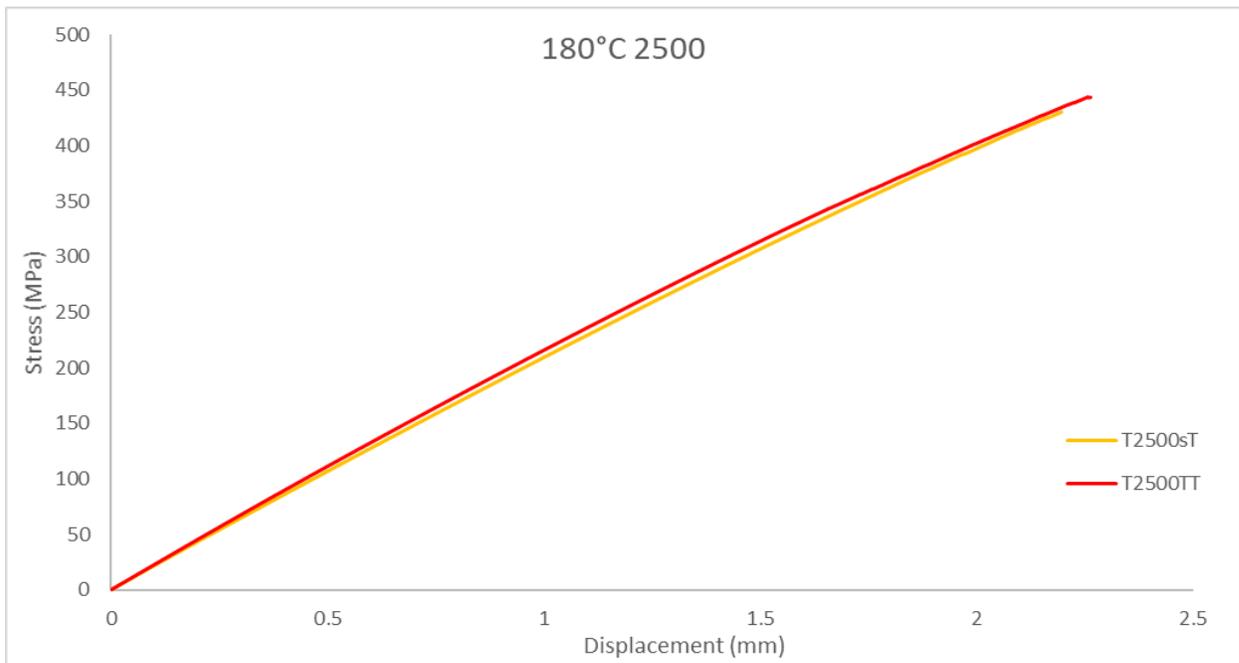
En la figura 66 se observa que el comportamiento mecánico del laminado compuesto con la resina Epolam 2015, ensayado a temperatura ambiente, es mejorado cuando se somete a un ciclo de post-curado, a pesar de que las curvas tengan la misma tendencia, la probeta con post-curado (curva color negro T2015TT) tiene una resistencia mecánica mayor que la probeta que no tiene tratamiento térmico (curva azul 2015sT). En la figura 67 puede observarse que cuando el laminado compuesto es ensayado a una temperatura de 180°C la probeta que se sometió a un ciclo de post-curado (curva roja T2015TT) vuelve a tener una mayor resistencia y un mejor comportamiento mecánico que la probeta a la que no se le realizó post-curado (curva amarilla T2015sT).

En la figura 68 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeronáutico Epolam 2500, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a temperatura ambiente ( $\pm 23^{\circ}\text{C}$ ).



*Figura 68 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina Epolam 2500 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C*

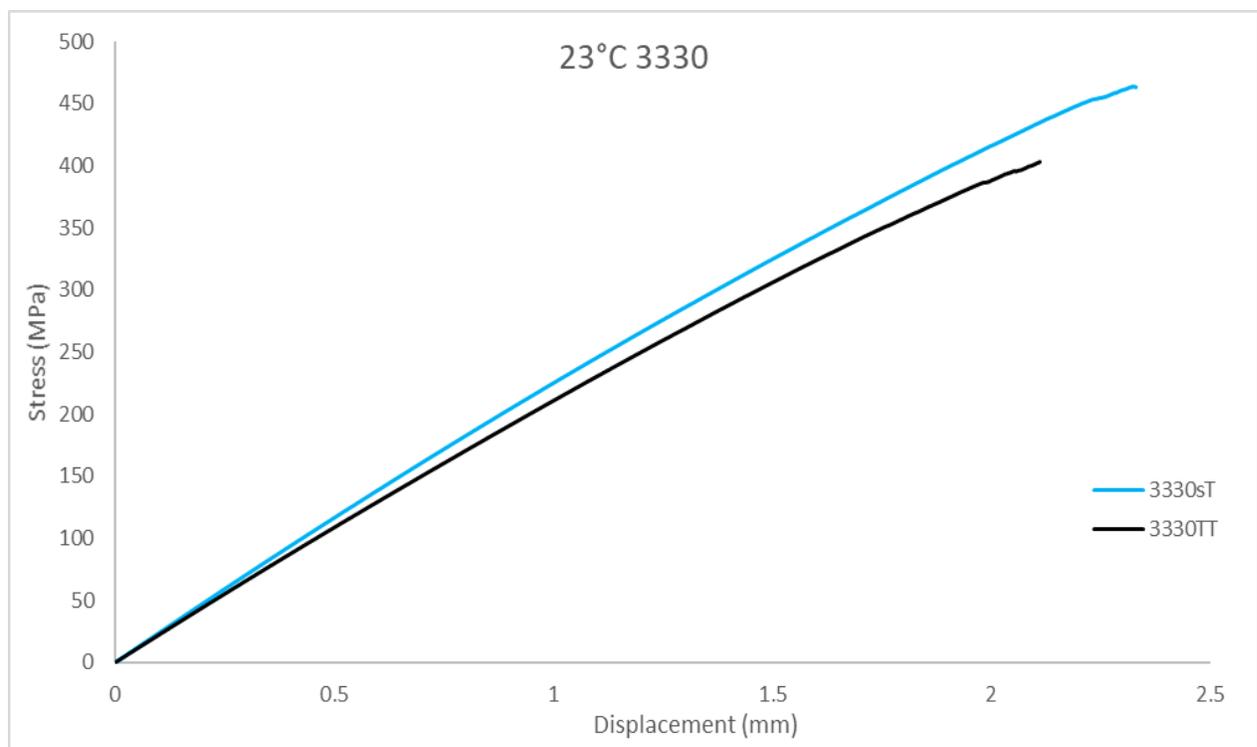
En la figura 69 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeronáutico Epolam 2500, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a una temperatura de 180°C.



*Figura 69 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina Epolam 2500 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C*

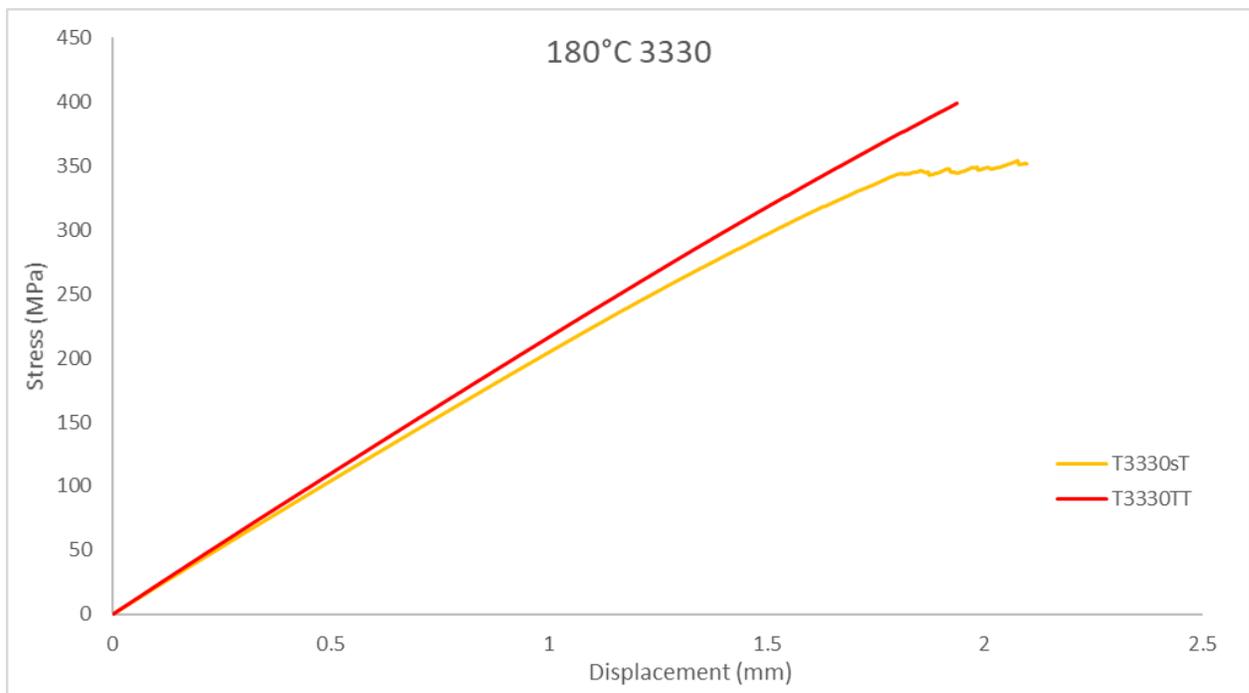
En la figura 68 se observa que el comportamiento mecánico del laminado compuesto manufacturado con la resina aeroespacial Epolam 2500, en el ensayo a tensión a temperatura ambiente, tiene un mejor comportamiento mecánico al someter el material a un ciclo previo de post-curado, además se puede observar que la resistencia mecánica mejora, debido a que la resina Epolam 2500 es una resina muy densa, cuando no se somete a el ciclo de post-curado, es posible que el material no tenga un comportamiento óptimo, debido a que por la densidad de la resina el ciclo de curado es más complejo. En la figura 69 se puede observar que al ensayar el laminado compuesto a una temperatura de 180°C el comportamiento mecánico del material sometido a post-curado es similar al comportamiento mecánico del material al que no se le sometió a un ciclo de post-curado, debido a que la resina no ha terminado de curar en el caso del material sin tratamiento térmico, cuando se somete a la temperatura de 180°C termina su ciclo de curado, es por eso que se nota una mejoría en cuanto al ensayo a temperatura ambiente de la probeta sin post-curado.

En la figura 70 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeroespacial 3330, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a temperatura ambiente ( $\pm 23^\circ\text{C}$ ).



*Figura 70 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufacturadas con la resina 3330 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 23°C*

En la figura 71 se muestran las curvas esfuerzo-desplazamiento del laminado compuesto manufacturado con la resina epóxica de uso aeroespacial 3330, con tratamiento térmico y sin tratamiento térmico, ensayado a una temperatura de 180°C.



*Figura 71 Curvas de esfuerzo vs desplazamiento de las probetas manufactureras con la resina 3330 con y sin ciclo de post-curado ensayadas a 180°C*

En la figura 70 se observa que en el laminado compuesto con la resina de alta temperatura 3330 tiene un mejor comportamiento mecánico a temperatura ambiente cuando no se somete a un ciclo de post-curado, pues cuando se ensaya una probeta de este material sin post-curado puede observarse que tiene una mejor resistencia mecánica que cuando se ensaya una probeta con ciclo de post-curado, debido a que la resina sufre un reblandecimiento mayor, pues su densidad es muy baja en comparación con las demás resinas usadas en la experimentación, sin embargo en la figura 71 se observa que el tratamiento térmico ayuda a estabilizar el comportamiento mecánico del laminado compuesto en el ensayo a 180°C, pues cuando se ensaya una probeta sin tratamiento térmico de este material a esa temperatura, se nota una baja considerable en la resistencia mecánica (ver curva amarilla T3330sT), pues la resina es muy susceptible a tener un bajo rendimiento mecánico en altas temperaturas si no se cura por completo.

En la tabla 28 se muestran las propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a temperatura ambiente ( $\pm 23^{\circ}\text{C}$ ).

Specimen	$E_1 = E_2$ (GPa)	$\nu_{12} \nu_{21}$	$G_{12}$ (GPa)	Max Stress (MPa)	Max Load (KN)	$T^\circ$
Q3TTT	35.141 ± 0.142	0.401 ± 0.002	12.53 ± 0.222	419.624 ± 8.546	12.182 ± 0.539	23°C
Q3TST	38.270 ± 1.019	0.419 ± 0.008	13.481 ± 0.28	468.573 ± 11.763	13.603 ± 0.342	23°C
2500TT	34.181 ± 0.850	0.399 ± 0.002	12.211 ± 0.44	427.971 ± 12.608	12.424 ± 0.714	23°C
2500ST	33.590 ± 1.235	0.414 ± 0.007	11.794 ± 0.88	403.433 ± 12.860	11.712 ± 0.373	23°C
2015TT	34.420 ± 0.918	0.481 ± 0.012	11.620 ± 0.40	471.221 ± 1.686	13.680 ± 0.049	23°C
2015ST	33.959 ± 2.583	0.465 ± 0.024	11.593 ± 1.07	453.632 ± 18.209	13.169 ± 0.529	23°C
3330TT	32.275 ± 0.068	0.814 ± 0.005	8.894 ± 0.232	387.190 ± 4.123	9.918 ± 1.215	23°C
3330ST	36.528 ± 1.401	0.860 ± 0.010	9.819 ± 0.431	461.428 ± 7.166	13.396 ± 0.120	23°C

Tabla 28 Propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a 23°C

En la figura 72 se muestran los módulos de elasticidad ( $E$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a temperatura ambiente, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.

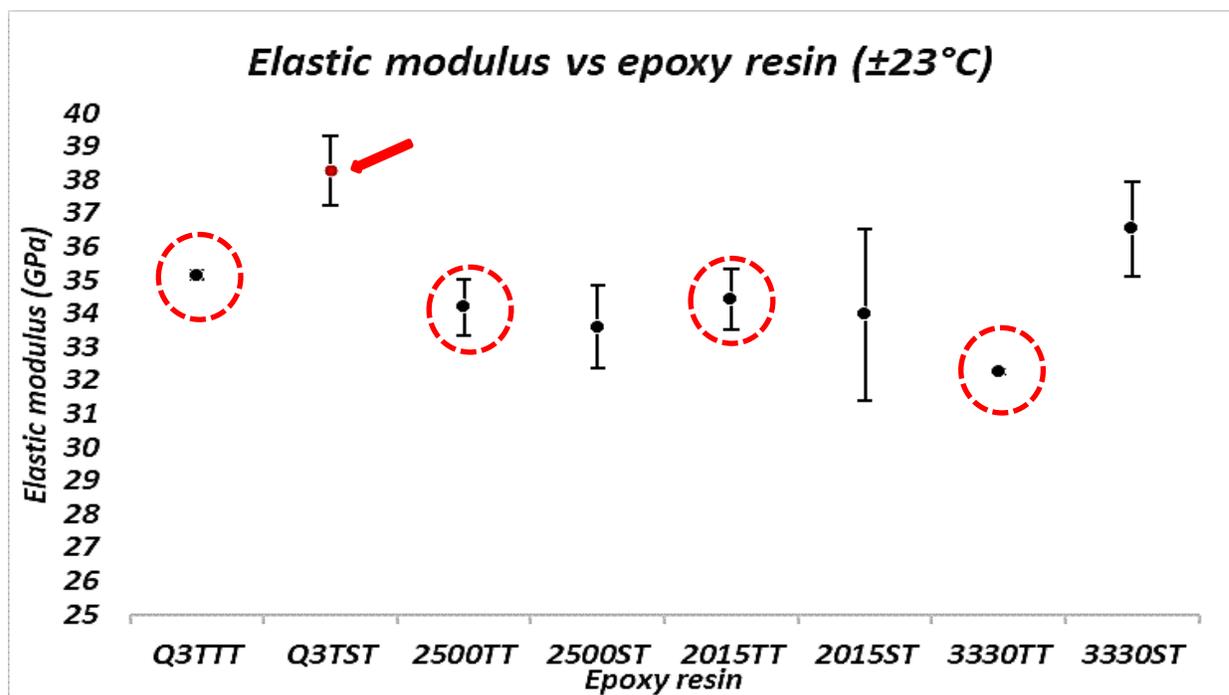
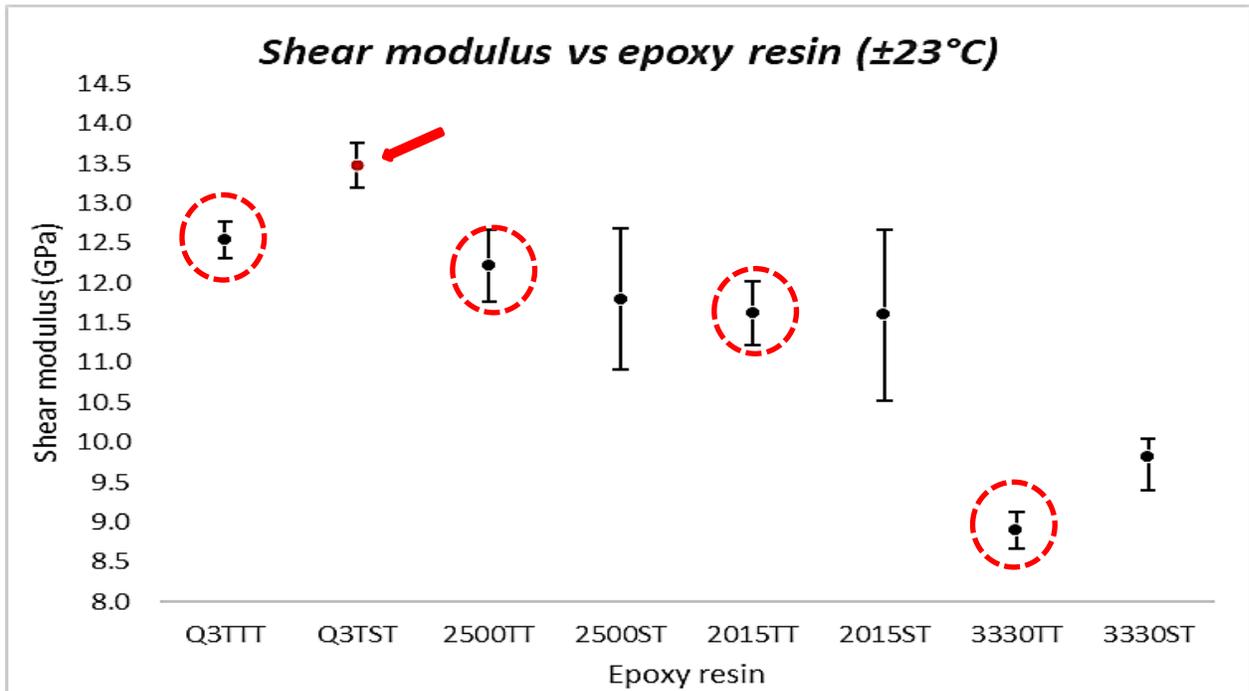


Figura 72 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados ensayados a 23°C

En la figura 72 se observa que, en el ensayo a tensión hecho a temperatura ambiente, el módulo de elasticidad más alto, lo obtuvo el laminado manufacturado con la resina epóxica de alta temperatura y partículas de tungsteno Q3T sin ciclo de post-curado (ver flecha roja), cuyo módulo de elasticidad equivale a 38.27 GPa, disminuyendo de valor un 8% cuando se le aplica un ciclo de post-curado previo al ensayo mecánico, sin embargo, aún con el ciclo de post-curado el valor de módulo de elasticidad sigue siendo más alto que el módulo de elasticidad conseguido con los laminados manufacturados con los

demás tipos de resina. También se observa que cuando se aplica post-curado a las probetas, la desviación estándar disminuye (ver círculos rojos), pues existen menos variaciones en los resultados.

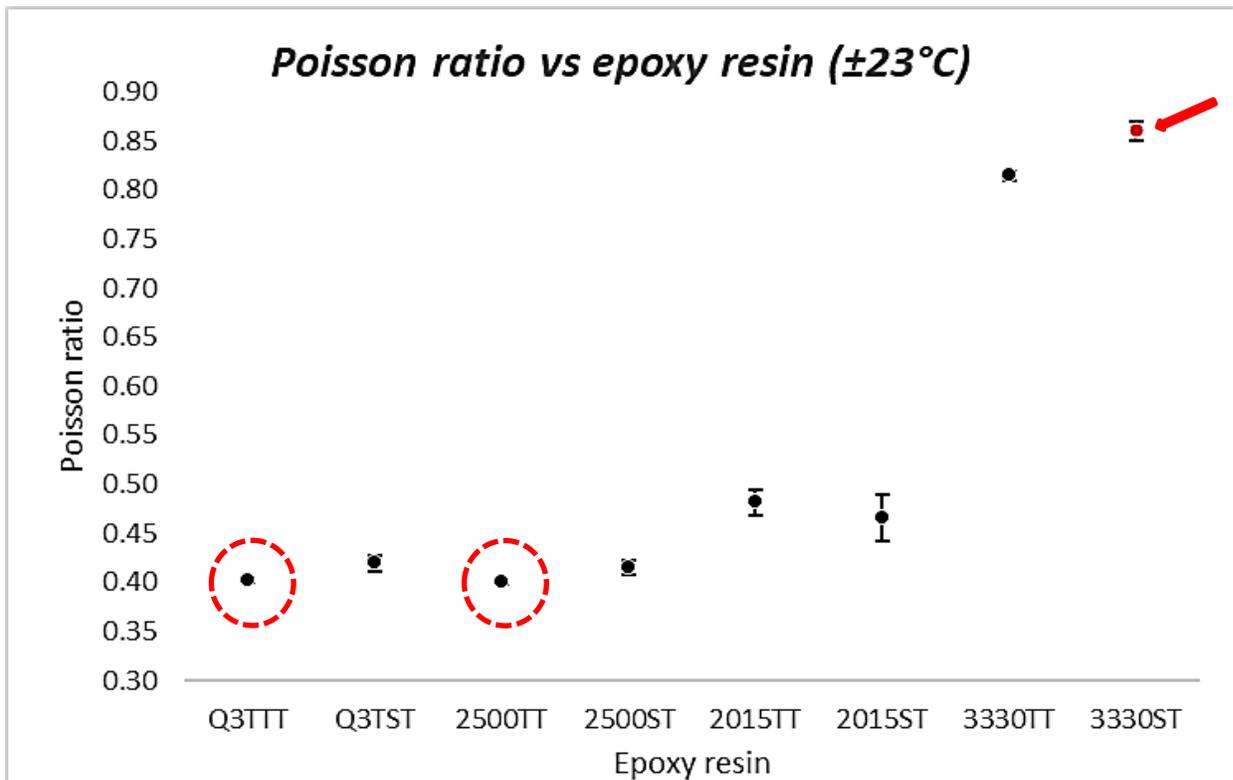
En la figura 73 se muestran los módulos de elasticidad ( $G$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a temperatura ambiente, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.



*Figura 73 Gráfica comparativa de los módulos de corte de los laminados ensayados a 23°C*

En la figura 73 observa que el módulo de corte más grande obtenido en el ensayo mecánico de tensión a temperatura ambiente, fue obtenido por el laminado manufacturado con resina epóxica de alta temperatura y partículas de tungsteno Q3T (ver flecha roja), el cual tiene un valor de 13.481GPa, el valor del módulo de corte es alto debido a que en la configuración propuesta de capas en el material compuesto, considera que, 4 de las 6 capas deben estar orientadas a  $\pm 45^\circ$ , haciendo que el módulo de corte sea mayor y disminuya el módulo elástico, pues, solo se tienen 2 de las 6 capas orientadas en dirección a la carga. Cuando se aplica un ciclo de post-curado al laminado compuesto con la resina Q3T, el módulo de corte disminuye un 6% y al igual que en la figura 72, puede notarse que, con el tratamiento de post-curado, la desviación estándar disminuye (ver círculos rojos).

En la figura 74 se muestran las relaciones de Poisson ( $\nu$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a temperatura ambiente, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.



*Figura 74 Gráfica comparativa de las relaciones de Poisson de los laminados ensayados a 23°C*

En la figura 74 se ve que la relación de Poisson más alta pertenece al laminado compuesto manufacturado con la resina aeroespacial 3330 (ver fecha roja), debido a que la probeta sufre grandes deformaciones en la sección transversal al momento de aplicar la carga en tensión por a las propiedades de la resina, sin embargo los altos valores en la relación de Poisson de los materiales manufacturados con diferentes resinas se deben a que la mayoría de las capas que componen la lámina están orientados a  $\pm 45^\circ$ , provocando una distorsión cuando son tensadas, aumentando la compresión y adelgazamiento en la sección transversal. Cabe resaltar que los materiales manufacturados con las dos resinas más densas (Q3T Y Epolam 2500), presentaron las relaciones de Poisson más bajas (ver círculos rojos), es decir, cuando se someten a tensión las probetas manufacturadas con estas matrices, la sección transversal no se adelgaza tanto antes de la rotura, como lo hace en los materiales manufacturados con las resinas epóxicas menos densas (Epolam 2015, 3330).

En la figura 75 se muestran los esfuerzos máximos a tensión ( $\sigma_{max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a temperatura ambiente, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.

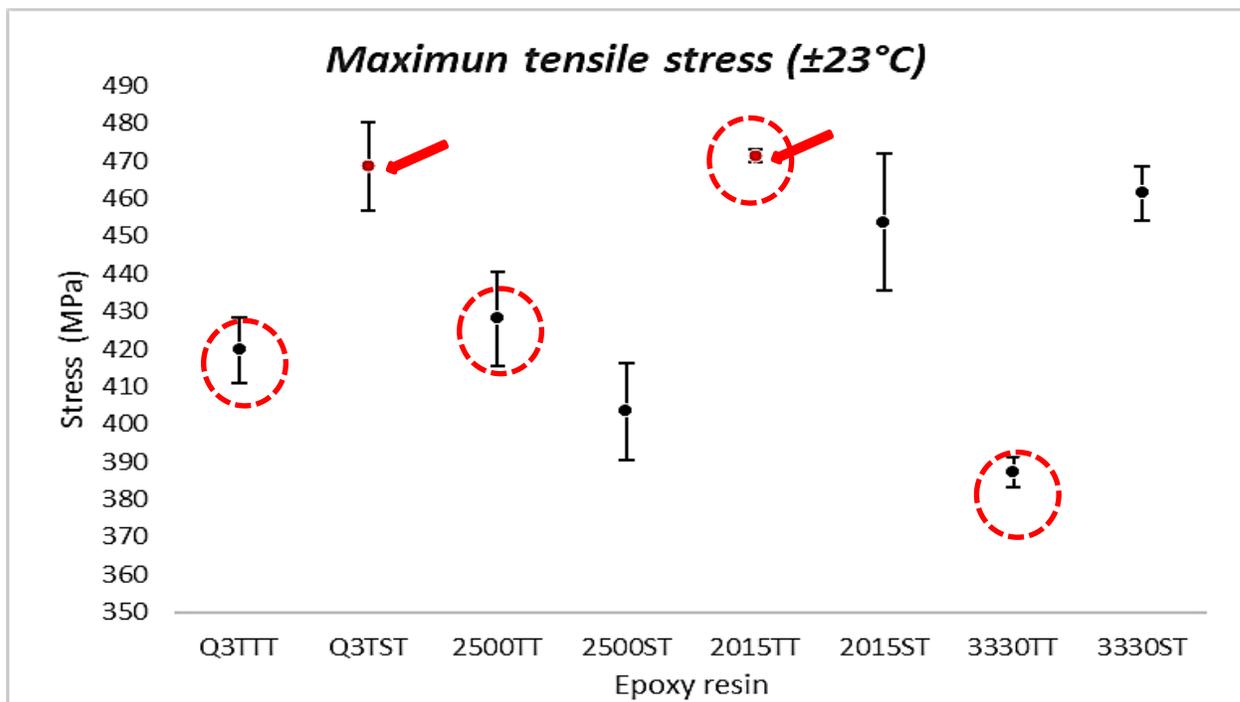


Figura 75 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados ensayados a 23°C

En la figura 75 se observa que los esfuerzos más altos son resistidos por las probetas manufacturadas con las resinas Q3T sin tratamiento térmico y Epolam 2015 con tratamiento térmico (ver flechas rojas), sin embargo la probeta manufacturada con la resina Epolam 2015 presenta un valor muy bajo de desviación estándar, debido al tratamiento de post-curado, puede observarse que en la respuesta al ciclo de post-curado de las demás placas manufacturadas con distintas resinas, es la reducción a la resistencia de esfuerzos, tal como se ve en los laminados manufacturados con las resinas Q3T Y 3330.

En la tabla 29 se muestran las propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a una temperatura de 180°C.

Specimen	$E_1 = E_2$ (Gpa)	Max Stress (MPa)	Max Load (KN)	T°
<b>Q3TTT</b>	33.431 ± 0.001	468.489 ± 0.319	11.870 ± 0.009	180°C
<b>Q3TST</b>	32.216 ± 1.127	408.336 ± 15.128	14.328 ± 0.050	180°C
<b>2500TT</b>	32.416 ± 0.564	442.378 ± 2.650	12.843 ± 0.077	180°C
<b>2500ST</b>	32.815 ± 0.701	442.378 ± 2.626	12.843 ± 0.076	180°C
<b>2015TT</b>	29.859 ± 0.555	435.830 ± 1.247	12.602 ± 0.089	180°C
<b>2015ST</b>	29.779 ± 0.956	425.525 ± 13.204	12.528 ± 0.383	180°C
<b>3330TT</b>	32.311 ± 0.159	387.475 ± 0.255	11.249 ± 0.475	180°C
<b>3330ST</b>	31.046 ± 0.237	353.430 ± 12.145	10.260 ± 0.007	180°C

Tabla 29 Propiedades mecánicas máximas de los laminados compuestos según la matriz empleada en su manufactura, ensayados a 180°C

En la figura 76 se muestran los módulos de elasticidad ( $E$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a una temperatura de 180°C, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.

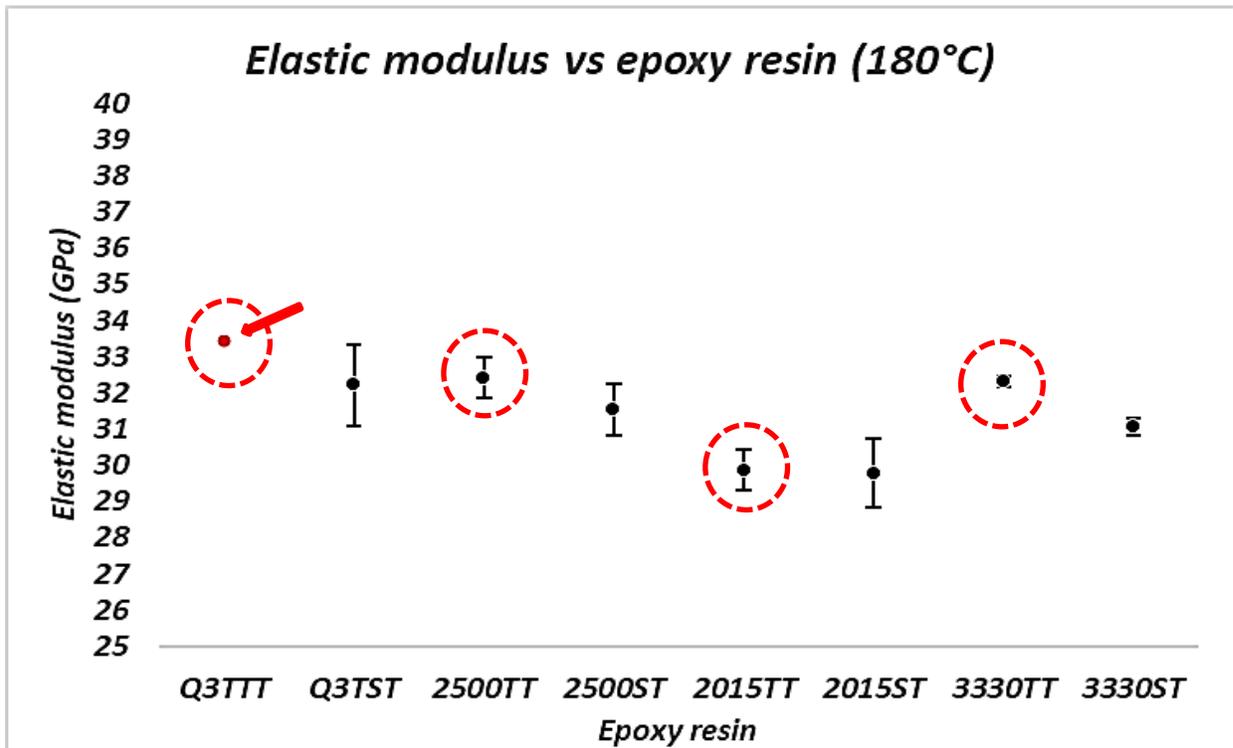
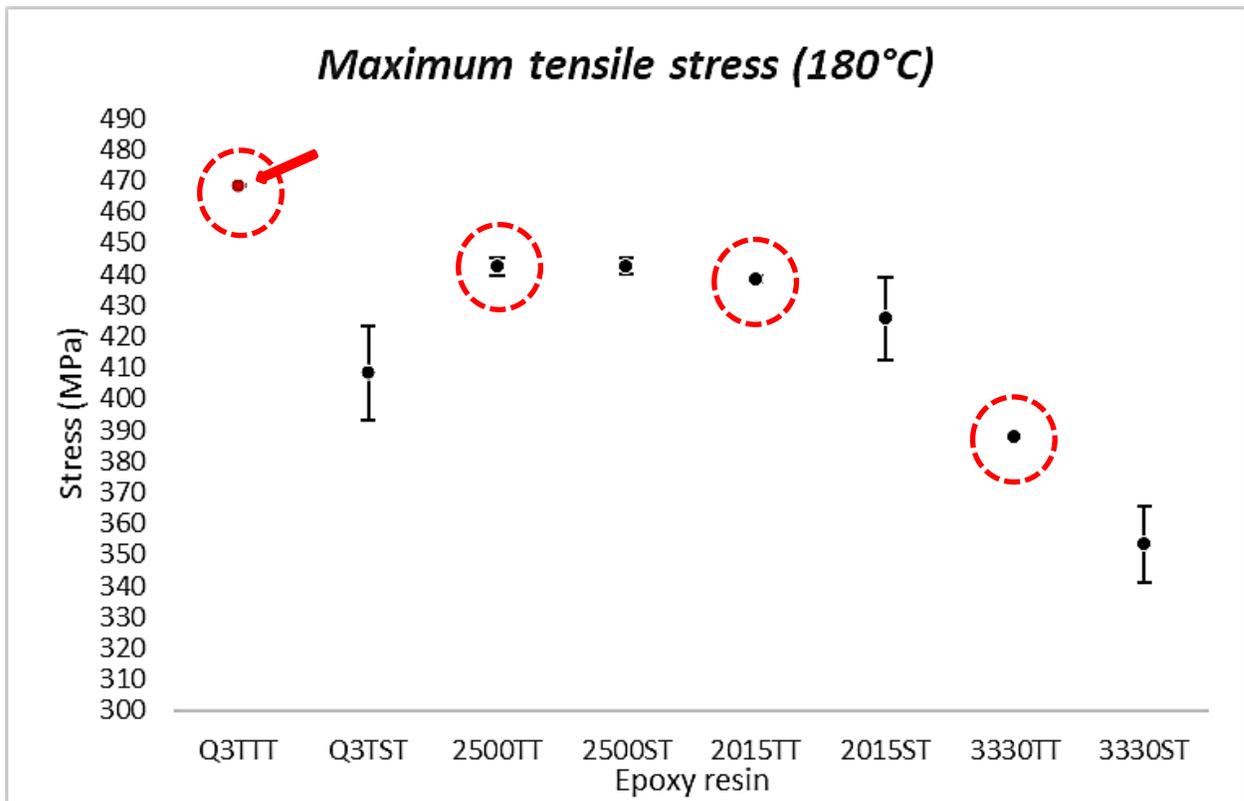


Figura 76 Gráfica comparativa de los módulos de elasticidad de los laminados ensayados a 180°C

En la figura 76 se observa que el módulo de elasticidad más grande obtenido en el ensayo a tensión a 180°C corresponde al laminado compuesto manufacturado con la resina de alta temperatura y tungsteno Q3T (ver flecha roja), con un ciclo de post-curado, el cual tiene un valor de 33.431 GPa, se puede observar que a las probetas que de los laminados compuestos a los que se les aplicó un ciclo de post-curado, reaccionan mejor a altas temperaturas que las probetas a las que no se les aplicó el ciclo, pues a pesar de la temperatura las propiedades mecánicas se mantienen casi constantes a 180°C, pues apenas se nota una reducción máxima del 4.5% en las propiedades mecánicas, pues la resina está curada completamente, a diferencia de los materiales sin ciclo de post-curado, a los cuales la exposición a 180°C reduce hasta un 17% las propiedades mecánicas (ver círculos rojos) [55-60].

En la figura 77 se muestran los esfuerzos máximos a tensión ( $\sigma_{max}$ ) con la desviación estándar respectiva, obtenida a partir de los ensayos mecánicos a una temperatura de 180°C, de cada laminado manufacturado con distintas matrices epóxicas.



*Figura 77 Gráfica comparativa de los esfuerzos máximos a tensión de los laminados ensayados a 180°C*

En la figura 77 puede observarse que el esfuerzo máximo resistido a tensión corresponde al laminado manufacturado con la resina epóxica de alta temperatura Q3T, con aplicación de post-curado (ver flecha roja), también puede observarse que los materiales a los que se les aplicó post-curado aumentan la resistencia mecánica en el ensayo a 180°C hasta un 10%, siendo mucho mejor que los materiales a los que no se les aplicó un ciclo de post-curado previo al ensayo mecánico, pues estos disminuyen su resistencia mecánica hasta en un 13% por la exposición a la temperatura y reblandecimiento de la resina, destacando una baja en valor de la desviación estándar, en los materiales con ciclo de post-curado (ver círculos rojos).

### 4.3 Análisis de impacto de baja velocidad, comparando entre métodos de manufactura y resinas epóxicas.

#### 4.3.1 Análisis de impacto de baja velocidad

En la figura 78 se muestran las gráficas de fuerza de impacto contra tiempo, de los laminados compuestos, manufacturados por autoclave e infusión, con las resinas Q3T de alta temperatura y la resina aeroespacial 3330, ensayados a distintas energías de impacto.

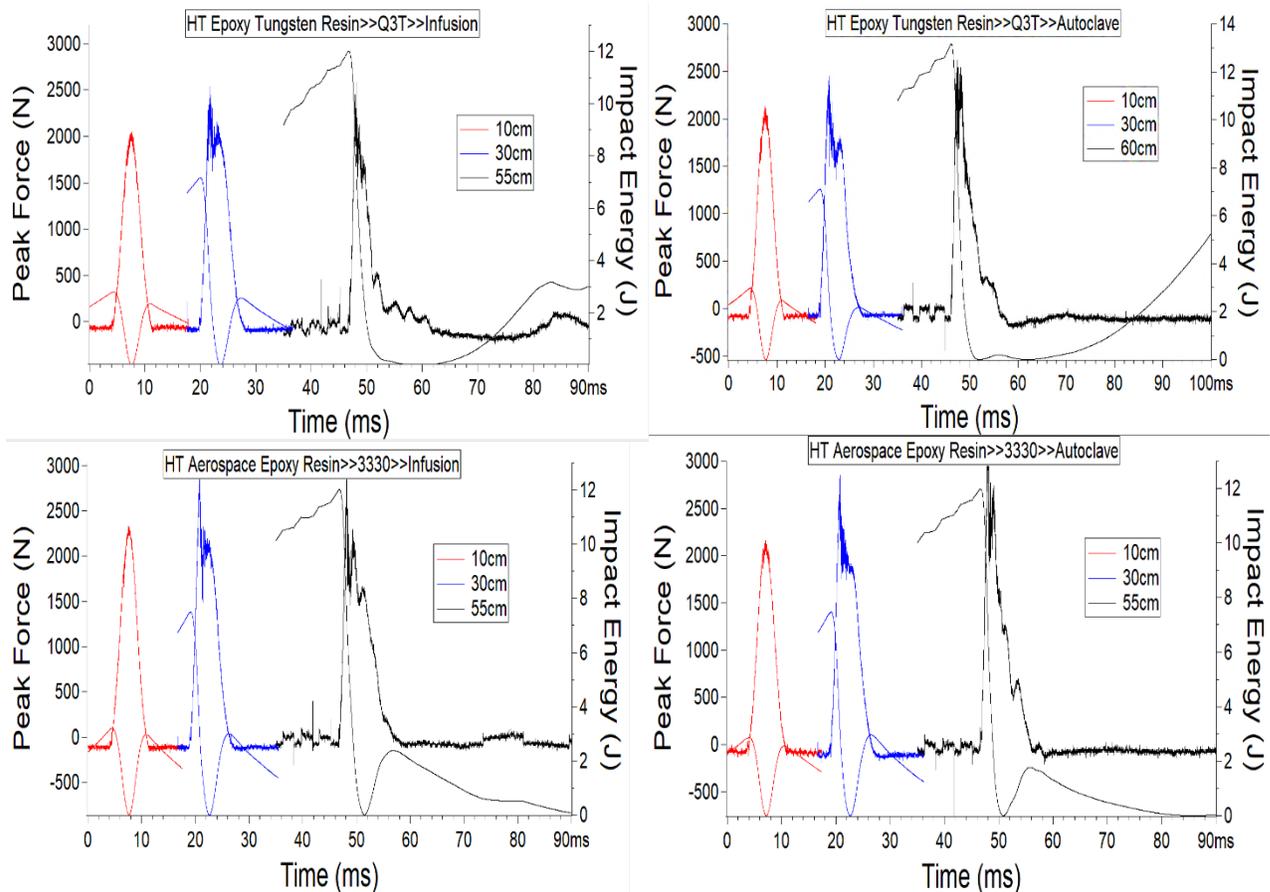
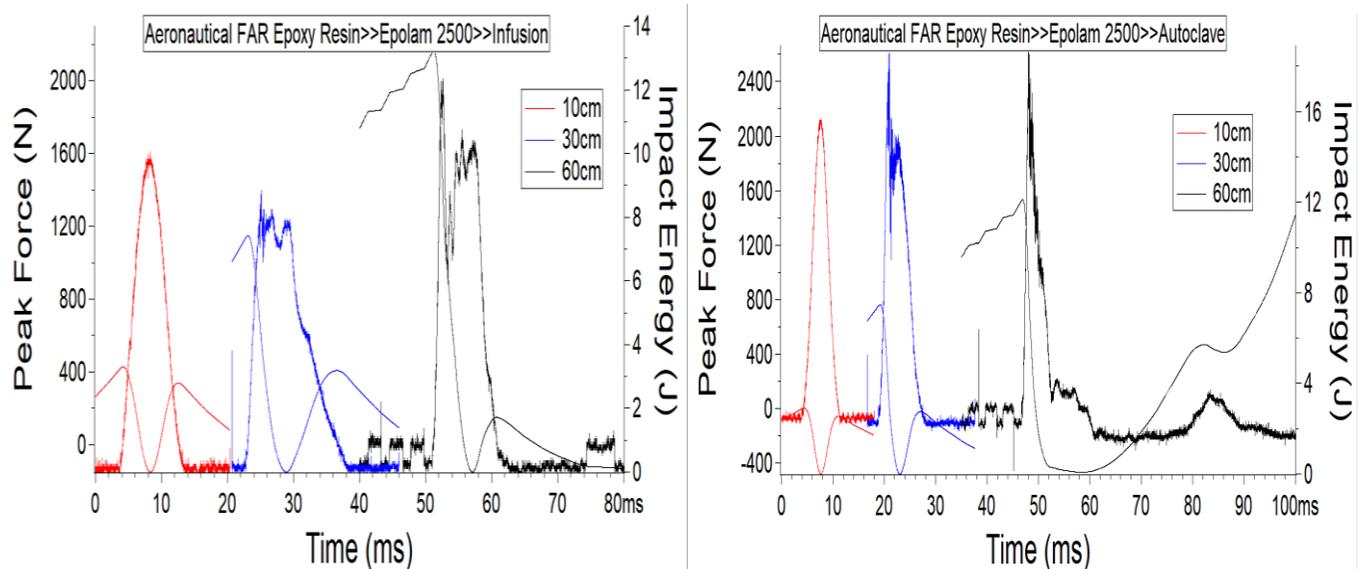


Figura 78 Curvas de fuerza de impacto vs tiempo y energía de impacto vs tiempo de los laminados compuestos con las resinas 3330 y Q3T, manufacturados por autoclave e infusión.

En la figura 78 se observa que las gráficas de fuerza de impacto contra tiempo tienen un comportamiento similar entre los procesos de manufactura y los dos tipos de resina utilizadas, debido a que estos materiales no presentaron grandes delaminaciones, pues al momento de manufacturar las placas, las resinas no tuvieron problema para impregnar las fibras en ambos procesos (infusión y autoclave). A pesar de ello se notan mínimas diferencias, en el caso de los materiales manufacturados por infusión se notan más picos en las gráficas, debido a que al momento de impactar la masa sobre las probetas de los materiales manufacturados por infusión las fibras sufren mayor rotura, pues no hay una distribución de resina uniforme en el material, teniendo como consecuencia que las probetas absorban más energía de impacto, en cambio las probetas manufacturadas con

autoclave tienen mayor fuerza de impacto, debido a que el material presenta mayor resistencia a la penetración de la masa, pues hay una mejor distribución de resina.

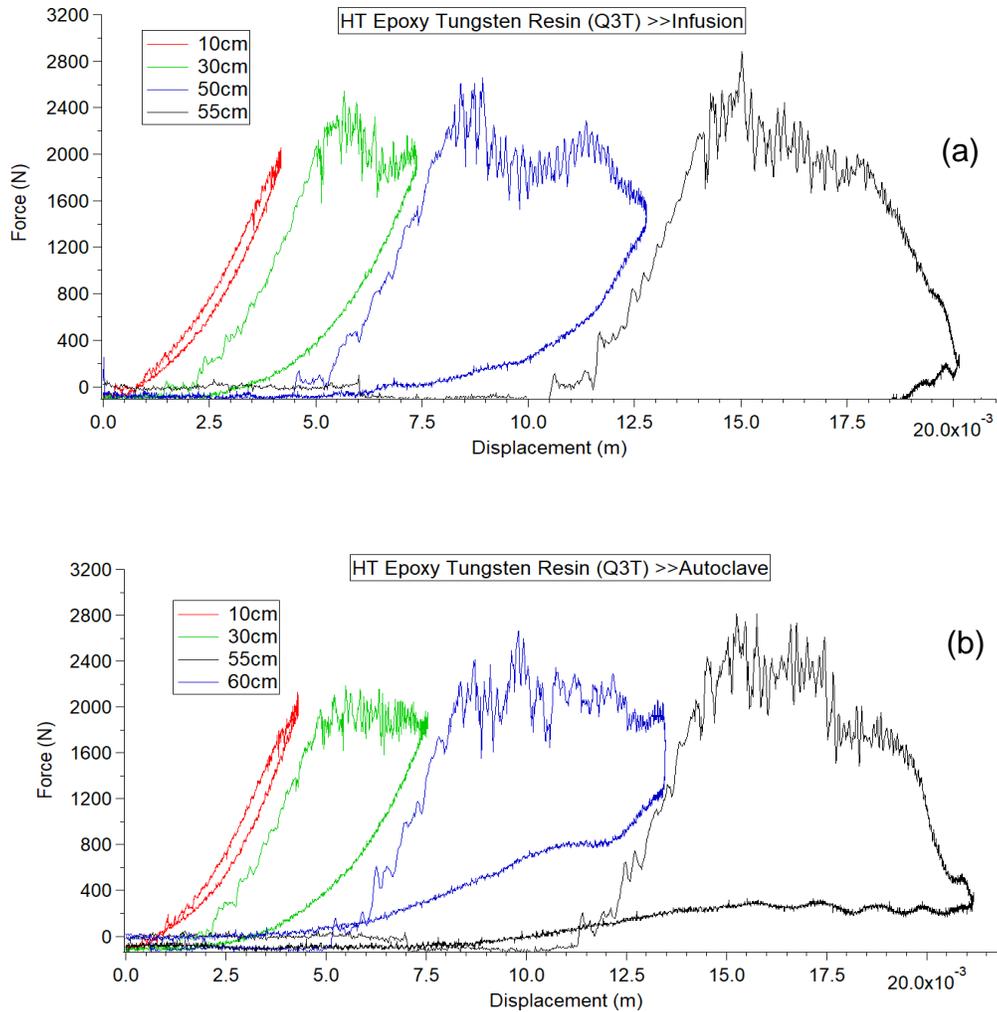
En la figura 79 se muestran las gráficas de fuerza de impacto contra tiempo, de los laminados compuestos, manufacturados por autoclave e infusión, con la resina de uso aeronáutico Epolam 2500, ensayados a distintas energías de impacto.



*Figura 79 Curvas de fuerza de impacto vs tiempo y energía de impacto vs tiempo de los laminados compuestos con la resina Epolam 2500, manufacturados por autoclave e infusión.*

En la figura 79 se observa que hay una gran diferencia entre las gráficas de fuerza de impacto contra tiempo, del material manufacturado por infusión y las gráficas del material manufacturado por autoclave, debido a que la resina Epolam 2500 es una resina muy densa y viscosa, lo que tuvo como consecuencia una mala impregnación en la manufactura del laminado por infusión, Los picos en las gráficas del material por infusión, muestran que hubo una mala distribución de resina en el material y las altas energías absorbidas, junto con las bajas fuerzas de impacto, indican que el material sufrió delaminación entre capas, pues al momento de impactar la masa, esta no provocó una muesca en la probeta, la energía de impacto se absorbió y salió por los costados de la probeta, provocando delaminación. Por otro lado, las probetas manufacturadas por autoclave tuvieron un comportamiento como el de las probetas de la figura 78, pues al manufacturar los laminados por esta técnica la resina pudo impregnar todas las capas del compuesto a pesar de su densidad y viscosidad.

En la figura 80 se muestran las gráficas de fuerza de impacto contra desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina de alta temperatura Q3T, por autoclave e infusión, impactados a distintas alturas.

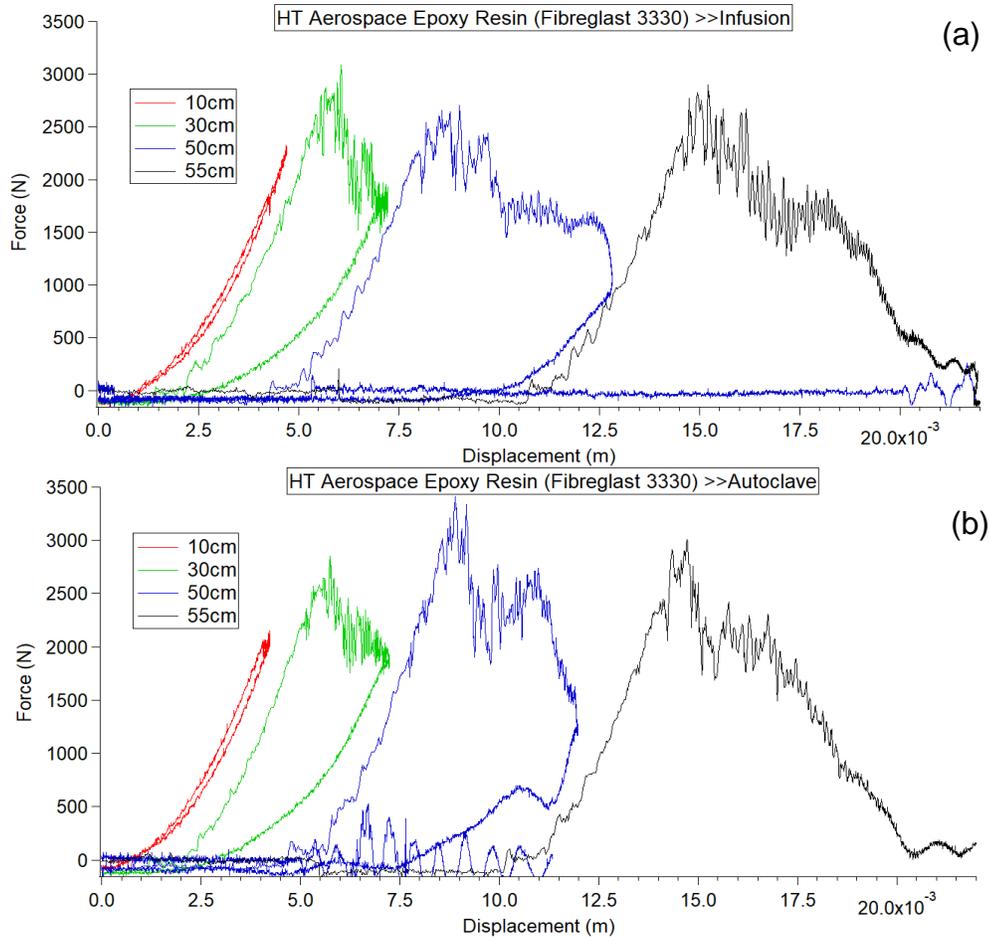


**Figura 80** Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina Q3T por los procesos de infusión (a) y autoclave (b)

En la figura 80 se observa que cuando se tiene una baja energía de impacto por la caída libre de la masa a una baja altura (10 cm), las gráficas de fuerza contra desplazamiento de ambos materiales tienen similitud entre sí (curvas rojas), debido a que la masa impacta a el material, pero el desplazamiento que se produce es muy pequeño, pues al impactar con una energía muy baja, el daño es mínimo por lo que la fuerza de impacto es alta, debido a que las capas del material no han sufrido un daño muy significativo. La diferencia entre ambos materiales se nota a partir de que la masa se deja caer desde 30 cm de altura, pues es cuando el impactador daña las primeras capas de la probeta, el material manufacturado por infusión presenta una fuerza de impacto más alta a esa altura (30 cm) que el material manufacturado por autoclave, posiblemente debido a una diferencia de energía de impacto mínima, ya que al liberar la masa en caída libre la altura no es igual en cada ensayo, pudiendo variar en algunos milímetros o centímetros, aumentando o disminuyendo la energía de impacto, sin embargo se observa que el laminado compuesto manufacturado por infusión es penetrado por la masa a los 55 cm de caída libre (figura 80 (a), curva color negro), teniendo como consecuencia que la fuerza de impacto sea baja, debido a que las capas del laminado fueron penetradas y la energía de impacto fue absorbida en su totalidad, en cambio la probeta del laminado manufacturado por

autoclave, no fue penetrada con la masa en caída libre a esa altura (55 cm) (figura 80 (b), curva azul), el impactador dañó algunas capas pero no logró atravesar la probeta, la probeta del laminado manufacturado por autoclave fue penetrada hasta que el impactador se puso a una altura de aproximadamente 60 cm (figura 80 (b), curva en color negro).

En la figura 81 se muestran las gráficas de fuerza de impacto contra desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina de alta temperatura y de uso aeroespacial 3330, por autoclave e infusión, impactados a distintas alturas.

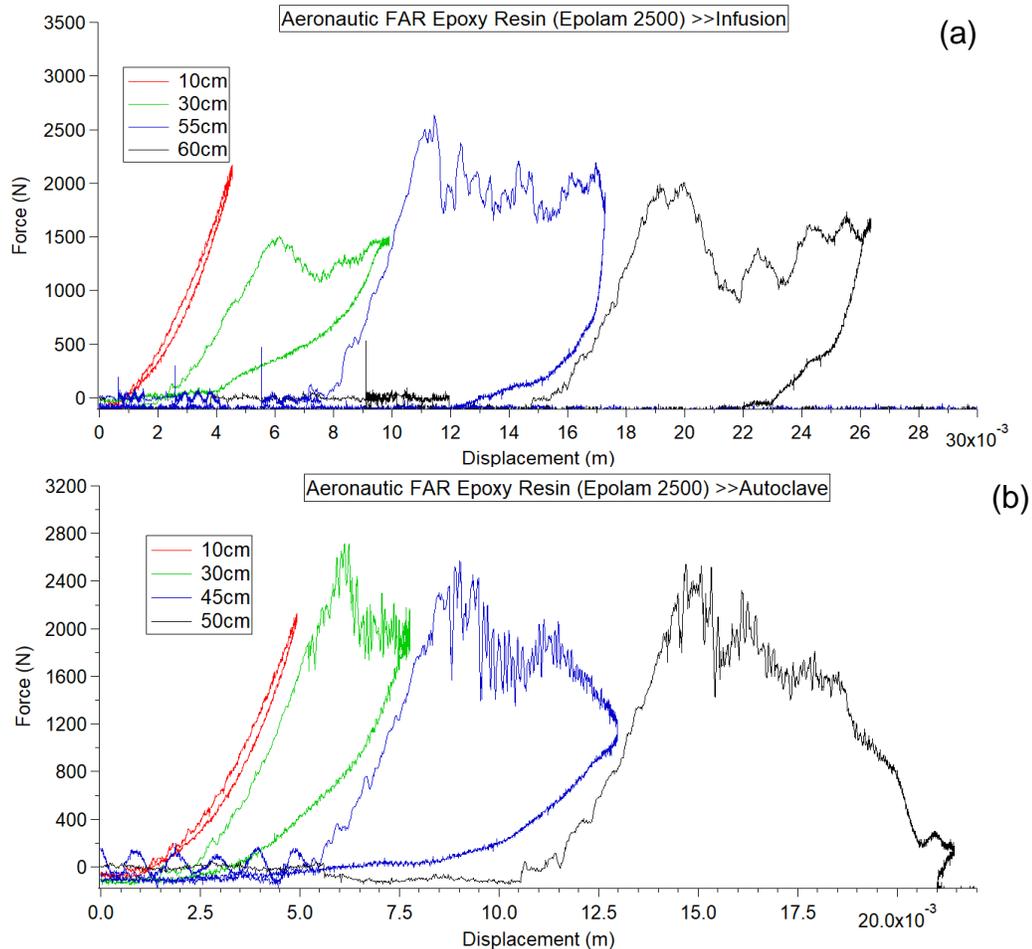


*Figura 81 Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina 3330 por los procesos de infusión (a) y autoclave (b)*

En la figura 81 se observa que las gráficas de ambos materiales se comportan de una manera similar entre sí, a diferencia de la resina Q3T, la resina de alta temperatura 3330 es menos densa y viscosa, por lo que al manufacturarse por infusión se logra una buena impregnación de las capas, denotándose poca diferencia entre ambos procesos de manufactura, a pesar de ello se observa que la probeta del material manufacturado por autoclave tiene desplazamientos más pequeños y a pesar de que ambos materiales son penetrados cuando el impactador se deja caer desde una altura de 55 cm, se aprecia que las fuerzas de impacto en el compuesto manufacturado por autoclave son mayores a las del laminado manufacturado por infusión, debido a que se produjo menos daño entre las

capas, pues al tener un laminado más compactado y con mejor distribución de matriz, las propiedades de impacto se mejoran.

En la figura 82 se muestran las gráficas de fuerza de impacto contra desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina de grado aeronáutico Epolam 2500, por autoclave e infusión, impactados a distintas alturas.

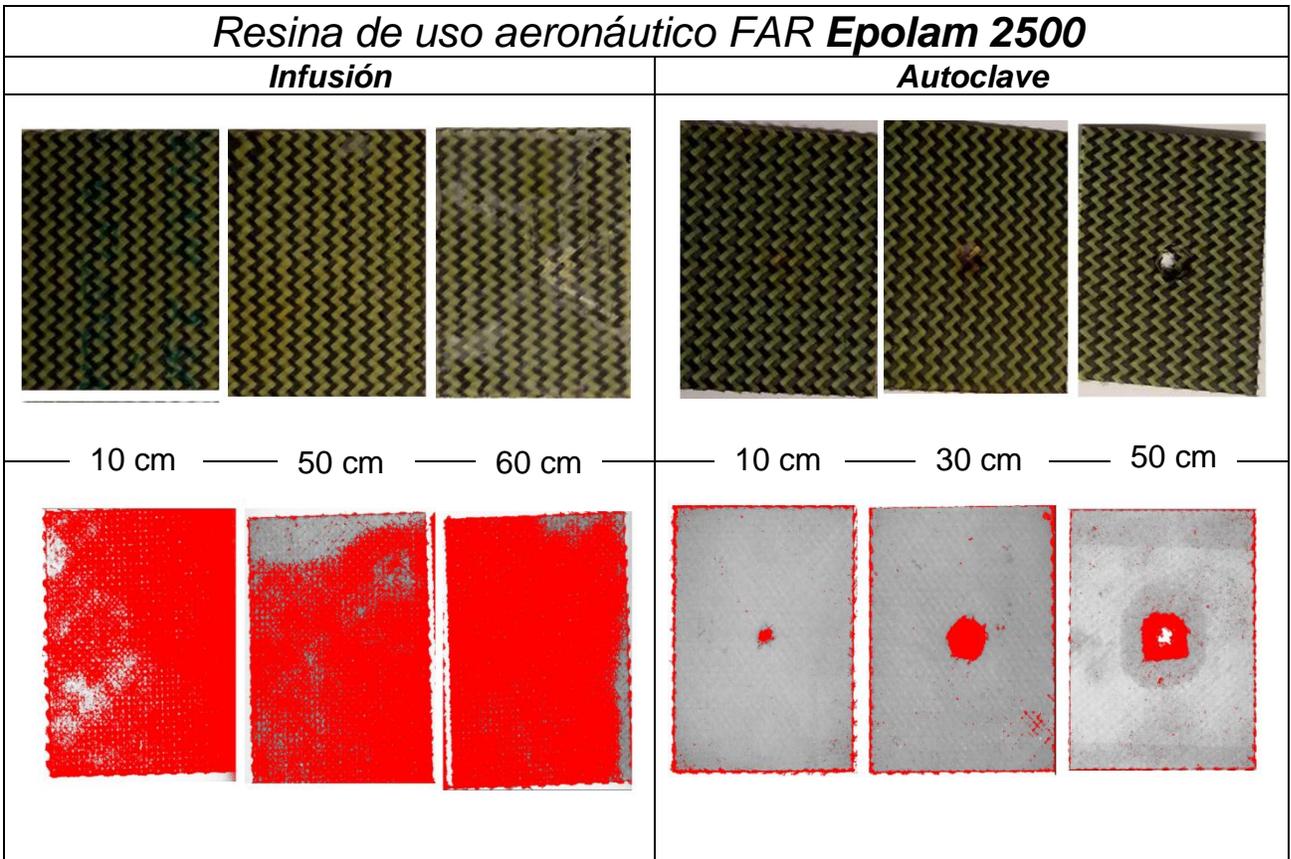


*Figura 82 Gráficas de fuerza de impacto vs desplazamiento de los materiales manufacturados con la resina 2500 por los procesos de infusión (a) y autoclave (b)*

En la figura 82 se observa que las curvas del material manufacturado por infusión presentan desplazamientos muy grandes a partir de que el impactador se deja caer desde 30 cm, debido a que la resina Epolam 2500 es una resina muy densa y viscosa, al utilizar infusión como método de manufactura se obtiene un laminado con distorsión en algunos tejidos de las capas y una mala impregnación, debido a que el flujo de resina no es óptimo, produciendo defectos de delaminación entre las capas, pues puede observarse que cuando el impactador se libera desde 60 cm el material sigue sin perforarse, pero el daño es muy grande, la energía se disipa por los defectos del laminado, por otra parte el laminado que se manufacturó con autoclave presenta menores desplazamientos, pues la resina fluyó y se impregnó de mejor manera en el material, al tener control de la temperatura, presión y vacío, sin embargo la probeta es penetrada cuando la masa se deja caer desde 50 cm de altura, dando menor resistencia a la penetración que los materiales manufacturados con las otras resinas.

### 4.3.2 Análisis de rayos X

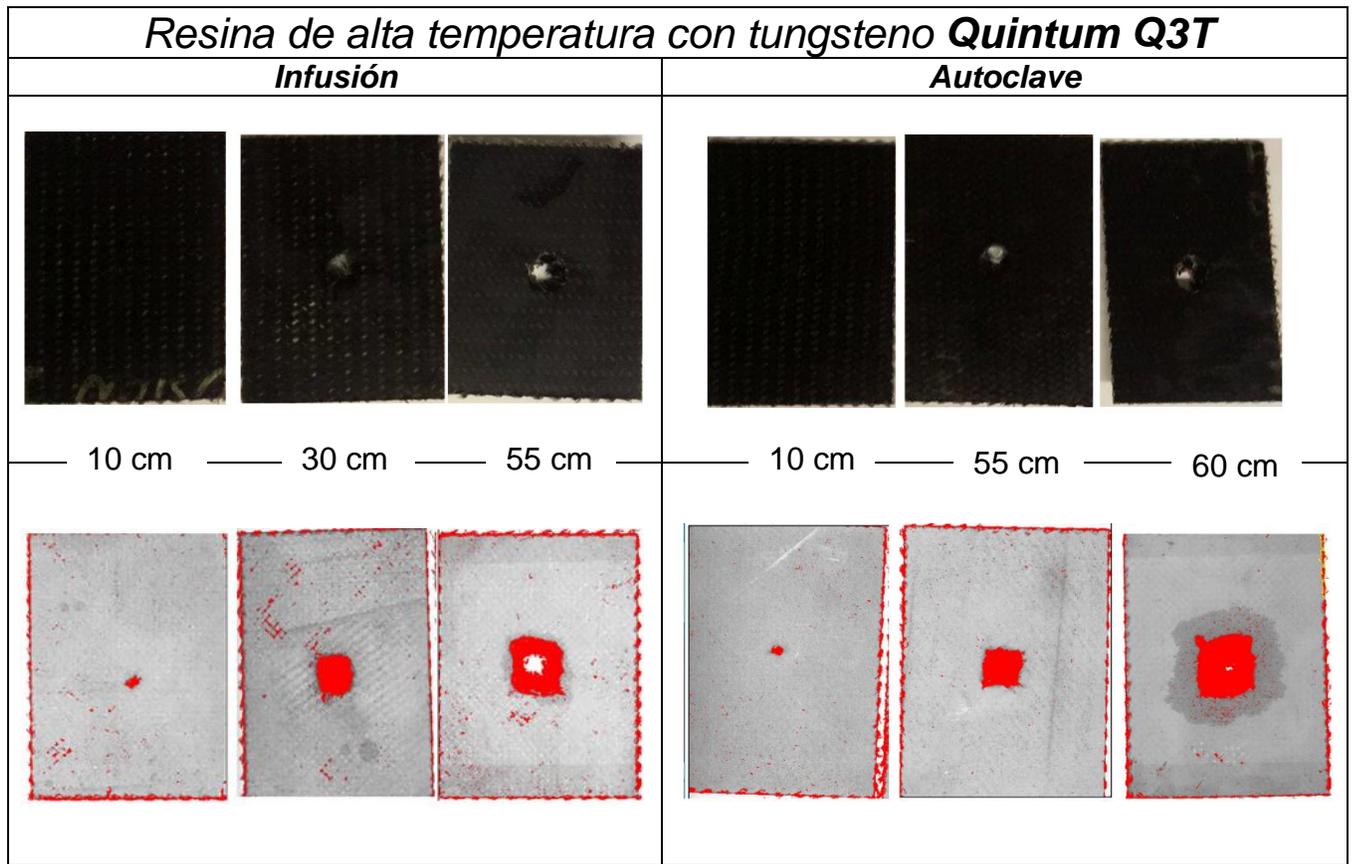
En la figura 83 se muestran las probetas ensayadas y las radiografías, de los materiales manufacturados con la resina de grado aeronáutico Epolam 2500, por autoclave e infusión.



*Figura 83 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 por infusión y autoclave*

En la figura 83 se observa que las probetas del material manufacturado por infusión presentan delaminación en la mayor parte de su área, como ya se había detectado en el análisis de las gráficas de fuerza contra desplazamiento, ninguna probeta sufrió penetración por parte del impactador, todas absorbieron el impacto, pero la energía se disipó por las orillas del material, causando desprendimiento de capas, producido por una mala interacción entre los componente y falta de impregnación entre las capas. Por otro lado, las probetas manufacturadas por autoclave muestran que el daño se concentró en el área impactada y las orillas de la probeta debido al corte con el disco.

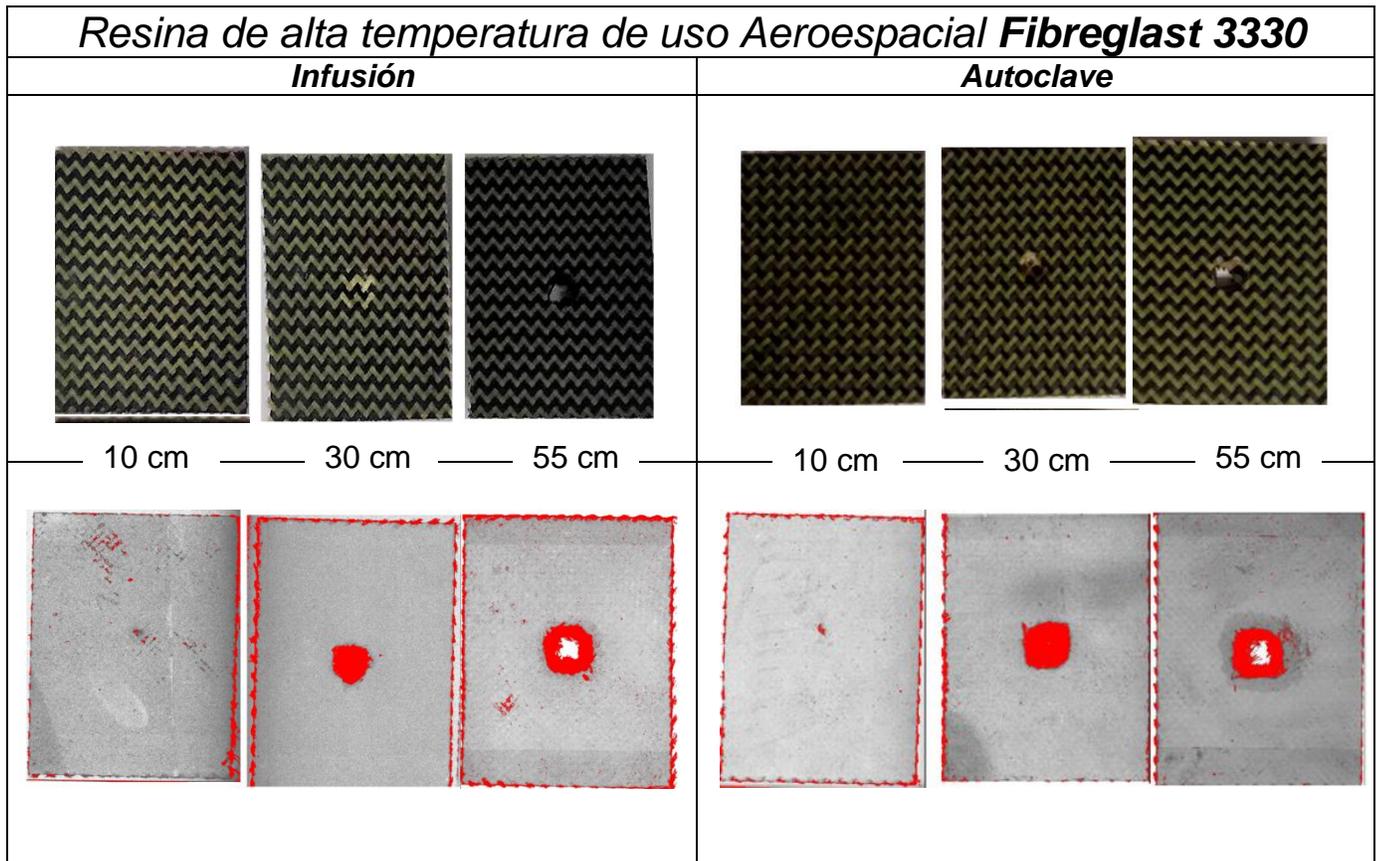
En la figura 84 se muestran las probetas ensayadas y las radiografías, de los materiales manufacturados con la resina epóxica de alta temperatura Q3T, por autoclave e infusión.



*Figura 84 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina de alta temperatura Q3T por infusión y autoclave*

En la figura 84 se observa que las probetas manufacturadas por infusión tienen mayor área dañada que las probetas del laminado manufacturado por autoclave, las marcas pequeñas en color rojo sugieren imperfecciones en las probetas, provocadas por el impacto o desde la manufactura del laminado, pueden ser zonas con falta de impregnación, grietas o poros, las radiografías también confirman que el material manufacturado por infusión es penetrado en su totalidad por la masa a una caída libre de 55 cm, mientras que la probeta del material manufacturado por autoclave presenta una perforación más pequeña hasta los 60 cm de altura de caída libre del impactador, debido a que el material adquiere mejores propiedades al ser manufacturado por autoclave.

En la figura 85 se muestran las probetas ensayadas y las radiografías, de los materiales manufacturados con la resina epóxica de alta temperatura 3330, por autoclave e infusión.



*Figura 85 Resultados del análisis de rayos x de las probetas manufacturadas con la resina 3330 por infusión y autoclave*

En la figura 85 se observa que en el material manufacturado por infusión se notan pequeñas manchas de color rojo, al igual que con el material manufacturado por infusión con la resina Q3T (ver figura 84), el material presenta pequeñas imperfecciones derivadas de la manufactura, o posiblemente derivadas del impacto, sin embargo, en menor cantidad, ya que como se mencionó, la resina 3330 es menos viscosa y densa que la resina Q3T y la resina 2500, por lo que facilita la impregnación de las capas en el proceso de infusión, es por eso que las radiografías de los materiales manufacturados por autoclave, no presentan gran diferencia con las radiografías de los materiales manufacturados por infusión, a pesar de ello en las radiografías de las probetas del material manufacturado por autoclave presentan solo área dañada en la zona del impacto, pues las condiciones controladas del autoclave inhiben en gran cantidad los posibles defectos de manufactura (poros, falta de impregnación, exceso de resina...etc.).

### 4.3.3 Análisis de áreas dañadas

En la tabla 30 se muestran las propiedades de impacto con la respectiva desviación estándar de las probetas manufacturadas con la resina de alta temperatura Q3T, por los procesos de infusión y autoclave.

Specimen	Absorbed energy (J)	Peak Force (N)	Impact Energy (J)	Damage Area (cm <sup>2</sup> )	Drop Height (cm)	Manufacture method
Q3T	0.688±0.88	2183.055±77.78	2.268±0.019	0.113±0.019	10	Autoclave
	2.649±0.429	2640.4±68.73	4.382±0.02	0.808±0.02	20	
	5.400±0.05	2515.88±93.84	6.637±0.064	1.496±0.064	30	
	7.819±0.441	2613.13±27.195	8.754±0.293	2.338±0.293	40	
	12.463±0.239	2769.6±14.231	12.555±0.08	3.139±0.08	55	
	13.852±0.104	2948.316±92.31	13.852±0.104	3.777±0.104	60	
	0.647±0.05	2088.39±47.234	2.215±0.003	0.184±0.05	10	Infusion
	2.979±0.099	2716.55±148.66	4.461±0.009	0.677±0.145	20	
	5.676±0.311	2452±16.928	6.746±0.161	1.661±0.166	30	
	7.683±0.039	2457.225±43.366	8.662±0.006	2.034±0.002	40	
	11.084±0.455	2632.62±44.333	11.515±0.083	2.422±0.104	50	
	12.638±0.082	2767.57±67.988	12.638±0.0827	3.02±0.076	55	

Tabla 30 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina Q3T por infusión y autoclave

En la tabla 31 se muestran las propiedades de impacto con la respectiva desviación estándar de las probetas manufacturadas con la resina epóxica de grado aeronáutico Epolam 2500, por los procesos de infusión y autoclave.

Specimen	Absorbed energy (J)	Peak Force (N)	Impact Energy (J)	Damage Area (cm <sup>2</sup> )	Drop Height (cm)	Manufacture method
2500	0.586±0.016	2114.355±18.985	2.287±0.004	0.052±0.014	10	Autoclave
	3.025±0.24	2642.27±124.903	4.451±0.012	0.949±0.089	20	
	5.496±0.081	2894.24±251.602	6.651±0.037	1.619±0.037	30	
	8.296±0.004	2922.265±99.737	8.987±0.017	2.353±0.034	40	
	10.16±0.014	2570.77±4.663	10.281±0.072	2.71±0.231	50	
	11.414±0.151	2567.933±40.239	11.414±0.151	3.211±1.047	60	
	0.903±0.104	1942.08±294.434	2.313±0.02	61.2	10	Infusion
	2.985±0.335	1953.93±227.546	4.418±0.025	61.2	20	
	5.054±0.224	1528.946±142.327	6.66±0.046	61.2	30	
	7.594±0.118	1729.246±171.849	9.062±0.066	61.2	40	
	9.375±1.607	2860.585±779.465	11.501±0.012	61.2	50	
	12.623±1.603	2400.43±338.459	13.909±0.047	61.2	60	

Tabla 31 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina Epolam 2500 por infusión y autoclave

En la tabla 32 se muestran las propiedades de impacto con la respectiva desviación estándar de las probetas manufacturadas con la epóxica de alta temperatura 3330, por los procesos de infusión y autoclave.

Specimen	Absorbed energy (J)	Peak Force (N)	Impact Energy (J)	Damage Area (cm <sup>2</sup> )	Drop Height (cm)	Manufacture method
3330	0.617±0.015	2221±47.12	2.264±0.036	0.093±0.005	10	Autoclave
	2.903±0.148	2729.77±41.63	4.413±0.014	0.847±0.031	20	
	5.315±0.238	2950.71±4.44	6.698±0.032	1.533±0.078	30	
	7.926±0.0163	2939.235±24.458	8.964±0.021	1.861±0.195	40	
	11.363±0.123	3212.42±18.45	11.506±0.062	2.555±0.119	50	
	12.699±0.043	3017.3±16.18	12.699±0.043	2.84±0.104	55	
	0.618±0.028	2309.21±28.115	2.289±0.019	0.101±0.01	10	Infusion
	3.122±0.333	2935.36±191.244	4.466±0.011	0.846±0.182	20	
	5.361±0.034	2906.155±57.891	6.702±0.057	1.563±0.240	30	
	7.995±0.127	2886.445±372.242	9.001±0.093	2.146±0.136	40	
	11.385±0.535	3003.363±117.225	11.669±0.275	2.278±0.072	50	
	12.492±0.311	2911.4±81.445	0.259	2.548±0.021	55	

Tabla 32 Propiedades a impacto de las probetas manufacturadas con la resina 3330 por infusión y autoclave

En la figura 86 se muestran las gráficas de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave e infusión.

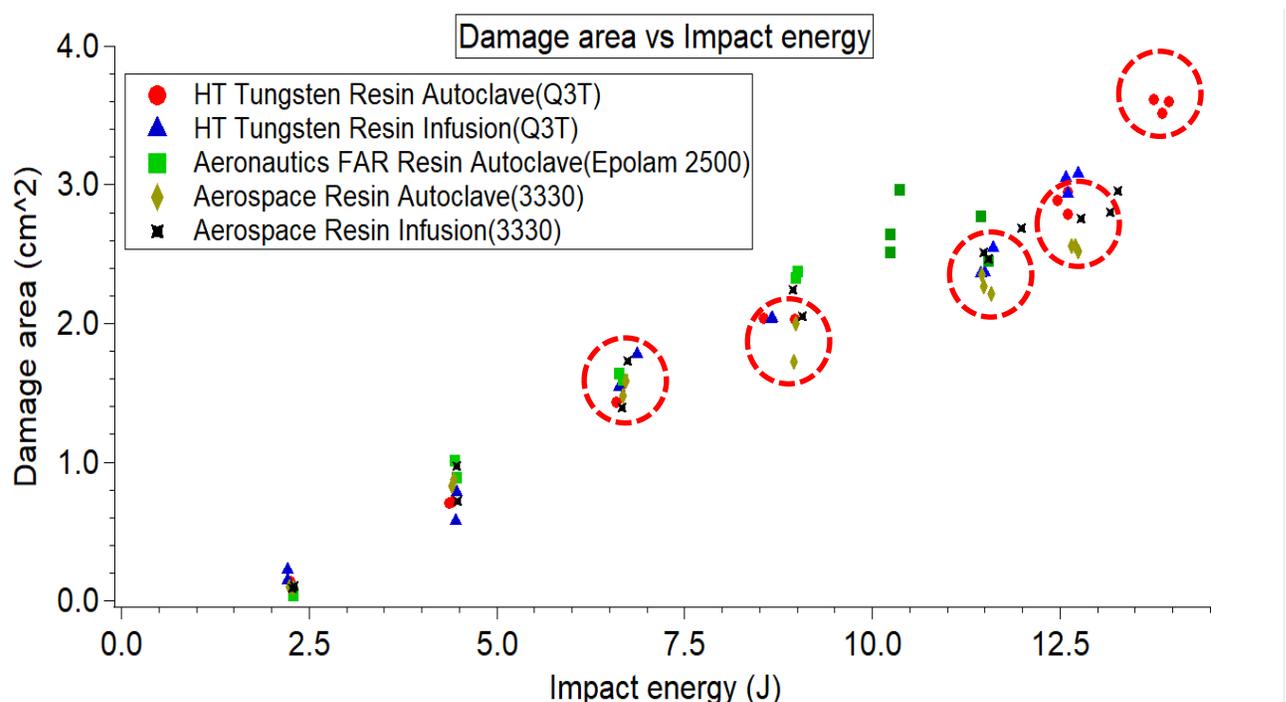
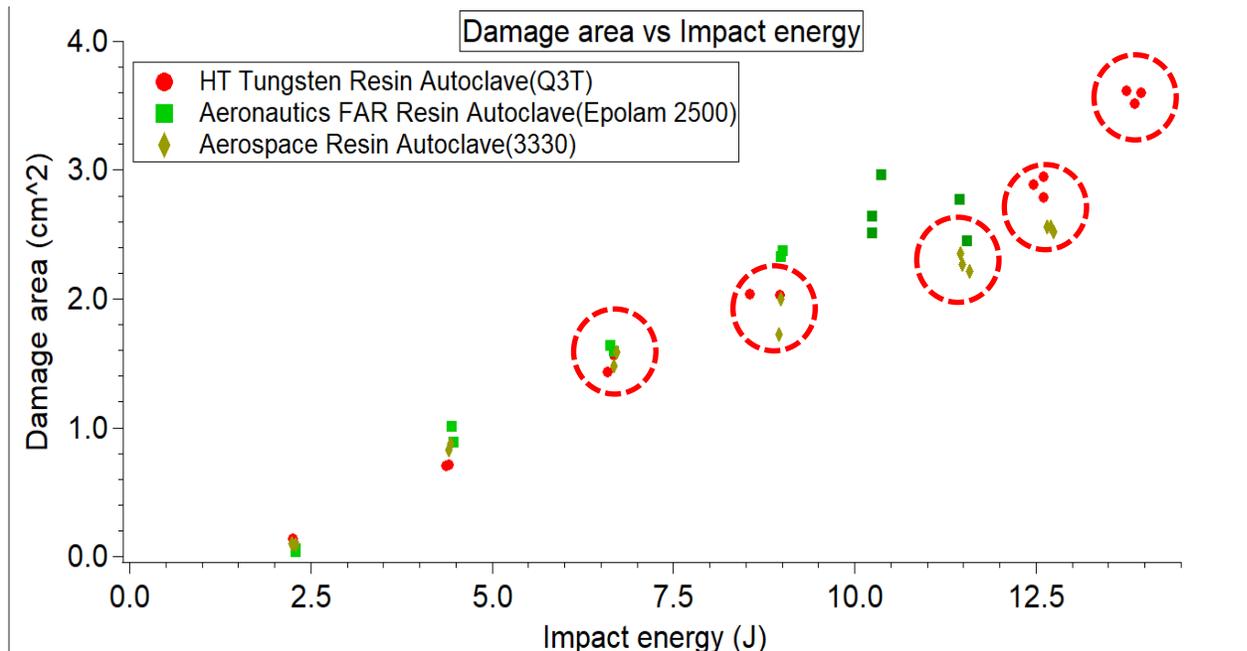


Figura 86 Gráfica comparativa de áreas dañadas vs energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por infusión y autoclave.

En la figura 86 se observa que las probetas que tienen más área dañada son las probetas que se manufacturaron por autoclave con la resina Epolam 2500, cabe mencionar que las probetas manufacturadas por infusión con la misma resina (Epolam 2500) sufrieron delaminación entre capas, por lo que al hacer las radiografías se notó que la mayoría del área de la probeta tenía delaminación, por otro lado se observa una disminución de área dañada en las probetas manufacturadas con autoclave, pues al compararlas con las probetas manufacturadas por infusión presentan menor área dañada, esto se debe a que con el autoclave se alcanza una mejor compactación de capas y mejores propiedades en los laminados compuestos.

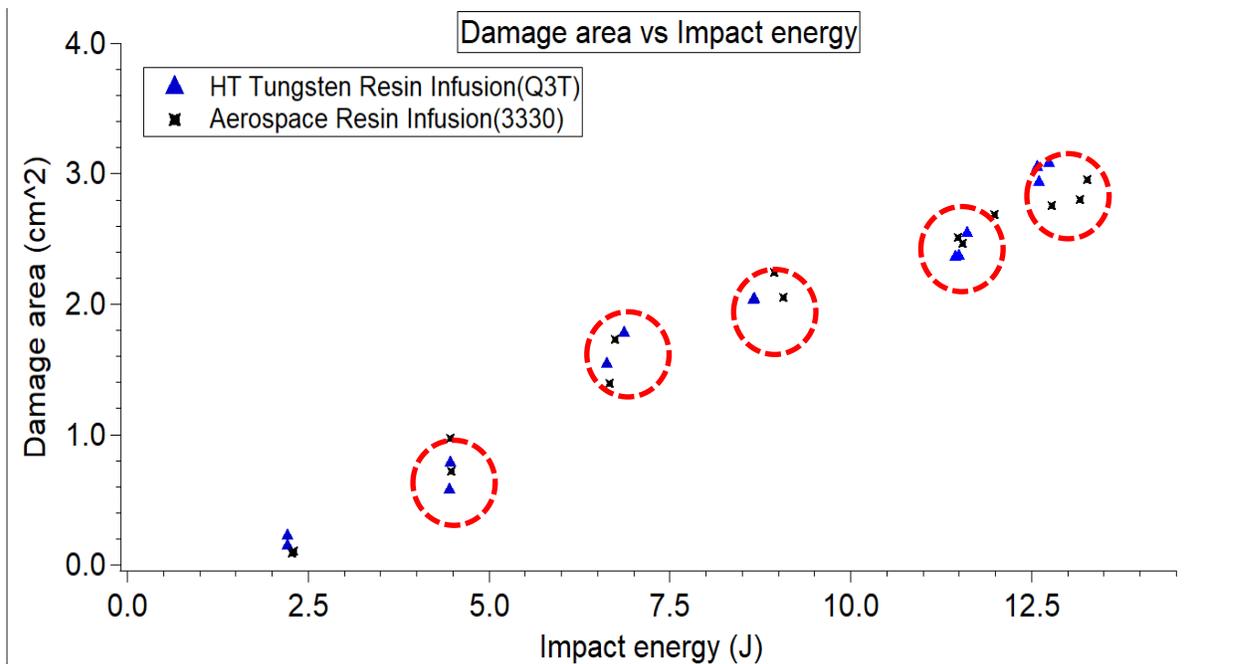
En la figura 87 se muestran las gráficas de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave.



*Figura 87 Gráfica de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave.*

En la figura 87 se observa que el material manufacturado por autoclave que tiene menores áreas dañadas es el que contiene la resina 3330 como matriz, sin embargo el compuesto manufacturado con la resina Q3T presenta mejor resistencia a la penetración, esto es debido a que la resina Q3T contiene partículas de tungsteno, actuando como refuerzo además de la fibra, cuando la masa impacta la probeta las partículas se compactan y ayudan a resistir la penetración del impactador, sin embargo, cuando la fuerza de impacto es baja las partículas no aportan mucha resistencia pues se encuentran separadas entre sí.

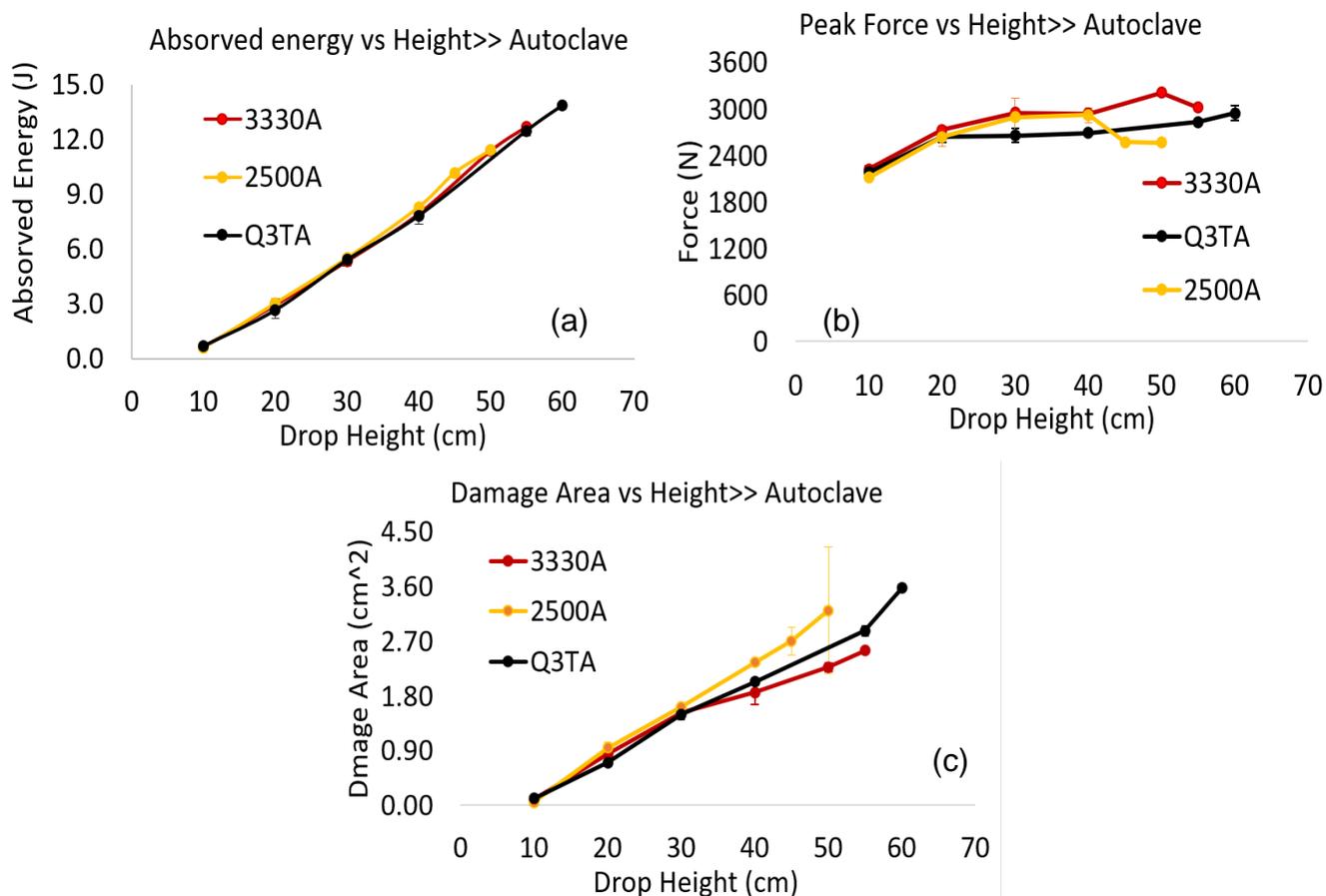
En la figura 88 se muestran las gráficas de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave.



*Figura 88 Gráfica de área dañada contra energía de impacto de los laminados compuestos manufacturados con distintas resinas epóxicas por autoclave.*

En la figura 88 se observa que los materiales manufacturados por infusión tienen un comportamiento similar entre sí en cuanto a las áreas dañadas, sin embargo, se observa una disminución de resistencia a la penetración por parte de la probeta Q3T manufacturada por infusión en comparación con la probeta manufacturada por autoclave, pues con el proceso de infusión puede haber zonas en el laminado que estén más impregnadas que otras o incluso zonas que sufran falta de matriz. Cabe mencionar que el laminado manufacturado por infusión de la resina Epolam 2500 se descartó de esta parte del análisis, debido a que al hacer las radiografías se percató que las probetas tienen delaminación en la mayor parte del área, por falta de impregnación de resina, al manufacturar el laminado por el proceso de infusión.

En la figura 89 se muestran las gráficas de energía absorbida, fuerza de impacto y área dañada con la desviación estándar respectiva, de los materiales manufacturados por autoclave con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.

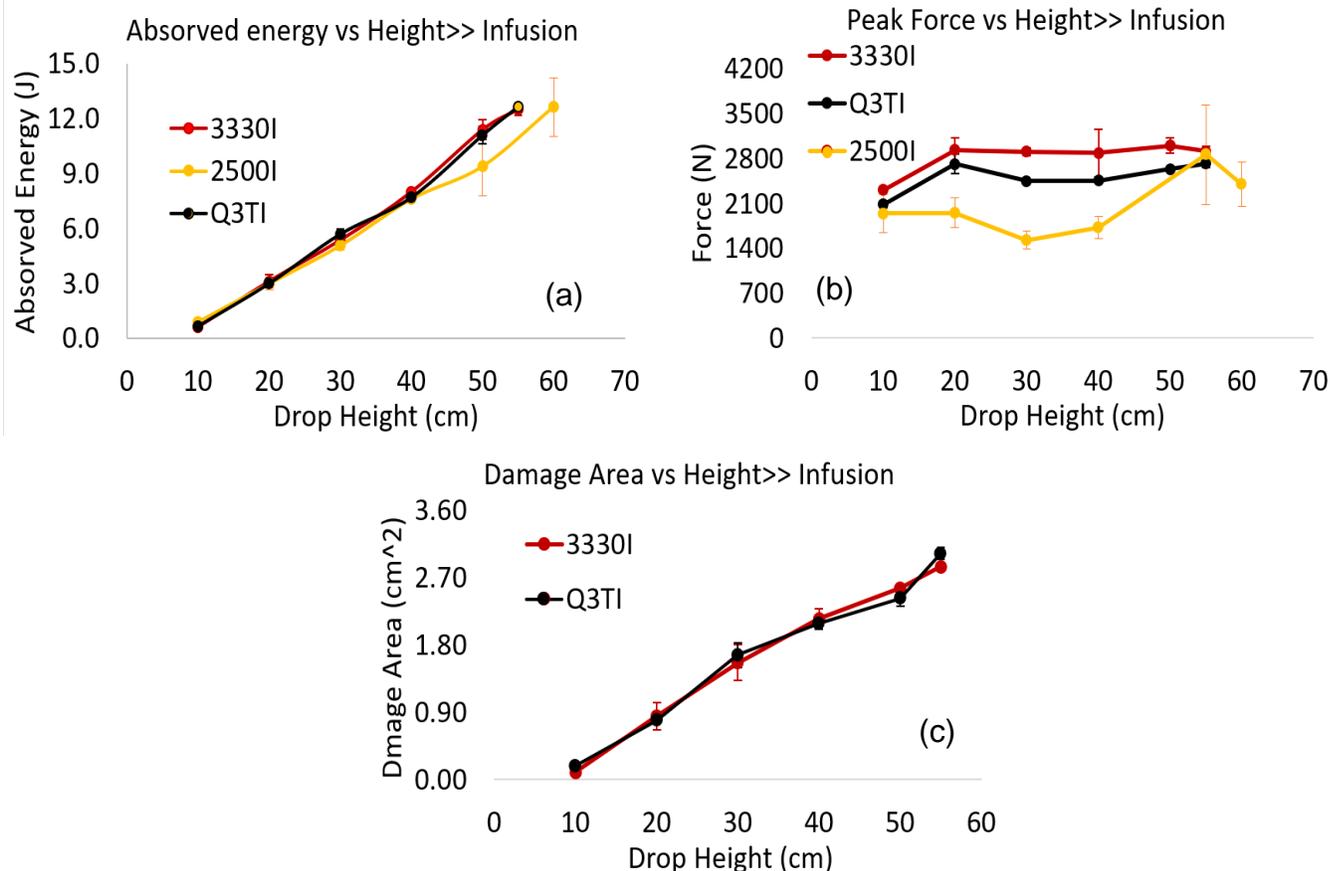


*Figura 89 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados por autoclave con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.*

En la figura 89 se observa que en la gráfica de energía absorbida los 3 materiales manufacturados por autoclave tienen una absorción de energía similar hasta los 30 cm de caída libre del impactador, debido a que la energía de impacto es baja a esa altura (1J a 6J), pero de los 30 cm de altura en adelante, los materiales comienzan a sufrir mayores daños. El material manufacturado con la resina 2500 (figura 89 (a) curva color naranja) absorbe más energía, por lo que sufre mayor daño, al momento de realizar el impacto la energía se disipa dentro del material causando grietas, delaminaciones y rotura de fibra, por el contrario el material que menos energía absorbe es el laminado manufacturado con la resina Q3T (figura 89 (a) curva color negro), además de ser el material que resiste mayor energía de impacto antes del fallo total, debido a que las partículas de tungsteno actúan como refuerzo cuando se tiene un material con una buena distribución de refuerzo-matriz, es decir los excesos de partículas pueden causar fragilidad en los compuestos, pero una buena distribución de partículas en el compuesto ayuda a mejorar las propiedades a impacto. En la gráfica de fuerza de impacto se observa que materiales manufacturados por autoclave tienen la misma fuerza de impacto en energías bajas (2J a 4J), debido a que el daño con estas energías está en las primeras capas del laminado,

cuando el impactador se deja en caída libre desde más de 20 cm, el material manufacturado con la resina Q3T tiene una caída de fuerza, para recuperarse conforme la energía de impacto aumenta (figura 89 (b) curva color negro), mientras que los materiales manufacturados con las resinas 3330 y 2500 siguen un comportamiento similar entre sí hasta que el material manufacturado con la resina 2500 sufre una caída de fuerza a los 40 cm de caída libre del impactador, debido a que la probeta comienza a sufrir daños en la última capa del material y está a punto de fallar por completo (figura 89 (b) curva color amarillo), el material manufacturado con la resina 3330, falla hasta los 55cm. En la gráfica de área dañada se observa que el área dañada más grande se produce en el laminado compuesto con la resina Epolam 2500 y entre más aumenta la energía de impacto la desviación estándar del área dañada se hace más grande (figura 89 (c) curva color amarillo), debido a que la resina Epolam 2500 tuvo dificultad para impregnar las capas del compuesto, por la densidad y la viscosidad que presentaba la resina, por el contrario la resina 3330 (figura 89 (c) curva color rojo), es la resina menos densa de las 3 resinas epóxicas, por lo que la impregnación del compuesto se dio de una manera óptima, cabe mencionar que entre más viscosidad tenga una resina, más componentes y propiedades tiene, pero se tiene el riesgo de no tener una buena impregnación en el compuesto. La curva del material manufacturado con la resina Q3T (figura 89 (c) curva color negro), indica que el área de daño fue mayor al área de daño del material manufacturado con la resina 3330, sin embargo, la última capa de material manufacturado con la resina Q3T falla hasta que el impactador es soltado en caída libre desde 60cm de altura, por lo que las capas dañadas del laminado manufacturado con la resina Q3T, son menos que las capas del material manufacturado con la resina 3330 a los 55cm de caída libre del impactador.

En la figura 90 se muestra la energía absorbida, fuerza de impacto y área dañada con la desviación estándar respectiva, de los materiales manufacturados por infusión con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.

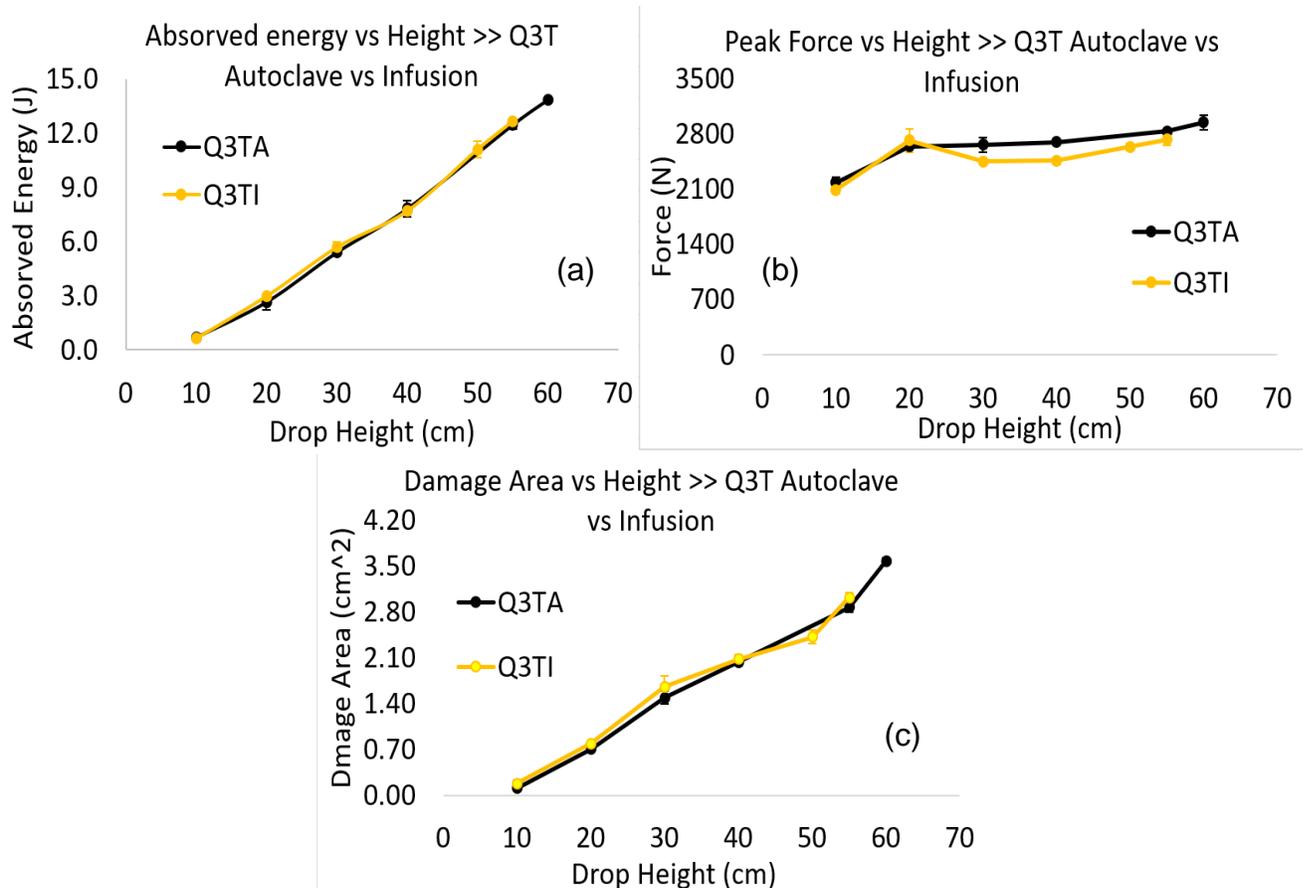


*Figura 90 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados por infusión con las distintas resinas epóxicas, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.*

En la figura 90 se observa que en la gráfica de energía absorbida (ver figura 90 (a)) de los materiales presentan el mismo comportamiento entre sí, hasta los 40cm de altura en caída libre del impactador, es en ese punto es cuando empiezan a sufrir los mayores daños, sin embargo la curva del material manufacturado con la resina 2500, indica que la energía absorbida es menor, debido a que el material sufre delaminación en la mayoría de su composición por la manufactura con infusión, la energía se disipa por las capas delaminadas, lo que deja como consecuencia que el material no sea penetrado, a diferencia de los materiales manufacturados con las resinas Q3T y 3330, sin embargo el fallo del laminado manufacturado con la resina 2500 por infusión es más grave pues se detectan desprendimiento de las capas, debido a que la energía se disipa por las orillas de la probeta. En la gráfica de fuerza de impacto (ver figura 90 (b)), se observa que la gráfica correspondiente al material manufacturado con la resina 2500 presenta bajas fuerzas de impacto a consecuencia de la delaminación, mientras que el comportamiento de los materiales manufacturados con las resinas 3330 y Q3T presentan una tendencia similar entre sí, porque no presentan grandes delaminaciones. En la gráfica de área dañada (ver figura 90 (c)) se observa que los materiales manufacturados con las resinas Q3T y 3330 presentan una tendencia similar entre sí, ambos fallan en si totalidad cuando el impactador cae desde 55 cm de altura, es decir, a esa altura falla la última capa de las probetas y son penetradas por el impactador, los laminados compuestos manufacturados con la resina Q3T presentan una mayor área dañada al momento del fallo total que los

laminados manufacturados con la resina 3330, posiblemente hay un exceso de resina Q3T y es por eso que no resisten la misma energía de impacto que cuando son manufacturados por autoclave, las probetas compuestas con la resina 2500 fueron descartadas en este análisis ya que presentaron delaminaciones y áreas dañadas de hasta  $63 \text{ cm}^2$ .

En la figura 91 se muestra la energía absorbida, fuerza de impacto y área dañada con la desviación estándar respectiva, de los materiales manufacturados por infusión y autoclave con la resina epóxica de alta temperatura y partículas de tungsteno Q3T, ensayados a con el impactado en caída libre a distintas alturas.

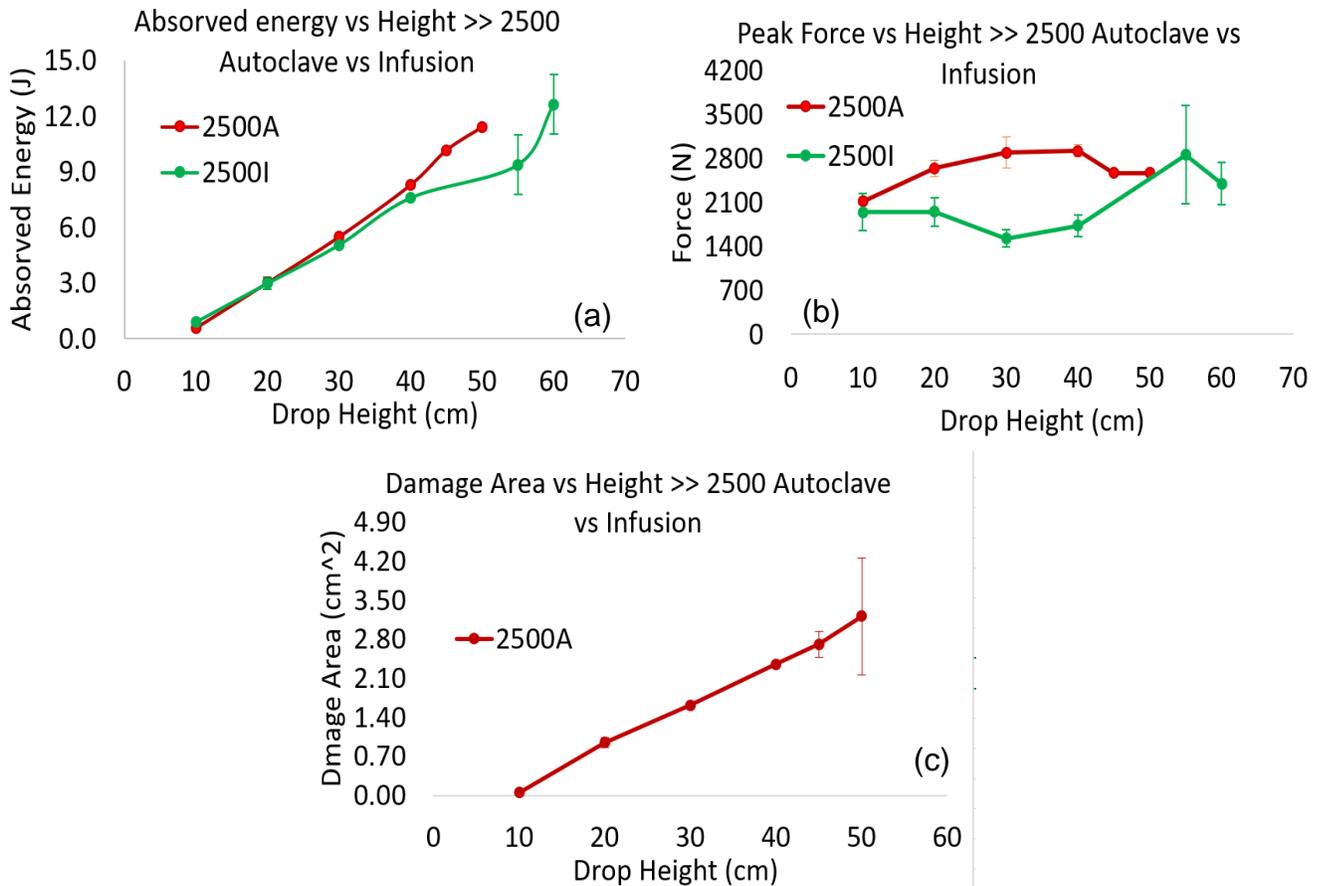


**Figura 91** Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina Q3T, por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.

En la figura 91 se observa que existe un mejor comportamiento a impacto por parte del material con la resina de alta temperatura Q3T manufacturado por autoclave, en comparación del mismo material manufacturado por infusión, se observa que ambos absorben la misma energía pero el material manufacturado por infusión falla por completo con menos energía de impacto (ver figura 91 (a)), en el caso de la fuerza de impacto (ver figura 91 (b)), se nota una caída de fuerza más abrupta en el laminado manufacturado por infusión, el laminado manufacturado por autoclave presenta fuerzas de impacto mayores, lo que indica que tiene más resistencia a la penetración, por otra parte las áreas dañadas tienen una tendencia similar entre sí, es decir se nota poca diferencia entre

ambos procesos, sin embargo las radiografías muestran una imagen en 2 dimensiones de la zona dañada, si se toma en cuenta que el compuesto manufacturado por autoclave falla en su totalidad con el impacto de la masa a 60 cm de altura y no a 55cm como el material manufacturado por infusión se puede concluir que el material manufacturado por autoclave tiene menos zonas dañadas (ver figura 91 (c)).

En la figura 92 se muestra la energía absorbida, fuerza de impacto y área dañada con la desviación estándar respectiva, de los materiales manufacturados por infusión y autoclave con la resina epóxica de grado aeronáutico Epolam 2500, ensayados a con el impactado en caída libre a distintas alturas.

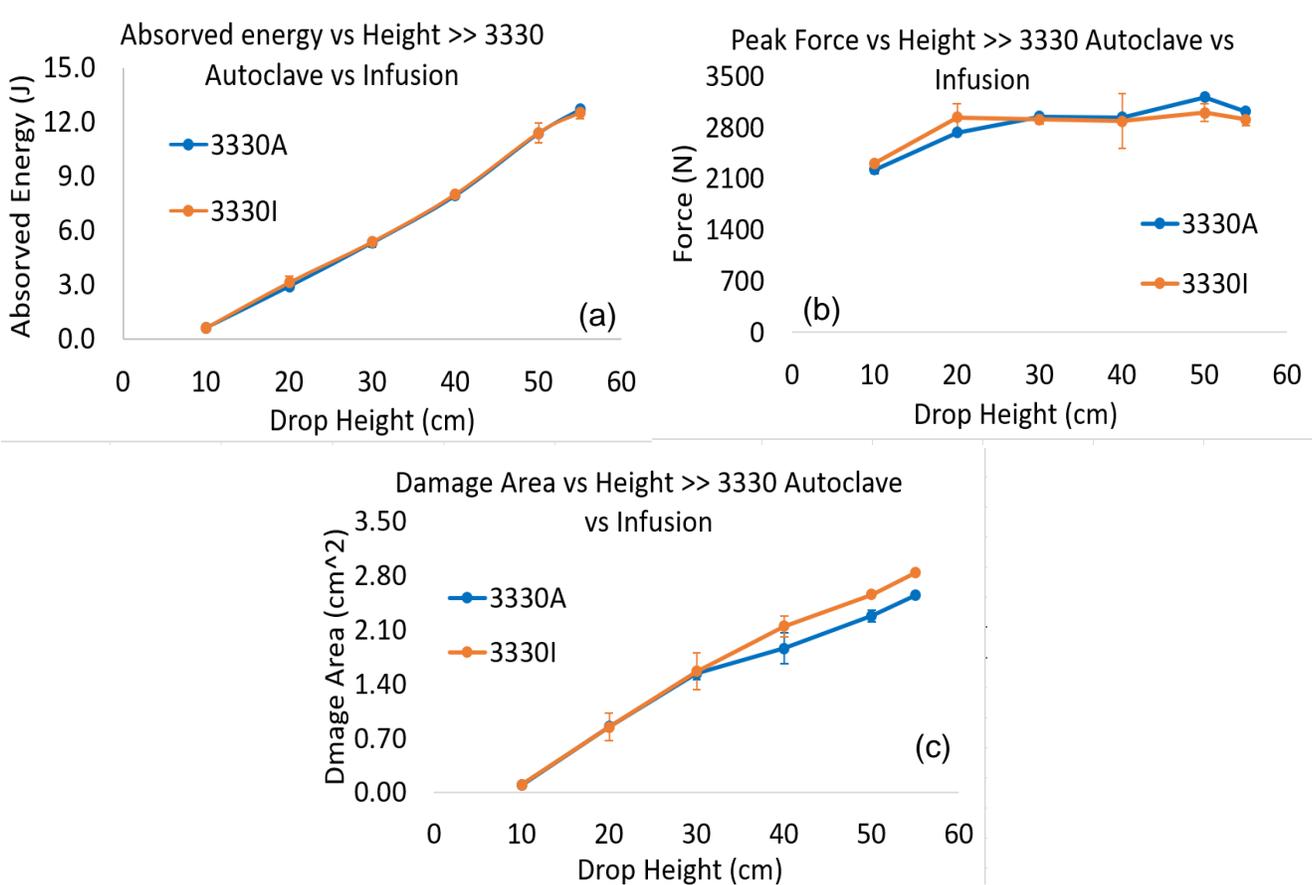


*Figura 92 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina Epolam 2500, por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.*

En la figura 92 se observa que el material manufacturado por infusión con la resina Epolam 2500 como ya se ha analizado en las gráficas anteriores presenta delaminación en casi toda su área, es por eso que se nota que absorbe poca energía y es porque la mayoría de la energía de impacto es disipada por las láminas con falta de impregnación en el material (ver figura 92 (a)), dando como consecuencia que exista poco rebote y una fuerza de impacto muy pequeña (ver figura 92 (b)), sin embargo en la gráfica se nota un crecimiento de la fuerza de impacto después de los 50 cm de caída libre del impactador y es debido a que este material no es perforado por el impactador en ningún momento, a

diferencia de los demás laminados, inclusive con energías de impacto altas disipa la energía y se delamina, pero el impactador no penetra la probeta, en la gráfica de área dañada (ver figura 92(c)) sólo se muestra la curva que representa el comportamiento del material manufacturado con autoclave, se observa que entre más se acerca al fallo final de la probeta, existe una mayor desviación estándar y es debido nuevamente a la viscosidad y densidad de la resina, probablemente en algunas zonas hubo exceso de resina o falta de impregnación.

En la figura 93 se muestra la energía absorbida, fuerza de impacto y área dañada con la desviación estándar respectiva, de los materiales manufacturados por infusión y autoclave con la resina epóxica de uso aeroespacial 3330, ensayados a con el impactado en caída libre a distintas alturas.



*Figura 93 Gráfica de energía absorbida (a), fuerza de impacto (b) y área dañada (c), de los materiales manufacturados con la resina 3330 por autoclave e infusión, ensayados a con el impactador en caída libre a distintas alturas.*

En la figura 93 se observa que de las 3 resinas que se usaron para realizar este ensayo la resina 3330, es la que tiene menores diferencias independientemente del método de manufactura, pues ambos materiales fallaron con la energía producida por la misma altura de caída libre del impactador (55 cm), debido a que es una resina con baja densidad y viscosidad facilita el flujo de resina en los 2 métodos de manufactura y por ende hay una mejor impregnación de fibras. La absorción de energía en ambos materiales tiene la misma tendencia (ver figura 93 (a)), la fuerza de impacto es apenas mayor en el laminado manufacturado por autoclave (ver figura 93 (b)), la diferencia más

grande entre ambos materiales viene dada por el área dañada, ya que el material manufacturado por autoclave presenta una menor área dañada (ver figura 93 (c)), pues como ya se ha analizado, el autoclave entrega mejores propiedades al compuesto.

## ***5.1 Conclusiones***

1. El proceso de manufactura que entrega las mejores propiedades mecánicas es el autoclave, al ser un proceso controlado, donde se puede variar el tiempo de curado, la temperatura, la presión de compactación y el vacío.
2. Inducir una temperatura previa a la inyección de resina, mejora el flujo e impregnación en las fibras.
3. Las altas temperaturas producen reblandecimiento de resina, por lo que el material compuesto sufre una disminución en sus propiedades mecánicas, al momento de ser ensayado a altas temperaturas.
4. El ciclo de post-curado influye en las propiedades de los compuestos cuando son expuestos a altas temperaturas, ya que los compuestos con ciclo de post-curado previo a el ensayo mecánico presentaron un comportamiento mecánico más estable a la temperatura.
5. La resina que mejores propiedades mecánicas a alta temperatura entregó fue la resina epóxica Q3T, ya que las partículas de tungsteno favorecieron la resistencia a las altas temperaturas, como alternativa se tiene la resina de grado aeronáutico Epolam 2500, la cual tiene protección contra fuego.
6. El proceso de manufactura por infusión de resina es ineficaz cuando se tienen resinas muy viscosas, como en el caso de la resina Epolam 2500.
7. Cuando se tienen resinas muy ligeras, como en el caso de la resina de alta temperatura 3330, las diferencias entre procesos de manufactura se reducen, ya que el flujo de resina y la impregnación de tejidos se facilitan.
8. La resina que tuvo mejor comportamiento a impacto fue de nuevo la resina Q3T, debido a que presentó mejor resistencia a el impacto que la resina 3330 y la resina 2500, ya que las partículas de tungsteno actúan como protección térmica y protección al impacto.
9. La falta de impregnación de resina entre capas de un compuesto, induce a que la energía de impacto se disipe por las orillas del material, provocando la rotura de la unión entre capas, inhabilitando el compuesto para una posible reparación estructural, pues el daño es irreversible, por el contrario, cuando se tienen laminados compuestos sin falta de impregnación, la energía de impacto alta provoca que el compuesto se perfora, pero los daños en la probeta son reversibles, es decir, puede haber una reparación estructural.

10. Con el autoclave se manufacturan laminados más resistentes a el impacto, sin embargo, al carecer de este proceso, se puede optar por usar resinas ligeras en la manufactura con infusión.

## ***6.1 Recomendaciones para trabajos futuros***

1. En caso de utilizar tejidos con alta susceptibilidad a la distorsión, se recomienda utilizar un pegamento epóxico en aerosol, de tal manera que las capas estén fijas haciendo una preforma, para que el flujo de resina no distorsione los tejidos, es más recomendable usar esta técnica cuando se manufactura una placa en RTM, ya que la presión de entrada del flujo de resina es muy alta.
2. Para los cortes de las probetas se recomienda utilizar un disco de diamante, realizar los cortes con baja velocidad y utilizar refrigerante, todo esto para tener la mínima delaminación posible, causada por el corte.
3. En proceso de RTM, en el caso de que la resina sea muy viscosa, se recomienda calentar la resina en el cilindro del inyector a una temperatura igual o menor a la temperatura de las planchas por aproximadamente 10 minutos, de tal manera que la resina tenga mejor flujo al momento de inyectarla al molde.
4. Es recomendable drenar el vacío en el molde durante el proceso de RTM, para evitar burbujas y poros en el laminado.
5. Para obtener mejores resultados en las pruebas con temperatura, es indispensable utilizar una cámara climática, adaptada a la máquina de ensayos universales.
6. Para que los ciclos de post-curado tengan una mejor eficiencia, se recomienda realizarlos después de la manufactura de las probetas o de las placas.
7. Para obtener las deformaciones en las probetas ensayadas a alta temperatura, se recomienda utilizar cable de alta temperatura para galgas y galgas de alta temperatura, al igual que un pegamento de alta temperatura para fijar las galgas a la probeta, en caso de no utilizar galgas, se recomienda utilizar un video extensómetro.
8. Para los ensayos a alta temperatura, como tabs se recomienda usar tabs de fibra de vidrio o aluminio, fijados con pegamento epóxico estructural de alta temperatura, o en su defecto utilizar lija con cinta de alta temperatura.
9. Para tener una caracterización más completa en la parte de ensayos a baja velocidad, se recomienda repetir los ensayos, pero ahora con los materiales sometidos a ciclos de post-curado previos o envejecimiento.
10. Se recomienda utilizar ultrasonido como técnica no destructiva, para analizar las probetas después del impacto, para complementar los análisis de rayos X.
11. Para analizar la degradación por temperatura de las probetas, al someterlas a alta temperatura, se recomienda realizar análisis con el equipo de TGA.

12. En el caso de usar una resina muy viscosa y densa para manufacturar un compuesto en infusión, se recomienda calentar previamente la resina en un horno de circulación de aire sin catalizador, para mejorar el flujo en este tipo de proceso, en su defecto, se pueden impregnar algunas capas del laminado de forma manual, para después someterlo a infusión, todo esto para que se tenga una buena impregnación en el laminado.
13. Se recomienda hacer pruebas con el TGA, para caracterizar térmicamente a los materiales.

## **Referencias bibliográficas**

1. A.Dinesh Kumar, S. S. (2008). *Gas turbine Materials, current status and its developmental prospects*. VIT University article, 33.
2. David King, O. I. (2014). *Advanced aerospace materials: past, present and future*. *Aviation and the environment*, 6.
3. Boeing. (1 de Diciembre de 2015). *Boeing*. Obtenido de Boeing: <http://www.boeing.es/>
4. Pora, J. (2009). *Composite materials in the Airbus A380 From History to Future*. *Airbus publications*, 10.
5. *National materials advisory board (2010) Accelerating utilization of new materials*
6. Aviation, G. E. (1 de Diciembre de 2015). *GE Aviation*. Obtenido de GE Aviation: <http://www.geaviation.com/>
7. Aeroengines, C. (1 de Diciembre de 2015). *CFM Aeroengines*. Obtenido de CFM Aeroengines: <http://www.cfmaeroengines.com/>
8. Engines, R. R. (1 de Diciembre de 2015). *Rolls Royce*. Obtenido de Rolls Royce: <http://www.rolls-royce.com/customers/power-systems/products/bergen-enginesas.aspx#marine>
9. Miller, S. (2011). *Advanced Materials for Gas Turbine Engines- an introduction*. *Azom materials*, 2.
10. Misra, A. (2010). *Durability Changes for Next Generation of Gas Turbine Engine Materials*. *NASA publications*, 17.
11. Muktinutapati, N. R. (2011). *Materials for gas turbines- an overview*. *VIT University articles*, 23.
12. NASA. (2013). *Structures and materials composites*. *NASA publications*, 38.
13. Royce, R. (1999). *The Jet Engine Rolls Royce*. *Manchester England: Rolls Royce Publications*.

14. Hernandez, E. P. (2011). *Comportamiento estructural en reparaciones del tipo step sanded en estructuras de materiales compuestos*. EZIME TICOMAN : IPN.
15. Isaac M. Daniel, O. I. (1994). *Engineering Mechanics of Composite Materials*. Illinois USA: Oxford.
16. Press. Besednjak, A. (2005). *Los materiales compuestos*. 9.
17. Balasubramanian, M. (2014). *Composite Materials And Procesing*. New York: CRC
18. Christensen, R. H. (1991). *Mechanics of Comoposite Materials*. Málaber: Krieger.
19. L, O. B. (1980). *Elasticidad*. Madrid: Escuela técnica superior de ingenieros industriales.
20. Miravete, A. (2007). *Materiales compuestos I*. Barcelona España: Reverté.
21. Jones, R. M., *Mechanics of Composites Materials*, Hemisphere Publishing Corporation, 1975.
22. W., T. S. (1988). *Composites Design*. Tokyo: Dayton.
23. Erick Trejo (2015) *Materiales compuestos reforzados con nanotubos de carbono para aumentar sus propiedades mecánicas*. UPMH
24. Antonio Miravete, L. C. (2002). *Materiales compuestos*. Zaragoza.
25. Peter C. Powell. Chapman. *Engineering with Fibre-Polymer Laminates*. 1994.
26. M. W. Hyer. *Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials*. WBC-Mc Graw-Hill. 1998
27. Marco António Pérez, M. S. (2014). *Fundamentos de la Mecánica de los Materiales Compuestos*. Barcellona: Omnia.
28. Miravete, A. Documentación de las jornadas IX de Materiales Compuestos. Ingeniería de Materiales compuestos. Zaragoza. Junio 2000.
29. Hull D. *Materiales Compuestos*. Ed. Reverté, 1987.
30. *Engineered Materials Handbook, Volume 1. Composite*. ASM International, 1987.
31. *Engineered Materials Handbook, Volume 2. Engineering Plastics*, ASM International, 1988.

32. Alonso, C. P. (2016). *Naval Composites: Los materiales compuestos y la industria naval*. Barcelona: Universitat Politècnica De Catalunya.
  33. B.D. Agarwal and L.J. Broutman, *Analysis and Performance of Fiber Composites*, John Willey And Sons, 1980
  34. Strong, *Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials, Methods and Applications*, 1989.
  35. RTM Process, Editions Syntech, Jean Pierre Cauchois , Saint Avold Cedex, France, 1997
  36. Amy Hudson, *Vacum- Assisted RTM Increasing Popular*, Composites Technology, 1996
  37. H. Lee, K. Neville, *Handbook of Epoxy Resins*, Mc Graw Hill, 1967
- Tensión
38. J.M. Whitney, I.M. Daniel, and R.B. Pipes, *Experimental Mechanics of fiber reinforced Composite Materials*, Society for Experimental Mechanics. Englewood Cliffs, New Jersey, 1984.
  39. D.3039, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, 2005
  40. Azzam Ahmed, R. M. (2015). *Noncontact inspection of impact damage properties of woven fabric-reinforced composites after low-velocity impact by using air-coupled ultrasonic technique*. Shangai, China.
  41. D5628-96. (2005). *Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimens by Means of a Falling Dart*.
  42. D7136/D7136M. (2005). *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*.
  43. F. Aymerich, P. P. (1999). *Static Loading and Low-Velocity Impact Characterization of Graphite/PEEK Laminates*. Italia: ndt.
  44. Francesconi, F. A. (2014). *Damage mechanisms in thin stitched laminates subjected to low-velocity impact*. Italia.
  45. Muhammed Tijani ISA, A. S. (2014). *Drop Weight Impact Studies of Woven Fibers Reinforced Modified Polyester Composites*. Malaysia: Leonardo Electronic Journal.
  46. Omar Jimenez, M. A. (2009). *Impacto de Baja Energía en un Compuesto Almidón-Fibra Natural*. Sonora, México.

47. E2533-09, Standard Guide for Nondestructive Testing of Polymer Matrix Composites Used in Aerospace Applications.
48. D.T Hayford and E.G. Henneke, A Model for Correlating Damage and Ultrasonic Attenuation in Composites, Composite Materials and Design, ASTM, 1979
49. Vary and K.J. Bowles, Use of an Ultrasonic- Acoustic Technique for Nondestructive Evaluation for Fiber Composite Strength, NASA TM-73813.
50. Cawley, P; Adams, R. D, Defect types and non-destructive testing techniques for composites, Materials Science and Technology, 1989.
51. Christophe Baley, Antoine Kervoëlen, Antoine Le Duigou, Camille Goudenhooff and Alain Bourmaud, Is the low shear modulus of flax fibres an advantage for polymer reinforcement?, 2016.
52. Faus Ferrer, J Maquina Conreras, Materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra de vidrio y fibra de carbono para aplicaciones estructurales, Universitat politecnica de Valencia, 2013.
53. B. Walter Rosen, A simple Procedure for experimental determination of the longitudinal shear modulus of unidirectional composites, 1972.
54. Cristiano Fragassaa, Ana Pavlovica, Carlo Santull, Mechanical and impact characterisation of flax and basalt fibre vinylester composites and their hybrids, Composites, 2017
55. Eldiwany M, Powers JM, George LA, Mechanical properties of direct and post-cured composites.
56. Jason J. Cain, Nathan L. John J., Post-Curing Effects on Marine VARTM FRP Composite Material Properties for Test and Implementation, 2005
57. Varpu M Miettinen, Kaja K Narva Water sorption, solubility and effect of post-curing of glass fibre reinforced polymers, Biomaterials, 1999
58. A.M. Khan, N. Satou, H. Shintani, Effects of post-curing by heat on the mechanical properties of visible-light cured inlay composites, 1993
59. DS Kumar, M J Shukla. KK Mahato, Effect of post-curing on thermal and mechanical behavior of GFRP composites, 2001.
60. Juana Abejonar, Francisco Velazco, influencia del post-curado en las propiedades mecánicas de una resina epoxi reforzada con sic: estudio estadístico, Revista Iberoamericana de Polimeros, 2009.