



POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA

**CARACTERIZACIÓN MECÁNICA DE MATERIALES
COMPUESTOS MANUFACTURADOS FUERA DE
AUTOCLAVE**

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. VÍCTOR ALFONZO GÓMEZ CULEBRO

ASESOR

DR. EDGAR ADRIÁN FRANCO URQUIZA



Santiago de Querétaro, Qro., Marzo 2017



Director de Posgrado

PICYT – CIDESI

Querétaro

El abajo firmante, miembro del Comité Tutorial del alumno **Víctor Alfonso Gómez Culebro**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave**”, acepto 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 9 días del mes de Marzo del año dos mil diecisiete

DR. Edgar Adrián Franco Urquiza

Director de Tesis.



Director de Posgrado

PICYT – CIDESI

Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Comité Tutorial del alumno **Víctor Alfonso Gómez Culebro**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave**”, 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 firmamos la presente a los 9 días del mes de Marzo del año dos mil diecisiete.

Dr. José Fernando May Crespo.

Presidente

Dr. Pedro González García

Secretario

Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza

Vocal.

AGRADECIMIENTOS.

Al Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI).

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por la beca otorgada para la realización de esta investigación.

A los catedráticos por compartir sus conocimientos y consejos durante la realización de este proyecto.

A mi director de tesis, Dr. Edgar Adrián Franco Urquiza por su valioso apoyo y asesoría durante el desarrollo de esta investigación.

A mi padre Martín Gómez Ruiz que es y será siempre mi mayor ejemplo.

A mi madre María Elena Culebro Pérez que ha sabido formarme con buenos sentimientos, hábitos y valores, lo cual me ha ayudado a salir adelante.

A mis hermanas, Dulce Estrella Gómez Culebro, Magali Gómez Culebro y Guadalupe Gómez Culebro, por cuidar de mí y por todo el apoyo que me han brindado en todo momento.

A mis amigos por todos los buenos y malos momentos que hemos pasado.

A todas la personas que ayudaron directa o indirectamente en la realización de este proyecto.

¡Gracias!

INDICE DE CONTENIDO

Glosario de términos.....	1
CAPITULO I. INTRODUCCIÓN	2
1.1 Introducción.....	3
1.2 Antecedentes	4
1.3 Definición del problema.....	6
1.4 Justificación.....	6
1.5 Objetivos	7
1.6 Hipótesis	7
CAPITULO II. MARCO TEÓRICO	8
2.1. Que son y clasificación de los materiales compuestos.....	9
2.2 Clasificación de los materiales compuestos.	19
2.3 Laminados compuestos.....	20
2.4 Uso de los materiales compuestos en aeronáutica.....	21
2.5 Técnicas de manufactura de materiales compuestos.....	22
2.5.1 Infusión	23
2.5.2 Compresión en frío/caliente	24
2.5.3 Moldeo por transferencia de resina.....	25
2.5.4 Autoclave	26
2.6 Reparaciones de materiales compuestos	28
2.6.1 Reparación sin parches	29
2.6.2 Reparación con parche	30
2.7 Ensayos de tensión.....	33
2.8 Ensayos de flexión	33

2.9 Análisis dinámico mecánico.....	34
2.10 Correlación digital de imágenes (DIC).....	36
2.11 Tipos de fallos para probetas a tensión	37
CAPITULO III. MATERIALES Y MÉTODOS EXPERIMENTALES.....	38
3.1 Materiales	39
3.2 Pruebas de curado de resina poliéster.....	40
3.3 Fabricación de laminados compuestos.....	41
3.4 Caracterización mecánica.....	42
3.4.1 Ensayos de tensión.....	42
3.4.2 Ensayos de flexión	45
3.5 Caracterización térmica	49
3.5.1 Análisis Dinámico Mecánico.	49
3.6 Correlación digital de imágenes.	52
CAPITULO IV. RESULTADOS.	54
4.1 Caracterización mecánica.....	55
4.1.1 Parte 1.Tensión.....	55
4.1.2 Parte 2. Tensión.....	58
4.1.3 Parte 1. Flexión.....	62
4.1.4 Parte 2. Flexión.....	64
4.2 Caracterización térmica.	68
4.2.1 Parte 1. Análisis Dinámico Mecánico.	68
4.2.2 Parte 2. Análisis Dinámico Mecánico.	72
4.3 Correlación Digital de Imágenes.	77
CONCLUSIONES.....	81
REFERENCIAS.....	82

INDICE DE FIGURAS

Figura 1. Clasificación de los materiales compuestos.....	19
Figura 2. Fibras unidireccionales y bidireccionales [2].	20
Figura 3. Urdimbre y trama [2].....	20
Figura 4. Tejido MAT.	21
Figura 5. Proceso de infusión [28].	23
Figura 6. Moldeo por transferencia de resina [29].....	25
Figura 7. Autoclave [30].	26
Figura 8. Reparación con parche externo pegado.	30
Figura 9. Reparación con parche externo pegado de una estructura sandwich [2].....	31
Figura 10. Reparación mediante adhesivo con parche a nivel.....	32
Figura 11. Ensayo de tensión [25].....	33
Figura 12. Ensayo de flexión a tres puntos.....	34
Figura 13. Relación de la tensión sinusoidal aplicada con la deformación, con el defase resultante y la deformación	35
Figura 14. Correlación digital de imágenes.....	36
Figura 15. Tipos de fallos [19].	37
Figura 16. Código de fallas [19].....	37
Figura 17. Probetas de tensión manufacturadas por infusión.	43
Figura 18. Probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión.	43
Figura 19. Probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión-temperatura.....	44
Figura 20. Probetas de tensión manufacturadas por RTM.	44
Figura 21. Probetas de tensión manufacturadas por autoclave.....	45
Figura 22. Probetas de flexión manufacturadas por infusión.	46
Figura 23. Probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión.	47
Figura 24. Probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión-temperatura.....	47
Figura 25. Probetas de flexión manufacturadas por RTM.....	48
Figura 26. Probetas de flexión manufacturadas por autoclave.....	48
Figura 27. Probetas para DMA manufacturadas por infusión.	50
Figura 28. Probetas para DMA manufacturadas por infusión-presión.	50
Figura 29. Probetas para DMA manufacturadas por infusión-presión-temperatura.....	51
Figura 30. Probetas para DMA manufacturadas por RTM.....	51
Figura 31. Probetas para DMA manufacturadas por autoclave.....	52
Figura 32. Preparación de probetas con dispersión de puntos negros para DIC.	53

Figura 33. Curvas esfuerzo vs desplazamiento (infusión, RTM y autoclave).	55
Figura 34. Probetas representativas ensayadas a tensión. a) infusión, b) RTM y c) autoclave.	56
Figura 35. Curvas esfuerzo vs desplazamiento (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	58
Figura 36. Probetas representativas ensayadas a tensión. a) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.	59
Figura 37. Grafica comparativa esfuerzo vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.	60
Figura 38. Grafica comparativa fuerza vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.	61
Figura 39. Grafica comparativa del módulo de elasticidad vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.	61
Figura 40. Curvas fuerza vs desplazamiento (infusión, RTM y autoclave).	62
Figura 41. Probetas representativas ensayadas a flexión. A) infusión, b) RTM y c) autoclave.	63
Figura 42. Curvas fuerza vs desplazamiento (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	64
Figura 43. Probetas representativas ensayadas a flexión. A) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.	65
Figura 44. Gráfica comparativa esfuerzo vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión.	66
Figura 45. Grafica comparativa fuerza vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión.	67
Figura 46. Grafica comparativa deformación vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión.	67
Figura 47. Curvas del módulo de almacenamiento vs temperatura (infusión, RTM y autoclave).	68
Figura 48. Probetas representativas ensayadas por DMA. a) infusión, b) RTM y c) autoclave.	69
Figura 49. Curvas tangente delta vs temperatura (infusión, RTM y autoclave).	70
Figura 50. Curvas del módulo de almacenamiento vs temperatura (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	72
Figura 51. Probetas representativas ensayadas por DMA. a) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.	73
Figura 52. Curvas tangente delta vs temperatura (infusión, infusión-presión e infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	74
Figura 53. Grafica comparativa de los módulos de almacenamiento vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.	75

Figura 54. Grafica comparativa tangente delta vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.	76
Figura 55. Grafica comparativa de las temperatura de transición vítrea vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.	76
Figura 56. Etapas de deformación registradas mediante DIC.	77
Figura 57. Campos de deformación (infusión, RTM y autoclave).	78
Figura 58. Probetas representativas analizadas por DIC. A) infusión, b) RTM y C) autoclave.	79
Figura 59. Campos de deformación (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	79
Figura 60. Probetas representativas analizadas por DIC. A) infusión, b) infusión-presión e c)infusión-presión-temperatura.	80

INDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades de fibras de carbono.....	10
Tabla 2. Propiedades de fibras y materiales convencionales.	11
Tabla 3. Propiedades de los distintos tipos de fibra de vidrio.	12
Tabla 4. Composición de la fibra de vidrio-E.	13
Tabla 5. Propiedades de fibras de aramida.	14
Tabla 6. Polímeros termoestables y polímeros termoplásticos.	15
Tabla 7. Propiedades de las resinas epoxi más utilizadas.	16
Tabla 8. Tipos de resinas poliéster más utilizadas.....	17
Tabla 9. Tiempo de gelado y curado a temperatura ambiente.....	40
Tabla 10. Tiempo de gelado y curado en el horno.....	40
Tabla 11. Fabricación de laminados por diferentes técnicas de manufactura.	41
Tabla 12. Carga máxima, esfuerzo y módulo de elasticidad (infusión, RTM y autoclave).....	56
Tabla 13. Carga máxima, esfuerzo y módulo de elasticidad (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	59
Tabla 14. Carga máxima, esfuerzo y deformación (infusión, RTM y autoclave).	63
Tabla 15. Carga máxima, esfuerzo y deformación (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	65
Tabla 16. Módulo de almacenamiento (infusión, RTM y autoclave).....	69
Tabla 17. Tangente delta y temperatura de transición vítrea (infusión, RTM y autoclave).....	71
Tabla 18. Módulo de almacenamiento (infusión, infusión-presión e infusión- presión-temperatura).	73
Tabla 19. Tangente delta y temperatura de transición vítrea (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).	75

Glosario de términos

RTM: Moldeo por transferencia de resina.

Isotropía: Iguales propiedades en todas las direcciones.

Anisotropía: Las propiedades varían según la dirección en que son examinadas.

OoA: fuera de autoclave (Out of Autoclave).

DMA: Análisis Dinámico Mecánico.

DIC: Correlación Digital de Imágenes.

FRP_I: Fibra reforzadas con polímero_infusión.

FRP_IP: Fibra reforzadas con polímero_infusión-presión.

FRP_IPT: Fibra reforzadas con polímero_infusión-presión-temperatura.

FRP_RTM: Fibra reforzadas con polímero_moldeo por transferencia de resina.

FRP_A: Fibra reforzadas con polímero_autoclave.

Tg: Temperatura de transición vítrea.

E´: Módulo de almacenamiento.

E´´: Módulo de pérdida.

Tangente delta (δ): Relación del módulo de pérdida entre el módulo de almacenamiento.

MTS: Pruebas mecánicas y soluciones de detección (Mechanical Testing and sensing solutions).

CAPITULO I. INTRODUCCIÓN

1.1 Introducción

En la industria aeronáutica el desarrollo de estructuras ligeras y resistentes es muy importante ya que se tiene un elevado desempeño y por consiguiente su rentabilidad.

Actualmente los materiales compuestos son muy utilizados debido a su ligero peso y buenas propiedades mecánicas. Para obtener piezas de alto rendimiento de material compuesto avanzados, el proceso de curado se debe realizar por medio de la técnica de autoclave ya que con este método se obtienen los mejores resultados para aplicaciones en aeronáutica, debido a que el proceso de fabricación consume mucho tiempo, el costo es elevado y la complejidad del sistema. Esto nos permite justificar la evaluación de encontrar métodos alternativos de manufactura fuera de la autoclave (OoA) que pueden resultar de un menor costo, de un menor tiempo de fabricación y al mismo tiempo que proporcione el mismo nivel de calidad y la funcionalidad requerida.

Existen varias técnicas de manufactura de materiales compuestos tales como; infusión de resina, moldeo por transferencia de resina (RTM), infusión-presión e infusión-presión-temperatura. Cada una de estas técnicas tiene cualidades que las hacen atractivas y es de mucho interés investigar las propiedades mecánicas y térmicas.

El propósito de este trabajo de tesis es encontrar métodos de fabricación de materiales compuestos donde se obtenga propiedades similares a los obtenidos por la técnica de autoclave. Para ello, se analizaron estas cinco técnicas de manufactura, los laminados fabricados por las diferentes técnicas de manufactura serán caracterizados térmica y mecánicamente. Las propiedades viscoelásticas serán evaluadas utilizando análisis dinámico mecánico (DMA). En el comportamiento mecánico se estudiarán utilizando una máquina de ensayos (Instron) configurada a flexión en tres puntos, una máquina de ensayos (MTS) bajo configuración de tensión, y se adaptará un sistema de correlación digital de imágenes para detectar el campo de deformación ocurrido durante las pruebas a

tensión, esto permitirá determinar mediante la evaluación de las propiedades físicas patrones homólogos entre ellas y así tener alternativas tecnológicas para el desarrollo de compuestos.

1.2 Antecedentes

Los materiales compuestos están siendo empleados en la industria aeronáutica por sus excelentes propiedades mecánicas que se obtienen; de rigidez y resistencia considerablemente superiores a las de las aleaciones metálicas (aceros, aleaciones de aluminio y de titanio), no son susceptibles al fenómeno de corrosión ya que se pueden emplear en elementos que estén sujetos a ambientes corrosivos [1] y son fáciles de moldear en geometrías complejas. Las resinas epoxi y poliéster son las matrices poliméricas que se utilizan mayormente en la fabricación de laminados compuestos, y como refuerzo por lo general se emplean fibras secas ya sea de carbón, vidrio o aramida. La aportación principal de los materiales compuestos es ser utilizado en aplicaciones estructurales para la industria de alta tecnología como la aeronáutica, ya que proporciona una mayor ligereza debido al bajo peso y una mayor resistencia a condiciones ambientales. La nueva generación de aeronaves de gran tamaño están diseñados con todas las estructuras del fuselaje y ala de material compuesto, y la reparación de estos materiales compuestos avanzados requiere un conocimiento en profundidad de las estructuras de materiales compuestos, materiales y herramientas [2]. La mayor parte de los componentes de materiales compuestos de alto rendimiento se producen actualmente mediante el uso de laminados a base de epoxi-preimpregnado curado en autoclave a alta temperatura y presión. La mayoría de los materiales principales de preimpregnado están diseñados para el curado en autoclave y, por tanto, las propiedades del material óptimas se pueden conseguir con una alta fiabilidad. Como resultado, el proceso de fabricación está optimizado para sus límites físicos.

En las últimas décadas cuando se trata de la estabilidad y la fiabilidad, el curado en autoclave ha tomado su lugar como la referencia en la fabricación de materiales compuestos de alto rendimiento. Además de un rendimiento fiable, el curado en autoclave tiene numerosas desventajas que lo hacen inaplicable en una variedad de campos de aplicación. Al final, todos estos factores dan lugar a un muy alto costo de las piezas y restringen el volumen a un número relativamente bajo por día. Esto ha impulsado el desarrollo de continuar haciendo esfuerzos para reducir los costos de fabricación, a partir de los segmentos de aplicaciones de rendimiento inferiores, donde el costo extremo de autoclaves no podía estar justificado. El desarrollo realizado en estos sectores de bajo rendimiento final ha cambiado fundamentalmente el mercado de fabricación de materiales compuestos [3]. Por lo cual se buscan nuevas alternativas de fabricación de materiales compuesto con el objetivo de producir rentables compuestos de grado aeroespacial a un corto tiempo de procesamiento. Estos incluyen moldeo por transferencia de resina (RTM), este es un método prometedor, ya que se usa en muchas partes de la industria automotriz, deportiva, etc. El RTM consiste en poner la fibra en el interior de un molde, y luego la inyección de un polímero, mientras que la presión y temperatura se aplica a través de una prensa. Sin embargo, en este proceso se requiere una resina de menor viscosidad, lo que puede alterar las características de los materiales obtenidos. Además, las fibras pueden estar alineados de una manera incorrecta durante el proceso de inyección de resina, o puede haber áreas con huecos en la que la resina no llega a cubrir toda la fibra lo cual resulta en partes de rendimientos inferiores [4]. El RTM ha ido ganando una gran atención por su capacidad de producir piezas estructurales complejas [5]. El proceso por moldeo a compresión, la fibra seca se coloca sobre una placa de metal, se sella toda la periferia con una bolsa de vacío y se le aplica presión con una prensa que es activada por un pistón hidráulico. Puede aplicarse calor a través de elementos de calentamiento integrados en el molde [4]. La infusión de película de resina: consiste en introducir una resina líquida de baja viscosidad con ayuda de presión de vacío [6]. Para el proceso de infusión es necesario sangrar un poco de resina a través del respiradero [7].

1.3 Definición del problema

La industria aeronáutica ha incrementado considerablemente el uso de los materiales compuestos en la fabricación de aeronaves, comerciales, militares y civiles, debido a las grandes ventajas que se obtienen al ser utilizados en las estructuras por la relación resistencia peso en comparación a los metales.

Los procesos de reparaciones estructurales de las aeronaves, están normalizados bajo la supervisión de sus fabricantes (Boeing o Airbus), estos demandan infraestructura muy sofisticada (autoclave), a lo cual algunas aerolíneas no tienen acceso a este equipo por cuestiones de costo.

1.4 Justificación

Fabricar materiales compuestos por medio de autoclave nos garantiza que se obtengan buenas propiedades mecánicas, al mismo tiempo nos resulta muy costoso fabricar o reparar piezas con este método, por ello se busca métodos alternativos de manufactura de material compuesto fuera de autoclave (OoA) para obtener propiedades mecánicas similares al autoclave.

1.5 Objetivos

OBJETIVO GENERAL:

- Evaluar las propiedades mecánicas y térmicas de laminados compuestos manufacturados fuera de autoclave.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS:

- Preparar laminados compuestos utilizando diferentes métodos de manufactura (Autoclave, Infusión, Infusión-presión, Infusión-presión-temperatura y RTM).
- Evaluar las propiedades mecánicas (tensión y flexión) de los laminados compuestos.
- Evaluar las propiedades viscoelásticas de los laminados compuestos con el análisis dinámico mecánico (DMA).
- Análisis del campo de deformación utilizando correlación digital de imágenes.

1.6 Hipótesis

La evaluación científica de los laminados compuestos manufacturados fuera de autoclave permitirá cuantificar su rendimiento mecánico, por lo que será posible seleccionar un método de reparación alternativo al uso de autoclave para materiales compuestos en aeronáutica.

CAPITULO II. MARCO TEÓRICO

2.1. Que son y clasificación de los materiales compuestos

Un material compuesto se compone de dos o más fases físicamente diferentes y mecánicamente separables [8]. En la estructura de un material compuesto se distinguen dos partes: el refuerzo y la matriz

Los **refuerzos** pueden ser de partículas o fibras (larga o corta), las cuales pueden estar dispersas aleatoriamente o uniformemente. El refuerzo proporciona resistencia y rigidez al material compuesto. La disposición aleatoria de las fibras cortas, tiene carácter local y puede proveer isotropía mecánica al compuesto. Por el contrario, si el refuerzo está en forma uniforme, el efecto reforzante es de carácter general, pero de tipo anisotrópico debido a la orientación de las fibras [1]. Por otra parte las fibras más comunes en el sector aeronáutico son las de fibra de carbono, fibra de vidrio y la fibra de aramida.

La **fibra de carbono** es muy utilizada en aplicaciones estructurales donde se requieren altas resistencia a la fatiga o en aquellas situaciones en las que es necesario un buen comportamiento mecánico bajo condiciones estáticas [9]. La utilización de la fibra de carbono es menor que la de la fibra de vidrio, debido a que su costo de fabricación es más elevado, aunque actualmente sus costos se han reducido debido al aumento de la demanda por parte de las industrias: aeronáutica, aeroespacial, transporte terrestre, deporte, marina, etc.

Entre las principales características que presenta la fibra de carbono se encuentran:

- Baja densidad, lo que implica que sus propiedades mecánicas específicas por unidad de peso sean muy elevadas.
- Estabilidad dimensional, pues presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica y alta resistencia a la abrasión.
- Alta resistencia a la fatiga.
- Elevada resistencia a la corrosión y alta conductividad eléctrica.

Las fibras de carbono se obtienen mediante la pirólisis en medio inerte de precursores en forma de fibra, como son el rayón, la brea de petróleo o el poliacrilonitrilo (PAN). A medida que avanza el grado de pirólisis (temperaturas progresivamente mayores), el contenido en carbono del precursor aumenta, llegando a obtener fibras con rigideces por encima de 350 GPa (con la consecuente disminución asociada de resistencia y elongación) [1].

De los tres precursores, el de mayor implantación es el PAN, pues permite obtener fibras de carbono de buenas propiedades a un costo razonable. En función del rango de valores del módulo elástico como suelen clasificarse las fibras de carbono, hablándose de fibras de alto módulo, de módulo intermedio y de alta resistencia. Ver tabla 1

Fibra	Resistencia a tracción (Gpa)	Módulo de Young (Gpa)
PAN-HM (alto módulo)	350-550	1.9-3.7
PAN-IM (modulo intermedio)	230-300	3.1-4.4
PAN-HS (alta resistencia)	240-300	4.3-7.1

Tabla 1. Propiedades de fibras de carbono.

La **fibra de vidrio** es uno de los refuerzos más utilizados en la fabricación de materiales compuestos en aplicaciones industriales como la aeronáutica, debido a su alta disponibilidad, bajo costo y sus buenas propiedades mecánicas superiores a la del acero como se muestra en la tabla 2 [12] .

Material	E_T GPa	σ_T GPa	ρ g/cm ³	E_T / ρ (10 ⁹ N*m)/Kg	σ_T / ρ (10 ⁹ N*m)/Kg
Fibras					
E-glass	72	3.5	2.54	29	1.38
S-glass	86	4.6	2.48	35	1.85
Carbono de alto módulo	390	2.1	1.90	205	1.10
Carbono de alta resistencia	240	2.9	1.77	136	1.64
Kevlar-49	130	2.8	1.45	87	1.87
Kevlar-29	60	2.8	1.44	42	1.80
Boro	385	2.8	2.63	146	1.1
Spectra-1000	117	2.6	0.97	120	2.8
Materiales convencionales					
Acero	210	0.34-2.1	7.8	27	0.043-0.27
Aleaciones de aluminio	70	0.14-0.62	2.7	26	0.052-0.23
Vidrio	70	0.7-2.1	2.5	28	0.28-0.84
Tungsteno	350	1.1-4.1	19.3	18	0.057-0.21
Berilio	300	0.7	1.4	164	0.38

E_T : módulo de tracción; σ_T : tensión de tracción; ρ : densidad;

E_T / ρ : módulo específico y σ_T / ρ : tensión específica.

Tabla 2. Propiedades de fibras y materiales convencionales.

Estos materiales presentan una serie de características que se presentan a continuación y que les permite ser ampliamente utilizadas:

- La resistencia mecánica específica es alta, incluso mayor que la del acero.
- Es un buen aislante eléctrico incluso en espesores delgados, pues posee una buena permeabilidad eléctrica y magnética.
- Es un material cuyos componentes son minerales y es incombustible por naturaleza, por lo que no propaga la llama y no produce calor, humos y/o toxicidad.
- Presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica, por consiguiente tiene una alta estabilidad dimensional y es poco sensible a los cambios térmicos e hidrométricos.,

- Presenta una buena disposición a recibir ensimajes, creando un puente de unión entre las fibras y la matriz, que les permite asociarse a un alto número de resinas sintéticas y matrices minerales.
- Es inerte a la acción biológica, por lo tanto, no sufre alteraciones y no se pudre.
- Presenta una baja conductividad térmica, lo que le permite ser muy utilizada en la construcción, pues posibilita prescindir de los puentes térmicos y por consiguiente un ahorro considerable de calefacción.
- Presenta estabilidad química, por lo que al fabricar materiales compuestos con una resina apropiada, se pueden obtener productos que sean resistentes a agentes químicos.

La fibra de vidrio se obtiene a partir de la fusión de sílice con otros óxidos minerales, cuya composición y concentración depende de las características buscadas, y que permiten distinguir los diferentes tipos de vidrio comercial [1].

De los diversos tipos de fibras que se encuentran en el mercado: **vidrio-A** que es menos resistente y tiene un módulo más bajo que el **vidrio-E** y presenta gran resistencia química, **vidrio-S** empleado en estructuras de elevadas características mecánicas (aeronáutica sobre todo), **vidrio-R** y la fibra de vidrio-E que es la más se utiliza para la fabricación de materiales compuestos, abarcando el 90% del mercado y la de aplicaciones especiales, que tiene diferentes designaciones en función del objetivo concreto de diseño. La tabla 3 muestra valores de propiedades de los principales tipo de fibra de vidrio [1].

Fibra	Diámetro del hilo (µm)	Densidad (Kg/m³)	Módulo de Young (Gpa)	Resistencia a tracción (Mpa)
Vidrio-A	5-13	2500	69	3100
Vidrio-E	10-20	2580	72.5	3400
Vidrio-S	10	2480	86	4590
Vidrio-R	10	2590	85	3400-4400

Tabla 3. Propiedades de los distintos tipos de fibra de vidrio.

A excepción de la industria aeronáutica donde la aplicación justifica el costo, el mayor consumo mundial se produce en fibra de vidrio tipo E, debido a que es la que más presenta una mejor relación propiedades/precio. La tabla 4 resumen la composición típica de la fibra de vidrio tipo E [12].

Componente	Cantidad (%)
SiO ₂	53-55
Al ₂ O ₃	14-15
CaO	17-22
MgO	1
Na ₂ /K ₂ O	0.8
Fe ₂ O ₃	0.3
B ₂ O ₃	6-8

Tabla 4. Composición de la fibra de vidrio-E.

La **fibra de aramida** es una poliamida aromática, el nombre comercial es el **Kevlar** y lo fabrica Dupont, la estructura de anillo bencénico proporciona estabilidad térmica, y la posición de los grupos funcionales es la causa de sus altas propiedades mecánicas [1]. Características principales del Kevlar:

- Sensible al ultravioleta.
- Buena resistencia a choques, a la abrasión, a los disolventes orgánicos y al calor.
- Sensible a la humedad.
- Color amarillo.

Las fibras se obtienen por extrusión del polímero líquido, de manera que la cadena polimérica se alinea, mostrando sus mejores características mecánicas en el eje de alineación. De los diferentes tipos de Kevlar el “49” es el más utilizado para materiales compuestos. En la tabla 5 se muestran las propiedades de las fibras de Kevlar.

Fibra	Densidad (Kg/m3)	Resistencia a tracción (Gpa)	Módulo de Young (Gpa)
Kevlar 29 (alta tenacidad)	1440	3-3.6	85
Kevlar 49 (alto módulo)	1440	3.6-4.1	131
Kevlar 149 (ultra alto módulo)	1470	3.5	186

Tabla 5. Propiedades de fibras de aramida.

El tipo de **matriz** de un material compuesto de uso aeronáutico es de tipo polimérico y otorga la estabilidad térmica y ambiental. Los polímeros obedecen, respecto a su comportamiento o evolución estructural en función de la temperatura, a dos grandes grupos: **termoestables y termoplásticos**. De tal manera las matrices termoestables, cuando se les aplica temperatura, los monómeros que han de formar la cadena polimérica se enlazan tridimensionalmente formando una red de alta rigidez, que permanece sólida a temperatura ambiente y cuando son sometidas a altas temperaturas se descomponen o degradan. Las matrices termoplásticas son de estructura inicialmente más complejas y nos sufren alteraciones químicas cuando se le aplica temperatura, pasan de sólido a líquido cuando se les aplica calor y de líquido a sólido al bajar la temperatura [1].

Las propiedades de los polímeros termoestables y termoplásticos, sus ventajas y desventajas se muestran en la siguiente tabla 6 [10].

TERMOESTABLES	TERMOPLÁSTICOS
Características principales	
Pueden sufrir cambios químicos cuando se curan. Baja deformación a la rotura. Baja energía de fractura Proceso irreversible. Viscosidad muy baja. Absorbe la humedad Altamente resistente a los disolventes	No reactivo, no requiere curado. Alta deformación a la rotura. Alta energía de fractura. Muy alta viscosidad Proceso es reversible. Absorbe poca humedad. Limitada resistencia a los disolventes orgánicos, en algunos casos.
Ventajas	
Relativamente baja temperatura de procesamiento. Buena humectación de fibra. Conformables en formas complejas. Fabricación de resina líquida factible. Resistentes a la fluencia.	Tiempos de procesamiento corto. Desechos reusables. Post-moldeado puede ser reprocesado. Procesamiento rápido. Vida útil ilimitada sin refrigeración Alta resistencia a la delaminación.
Desventajas	
Largo tiempo de procesamiento. Largo tiempo de curado. Restringido el periodo de conservación (requiere refrigeración)	Menor resistencia a los disolventes. Requiere altas temperaturas (300-400 °C) y presión de procesamiento. Puede ser propenso a la fluencia. Muy poca durabilidad y adherencia.

Tabla 6. Polímeros termoestables y polímeros termoplásticos.

Los polímeros termoestables de uso más frecuente son: Resina epóxica, resina poliéster y resina viniléster.

Las **resinas epoxi** son termoendurecibles que contienen en su molécula dos o varias funciones epoxídicas o glicidas. La resina epoxi más típica es el diglicidilester del bisfenol A (DGEBA) [11].

Principales características de este tipo de resina:

- La dureza de los epoxis es superior a la de las resinas de poliéster.
- Pueden operar a temperaturas más altas que las resinas poliéster (hasta 180 °C).
- Tienen buena adherencia a las fibras.
- Baja contracción durante la polimerización.
- Resistentes a los ataques de álcali.
- Se obtienen productos de alta calidad con buena tolerancia dimensional, para ser fabricados.

La mayoría de resinas epoxi están basadas en tres estructuras químicas: **TGMDA** (dianilina tetraglicidil metileno), **DGEBA** (diglicidil éter de bisfenol A), y fenolformaldehído epoxi novolaca. La principal diferencia entre las moléculas es que TGMDA y las novolacas curan a una densidad de entrecruzamiento mayor que la epoxi Bisfenol A, la cual presenta altos valores de módulo de Young y temperatura de transición vítrea (Tg) pero bajos valores de deformación a la rotura. La tabla 7 muestra las propiedades de las resinas más utilizadas.

Propiedades	TGMDA	Bisfenol A
Módulo de Young (Mpa)	3800-4500	2750-3450
Deformación a rotura (%)	1-2	5-8
Tg (°C)	175-235	120-175
Absorción de agua (%)	4-6	2-3

Tabla 7. Propiedades de las resinas epoxi más utilizadas.

La **resina poliéster insaturada** constituyen la familia más importante de las resinas termoestables utilizadas en los materiales compuestos. Se utilizan en más del 90 % de los laminados comerciales [11].

El curado de una resina poliéster insaturada está afectada por el uso de iniciadores químicos y aceleradores y por la aplicación de calor o exposición a la

radiación. Los materiales que curan a temperatura ambiente tienen unos valores de Tg relativamente bajos y puede ser susceptible de ser atacados por algunos solventes.

Los principales tipos de resinas de poliéster son: La ortoftálica que es una resina de utilización general. La isoftálica que tiene propiedades de resistencia superiores al desgaste y a los agentes químicos y el tipo de ácido caliente que se utiliza como retardador de llama. Las resinas de poliéster isoftálicas presentan propiedades superiores desde el punto de vista de comportamiento ante ataques químicos y medioambientales. La tabla 8 muestra algunos tipos de resinas poliéster más utilizado.

TIPOS	APLICACIONES
Ortoftálicas	Barcos, Estratificados industriales, Placas onduladas y planas.
Isoftálicas	Gel Coats, Depósitos, Ingeniería Química.
Tereftálicas	Ingeniería química, Resistencia química mejorada.
Tetrahidroftálicas	Depósitos para alimentos, Cubas.
Bisfenólicas	Aplicaciones anticorrosión.
Resinas de ácido tetracloroftálico	Comportamiento al fuego mejorado.
Resinas de ácido het	Resistencia al fuego, Anticorrosión
Resinas al metacrilato metilo	Placas, Cúpulas.

Tabla 8. Tipos de resinas poliéster más utilizadas.

Las resinas poliéster son productos inestables, por lo que las condiciones de almacenamiento deben ser consideradas con atención. Se pueden almacenar en recipientes de acero ordinario o condiciones de que la superficie interior esté exenta de herrumbre. Para mantener la vida útil es necesario almacenarlas en locales cuya temperatura no exceda los 25 °C.

Las **resinas termoendurecibles viniléster** son relativamente recientes y están llamadas a tener un gran desarrollo, a pesar de su costo elevado, de 1.5 a 2 veces superiores al de las poliéster clásicas. [11]

Se utilizan de la misma forma que las resinas poliéster con los mismos aceleradores y catalizadores. Las principales características de este grupo de resinas son:

- Buenas cualidades mecánicas y, de forma particular, excelente resistencia a la fatiga.
- Excelente fluidez, que facilita su impregnabilidad y moldeo.
- Buena adhesión sobre las fibras de refuerzo, debido a los grupos hidroxilos sobre las ramificaciones de la cadena.
- Resistente a la corrosión, incluso en agua caliente.
- Buena resistencia al fuego, que se puede modificar por modificación de la molécula viniléster mediante átomos de cloro o bromo, obteniendo resinas autoextringuibles.

2.2 Clasificación de los materiales compuestos.

La clasificación de los materiales compuestos atiende, al tipo de matriz y al tipo de refuerzo. De esta forma se establece que se trata de una combinación macroscópica de un material de refuerzo como las fibras, partículas, etc., y un material que actúa como matriz polimérica, metálica o cerámica, con una interfase reconocible entre ellos [1]. En la figura 1 se muestra la clasificación de los materiales compuestos.

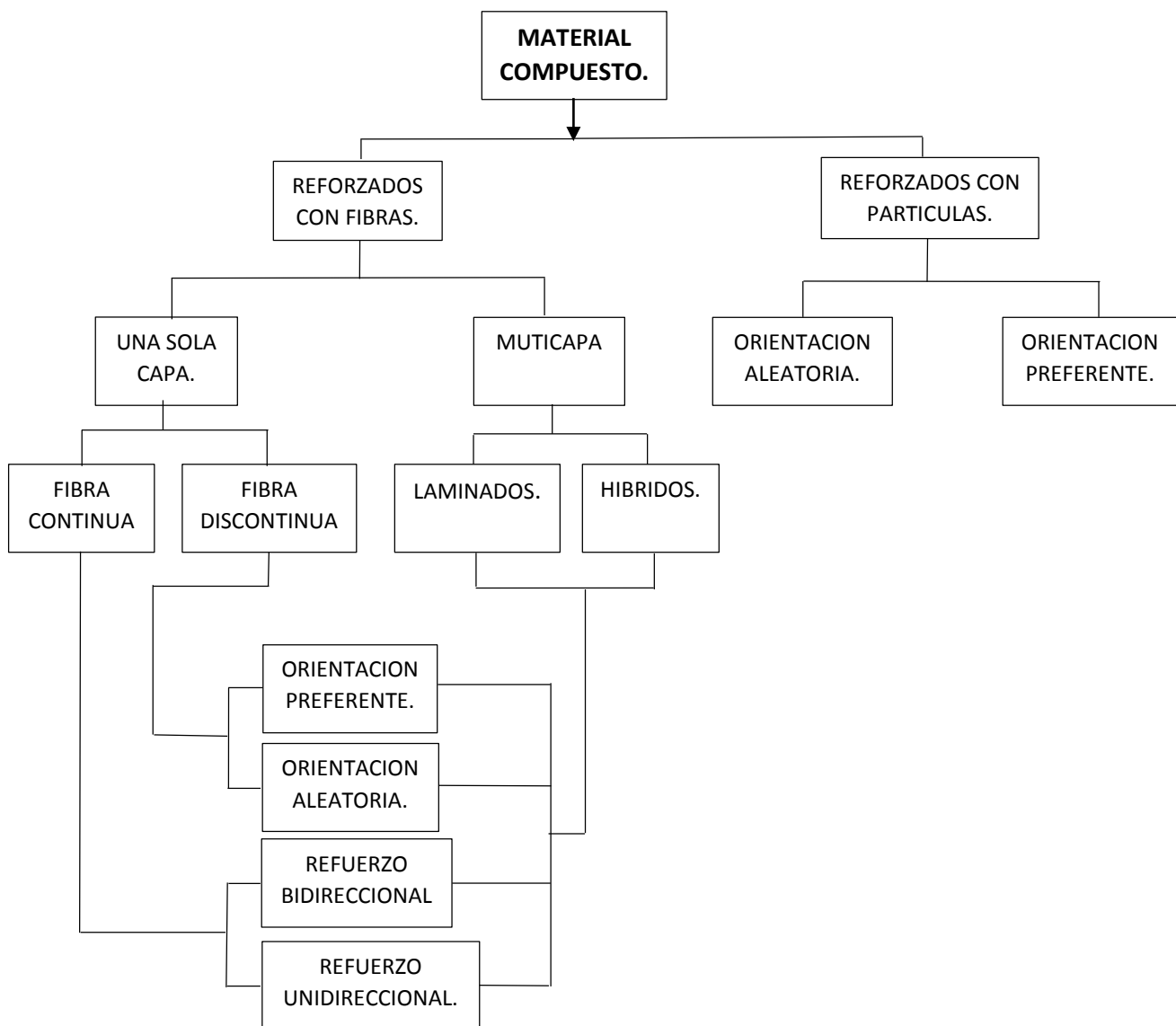


Figura 1. Clasificación de los materiales compuestos

2.3 Laminados compuestos

Los laminados se forman a partir del apilamiento de láminas de fibras orientadas en una o en varias direcciones y son impregnadas con resinas termoestables. Los tres tipos de láminas más frecuentes son [11]:

- Lámina unidireccional: Todas las fibras están orientadas en una única dirección como se muestra en la figura 2. Se considera que en este tipo de lámina existe isotropía transversal (mismas propiedades en todas las direcciones en un plano perpendicular al de las fibras).

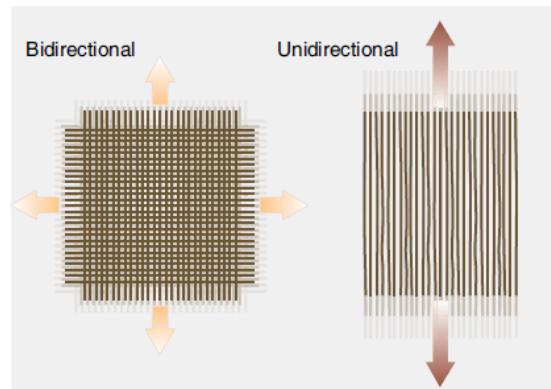


Figura 2. Fibras unidireccionales y bidireccionales [2].

- Lámina tipo tejido (Plain Weave) todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí. La urdimbre (fibra longitudinal) esta entrelazada con la trama (fibras transversales) como se muestra en la figura 3. Se considera que existe ortotropía en este tipo de fibra.

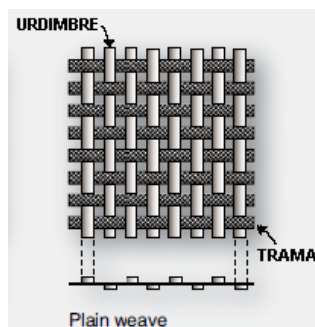


Figura 3. Urdimbre y trama [2].

- Lámina tipo mat: Está compuesta por fibras cortadas orientadas aleatoriamente como se muestra en la figura 4.

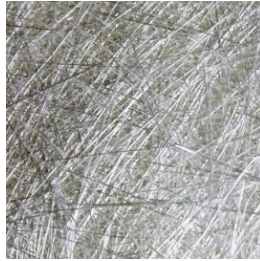


Figura 4. Tejido MAT.

2.4 Uso de los materiales compuestos en aeronáutica

El uso de los materiales compuestos avanzados en la industria aeronáutica ofrece ventajas económicas al fabricante ya que al usar materiales compuestos el peso de la estructura se reduce, lo que permite un notable aumento de carga útil y ahorro de combustible. La resistencia y rigidez por unidad de masa de estos nuevos materiales es netamente superior a la de los materiales estructurales clásicos.

La incorporación de los materiales compuestos avanzados en aeronáutica ha llevado al desarrollo a dos grandes fabricantes de aviones en la industria aeronáutica comercial norteamericana y europea.

El desarrollo de la industria aeronáutica norteamericana. En los Estados Unidos, la aplicación de los materiales compuestos a elementos estructurales de aeronaves comerciales de transporte se desarrolló mediante contratos de la Fuerza Aérea y de la Nasa, que dieron como resultado el diseño, ensayo estructural, certificación y utilización inicial de elementos estructurales realizados con material compuesto de matriz polimérica reforzada con fibras en aeronaves comerciales. En la actualidad, la compañía Boeing utiliza de forma amplia los materiales compuestos en componentes de estructura secundaria (carenas, registros, capotas de góndola, etc.).

El desarrollo en la industria aeronáutica europea. En Europa lo derivado de estructuras metálicas de la aeronave A300 fue sustituida por un nuevo diseño realizado en material compuesto, empleándose, además, en A300-600, diferentes materiales compuestos en elementos de estructura secundaria, lo que totalizaba unos 1800 kg.

2.5 Técnicas de manufactura de materiales compuestos

Para los procesos de manufactura de material compuesto la característica común que tienen es el de combinar algún tipo de fibra como refuerzo, una resina y un agente de curado. Para elegir un proceso de manufactura se va a determinar por:

- Tamaño del elemento a fabricar.
- Geometría y forma de la pieza.
- Naturaleza de los materiales: Tipo de resina y fibra.
- Características mecánicas que se requieran.
- Acabado de la superficie.
- Número de piezas a fabricar.
- Costo.

Los procesos de manufactura para materiales compuestos pueden ser de molde abierto (hand lay-up, spray-up, bolsa de vacío, filament winding y autoclave) o molde cerrado (moldeo por prensado en frío/caliente, pultrusión, moldeo por transferencia de resina e infusión).

2.5.1 Infusión

Es un proceso mediante el cual se coloca las fibras orientadas sobre una placa o molde de metal, se sella con cinta de butilo y bolsa de vacío alrededor de toda la periferia, al final se le hace vacío el cual nos ayudara a que la resina sea succionada y que fluya sobre el laminado de fibra seca, figura 5, además que nos ayuda a eliminar los volátiles y el aire atrapado. El proceso de laminado por infusión se considera un proceso de molde cerrado.

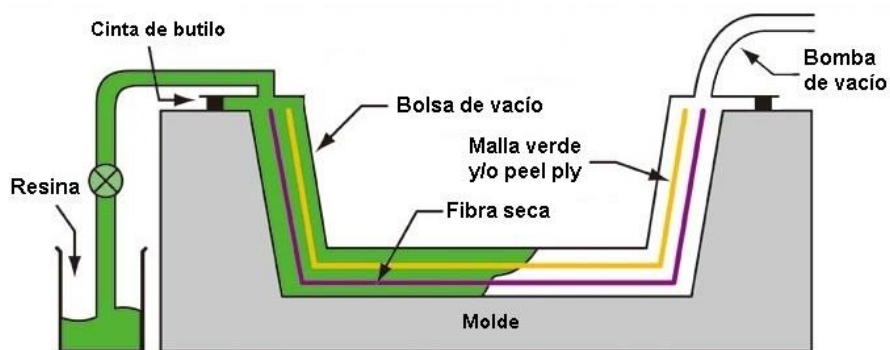


Figura 5. Proceso de infusión [28].

Ventajas de fabricación de laminados compuesto por medio de infusión:

- Buena relación entre fibra-resina.
- Laminado resistente.
- Se reduce la exposición de gases al trabajador.
- Se reduce el uso de resina por el laminado compactada.

2.5.2 Compresión en frío/caliente

El moldeado por **prensa en frío** es un proceso que utiliza presión con ausencia de calor. El tejido de fibra seca se coloca sobre una placa metálica debidamente orientada, se sella con una bolsa de vacío y se le hace infusión. Finalmente se le coloca encima de las fibras una placa de metal y se le aplica presión. Las presiones que se manejan son relativamente bajas. La prensa está constituida por el plato inferior fijo y el superior móvil que es accionado con un pistón hidráulico.

Es un procedimiento que requiere inversiones relativamente bajas y es muy atractivo para fabricar pequeños componentes de unos 5 kg [13]. Su aplicación puede ser cualquier producto con relativa forma simple que pueda ser realizado en molde abierto pero que necesite mayor precisión en cuanto al espesor y un buen acabado en ambas caras. La resina más utilizada es la de poliéster, con alta reactividad, de modo que los tiempos de gelado sean rápidos. Estas resinas son de viscosidad media.

El moldeo por **prensa en caliente** es un proceso similar a la del prensado en frío descrito anteriormente con la excepción que en este caso se calienta las planchas. La alta presión facilita una baja porosidad en el laminado y tanto la impregnación de la resina en el laminado deben producirse antes de la gelificación. Las altas temperaturas aceleran el proceso de curado, consiguiendo tiempos de ciclo de curado de 2 a 10 minutos [14].

2.5.3 Moldeo por transferencia de resina

Es un proceso de fabricación de molde cerrado a baja presión que permite obtener piezas de material compuesto en un amplio rango de complejidad y tamaño. El proceso se diferencia de otros procesos de moldeo en que el refuerzo seco y la resina se juntan dentro de un molde para formar una pieza de material compuesto. La fibra seca se coloca dentro del molde, después se coloca la segunda pieza del molde sobre la primera y se sujeta ambos lados del molde con una prensa. Una manguera conecta el molde cerrado con el inyector de resina, la cual es bombeada o transferida la resina dentro del molde para impregnar la fibra, figura 6. Una vez que todo el tejido está impregnado, la salida se cierran para finalmente aplicarle presión positiva al laminado.

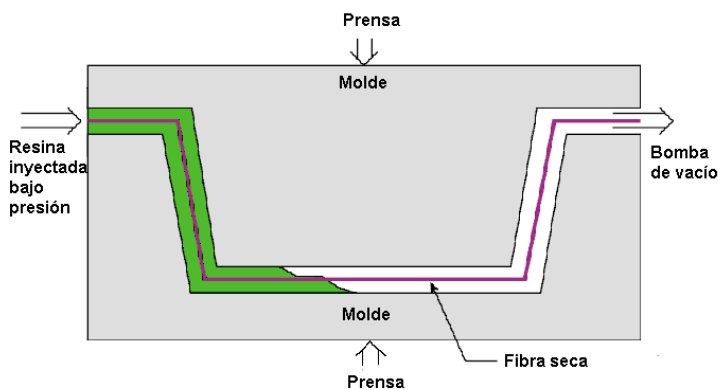


Figura 6. Moldeo por transferencia de resina [29].

Cada paso del procesado afecta a los pasos siguientes. Cada decisión tomada afecta por una parte al proceso de la pieza y por otro la calidad de la pieza final. El proceso de inyección debe de hacerse de manera lenta para evitar que las fibras se muevan durante el llenado del molde, la impregnación de la fibra y la eliminación del aire del molde. De esta forma, la selección de la resina, la temperatura del molde, la presión y la viscosidad deben estar controladas para preservar la integridad del laminado final.

Teniendo la etapa de preformado separada de la de inyección, permite al fabricante crear materiales particularmente adaptado para cubrir perfiles.

Ventajas del RTM:

- Buen acabado superficial de ambos lados de la pieza.
- Capacidad para producir piezas grandes y complejas.
- Gran variedad de resinas.
- Gran variedad fibras.
- Volumen de fibra perfectamente controlable.

2.5.4 Autoclave

Es un recipiente que genera calor y presión en su interior. La dimensión de la pieza a fabricar depende del tamaño de autoclave. El moldeo en autoclave es similar al proceso de infusión, pero con la excepción de que el laminado está sujeto a una presión adicional, mientras se le aplica calor para curar la resina ver figura 7.

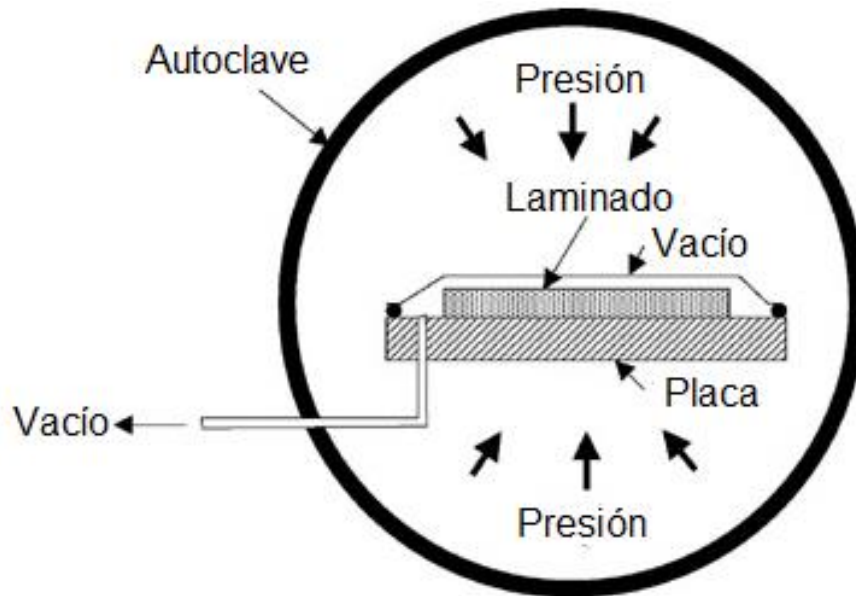


Figura 7. Autoclave [30].

Los principales componentes de un autoclave son:

- Una vasija de presión.
- Fuente de calor.
- Ventilador para hacer circular el gas en el interior de la vasija de manera uniforme.
- Un sistema para presurizar la vasija.
- Un sistema para aplicar vacío a las partes cubiertas por la bolsa de vacío.
- Un sistema de control de operación de los parámetros.
- Un sistema para cargar lo moldes o placa en el autoclave

Para fabricar piezas de material compuesto utilizando el autoclave, por lo general, se usan preimpregnados el cual consiste en un conjunto de las fibras preimpregnadas con resina parcialmente curada, todavía reactiva [15]. El catalizador permanece latente a temperatura ambiente durante varias semanas e incluso meses. Sin embargo, para prolongar su vida útil los materiales se almacenan a bajas temperaturas, generalmente en refrigeradores, para mantener sus propiedades sin que la resina cure. La resina suele estar cerca del estado sólido a temperatura ambiente, de este modo el preimpregnado es ligeramente pegajoso.

Para obtener un laminado preimpregnado con fibra seca, se coloca la fibra sobre el molde o placa de metal y se usa el método de infusión, teniendo armado todo el laminado se coloca dentro del autoclave y se cierra, se le aplica temperatura y presión hasta que termine el ciclo de curado.

El proceso del moldeo en autoclave produce laminados de elevada calidad, el control del espesor del laminado es mucho mejor que el que se consigue con el método de moldeo por infusión.

El costo del equipo y las herramientas que se utilizan es costoso, la tasa de producción de piezas es relativamente baja y el costo de producción es elevado. A pesar de que el moldeo por autoclave proporciona una buena calidad en el producto final, también presenta ciertas desventajas:

- Costo elevado de inversión.
- Tamaño restringido por la estructura del material compuesto que se desee producir.
- Elevadas temperaturas y presiones requeridas, lo cual es muy costoso.
- Largos tiempos de curado.

2.6 Reparaciones de materiales compuestos

En una estructura de material compuesto es posible encontrar diversos tipos de defectos o daños. El daño puede aparecer durante la vida de servicio de la estructura como resultado de la acumulación de daños menores asociados a las cargas a las que la estructura está normalmente sometida, como resultado de cargas puntuales fuera de los límites para los que la estructura ha sido diseñada, o también como consecuencia de impacto o determinadas condiciones ambientales [24].

La reparación consiste en restaurar la integridad estructural del componente dañado y asegurar su correcto comportamiento bajo las cargas de servicio correspondiente. El tipo de reparación a emplear en cada caso viene determinado fundamentalmente por los siguientes factores:

- Tipo de componente dañado.
- Requerimiento estructural de la reparación
- Requerimientos funcionales de la pieza reparada.
- Requerimiento de calidad superficial de la reparación.
- Posible necesidad de realizar la reparación in-situ.

Dentro del sector aeronáutico la reparación de un componente hecho con material compuesto se lleva a cabo a través de inspección no destructiva (visual, ultrasonido, tapping (golpeteo), etc.), para evaluar la magnitud del daño.

Las técnicas de reparación más representativas dentro del sector aeronáutico se presentan a continuación:

2.6.1 Reparación sin parches

Pueden distinguirse tres tipos de reparaciones si parches: reparaciones mediante rellenado, inyección de resina, y fusión de resinas termoplásticas [24].

Las reparaciones mediante rellenado se aplican a estructuras en las que existen zonas dentadas con pérdida de material pero sin extensión de agrietamiento en la matriz o delaminaciones. El material utilizado para la reparación es una resina epoxi o poliéster, generalmente cargada con vidrio en forma de fibra corta o microesferas. En realidad este procedimiento de reparación no solamente se utiliza en estructuras de material compuesto, sino que se aplican también en estructuras de madera y metal: por supuesto, asegurando siempre que la resina utilizada en la reparación presente una buena adherencia con el material a reparar.

Este tipo de reparación es muy utilizado en estructuras de vidrio/poliéster, como pueden ser pequeñas embarcaciones, en aquellos casos en los que existen daños que, aunque pudiendo ser profundos, no llegan a atravesar el material por completo.

Las reparaciones mediante rellenado pueden utilizarse también para reparar la deformación en agujeros de uniones mecánicas en las que las cargas de aplastamiento no sean excesivamente elevadas. Tras desmontar la unión, los agujeros son rellenados con un compuesto de resina mecanizable, para volverlos a realizar después.

La reparación por inyección de resina se utiliza para reparar zonas delaminadas cuando la delaminación es consecuencia del fallo mecánico del material. Cuando las delaminaciones son consecuencia de deficiencias en el proceso de fabricación, sus superficies suelen presentar problemas de adherencia y la inyección de resina no suele ser efectiva. Si la delaminación es accesible, como ocurre en delaminaciones en zonas de borde libre o entorno a agujeros, la resina puede inyectarse directamente; cuando esta no ocurre deben mecanizarse unos pequeños orificios que permitan la inyección de la resina. El principal problema en

este tipo de reparación consiste en asegurar que la resina fluya correctamente en el interior de la zona a reparar o cierre por completo todas la delaminaciones; por ello, la pieza a reparar debe calentarse durante el proceso de reparación para mejorar el avance de la resina. De cualquier modo, debido a este problema, no se recomienda utilizar este procedimiento de reparación en elementos estructurales críticos.

2.6.2 Reparación con parche

Los procedimientos anteriores descritos para reparaciones sin parche son útiles para reparar daños menores. En el caso de daños mayores es necesario utilizar un parche para recuperar el camino de la carga en la estructura. La forma ideal de incorporar el parche a la estructura es utilizar un adhesivo, aunque en algunos casos esto no resulta posible y se debe recurrir a su fijación mediante elementos mecánicos [24].

Las **reparaciones mediante adhesivo** es la reparación que se realiza con parche externo. La figura 7 muestra un esquema de este tipo de reparación, que es el más utilizado en componentes estructurales, dado que es relativamente sencillo de aplicar y permite restablecer en un alto porcentaje las propiedades mecánicas del material. Este tipo de reparación puede utilizarse en laminados de hasta unos 2 mm de espesor.

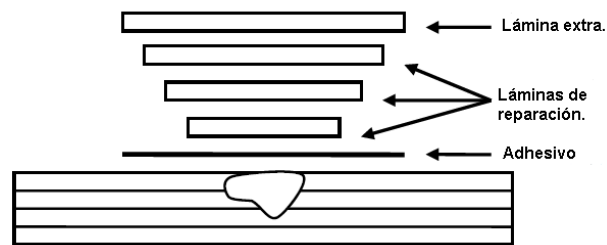


Figura 8. Reparación con parche externo pegado.

La utilización de parches exteriores pegados puede combinarse con la reparación mediante relleno descrita en el punto anterior. Para la reparación de estructuras

sandwich, donde el pegado de los parches exteriores se combina con la colocación de un inserto del mismo material del núcleo, tal y como se muestra en la figura 8.

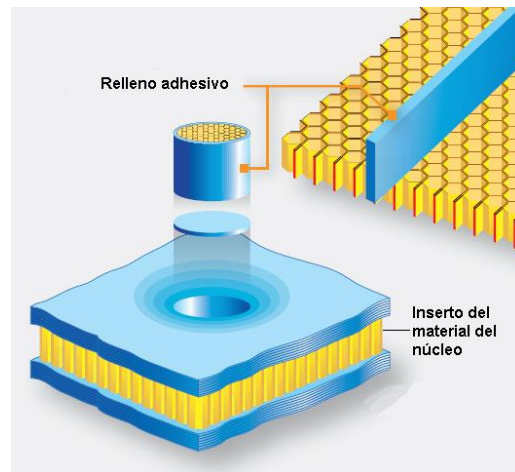


Figura 9. Reparación con parche externo pegado de una estructura sandwich [2].

El material que se utiliza para el parche puede ser un apilamiento semejante al del laminado a reparar si se desea minimizar el espesor del parche; aunque al incrementar el espesor, es posible simplificar el diseño y la preparación del parche, y utilizar un apilamiento o un tejido cuasi-isotrópico. El parche puede laminarse directamente sobre la zona a reparar y curarse después junto con el adhesivo, o puede laminarse y conformarse anteriormente para ser pegado después. Una tercera posibilidad consiste en la utilización de láminas pre-curadas entre las que se sitúa películas adhesivas. En la industria aeronáutica se utilizan también como material para los parches apilamientos de láminas de titanio con láminas adhesivas intermedias.

En la reparaciones mediante adhesivo es fundamental controlar la humedad de laminado que va a ser reparado, y en caso de que esta supere el 0.5% proceder a la reducción de la misma en la superficie a pegar mediante el calentamiento del material a reparar. Es recomendable además seleccionar adhesivos que no sean sensibles a la humedad.

Las principales limitaciones de las reparaciones mediante el pegado de una parte externa, aparte del espesor máximo de 2 mm del laminado o piel del sandwich a reparar, estas asociado al cambio que se produce en el camino de las cargas en la estructura. En la zona de la reparación aparecen esfuerzos de flexión que tienen asociadas cargas de pelado que afectan al material compuesto y al adhesivo, en el caso de compresión pueden disminuir significativamente la estabilidad ante pandeo. Además, en algunos casos, requerimientos de acabado superficial y estéticos impiden la aplicación de los parches externos. Todas estas limitaciones pueden resolverse con la utilización de los parches a nivel, alguno de los cuales se muestran en la siguiente figura 9.

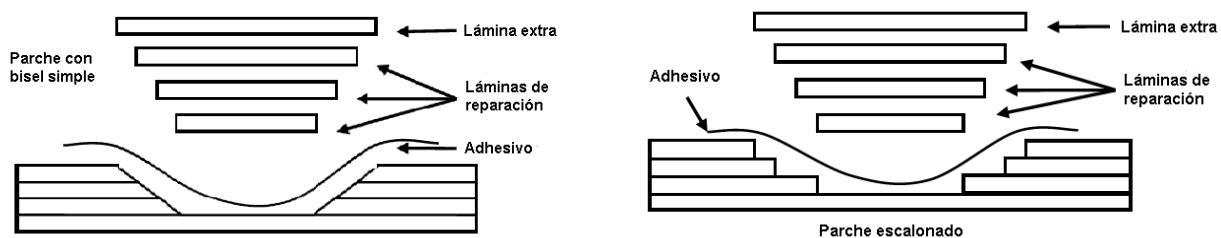


Figura 10. Reparación mediante adhesivo con parche a nivel.

Las reparaciones con parches a nivel evitan los problemas asociados a la excentricidad en el camino de la carga en la estructura. Además los niveles de tensión de pelado en el adhesivo son mucho menores que en el caso de los parches externos. La configuración del material del parche es habitualmente al misma que la del laminado a reparar, con lo que la variación en el comportamiento de la estructura reparada es mínima.

Los problemas presentados por la reparación con parches a nivel son los asociados al tiempo de realización de la misma, no solamente por la colocación del parche, sino también por el tiempo necesitado para eliminar la humedad en todo el espesor del material a reparar, y el empleado en remover el material dañado y preparar la zona en donde se va a colocar el parche.

2.7 Ensayos de tensión

El ensayo de tensión es uno de los métodos más importantes para determinar las propiedades mecánicas, ya que consiste en someter a una probeta normalizada a una carga axial de tensión hasta que se produce la rotura ver figura 10. El objetivo del ensayo es determinar las propiedades mecánicas tales como la fuerza, módulo de elasticidad y el esfuerzo.

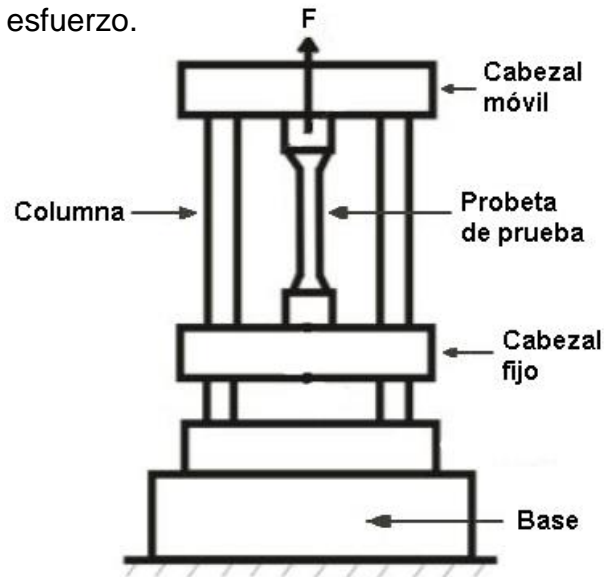


Figura 11. Ensayo de tensión [25].

2.8 Ensayos de flexión

Este tipo de ensayos se utiliza para control de calidad y especificación del material. También se usa para determinar la resistencia de las fibras exteriores y el módulo de Young de materiales compuestos homogéneos y poliméricos. Para el caso de ensayos de flexión de laminados multidireccionales, la interpretación de la resistencia y rigidez no es tan sencilla [24].

La probeta debe cargarse hasta que se alcance la rotura a tracción o a compresión, o hasta que se alcance la máxima deformación de las fibras en las láminas más exteriores ver figura 11.

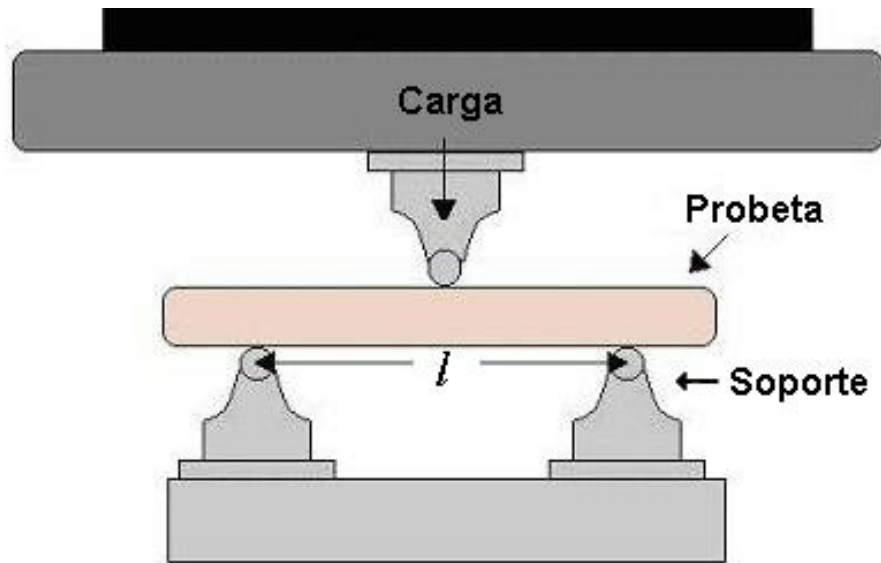


Figura 12. Ensayo de flexión a tres puntos.

2.9 Análisis dinámico mecánico

El análisis dinámico mecánico es una técnica ampliamente utilizada para caracterizar las propiedades de un material en función de la temperatura, el tiempo, la frecuencia, el esfuerzo, la atmosfera o una combinación de estos parámetros.

El DMA funciona aplicando una deformación sinusoidal a una muestra de geometría conocida. La muestra puede ser sometida a una tensión o deformación controlada. Lo que se deforma está relacionado con su rigidez. Se utiliza un motor de fuerza para generar la onda sinusoidal y éste se transmite a la muestra a través de un eje de accionamiento.

Una ventaja del DMA es que podemos obtener un módulo cada vez que se aplica una onda sinusoidal, lo que nos permite barrer a través de un rango de temperatura o frecuencia [17].

EL DMA mide la rigidez y la amortiguación, estos se reportan como módulo y tangente delta. Debido a que se aplica una fuerza sinusoidal, el módulo de almacenamiento (E') se puede expresar con una componente en fase, mientras que el módulo de pérdida (E'') se expresa como una componente fuera de fase véase figura 12 [16].

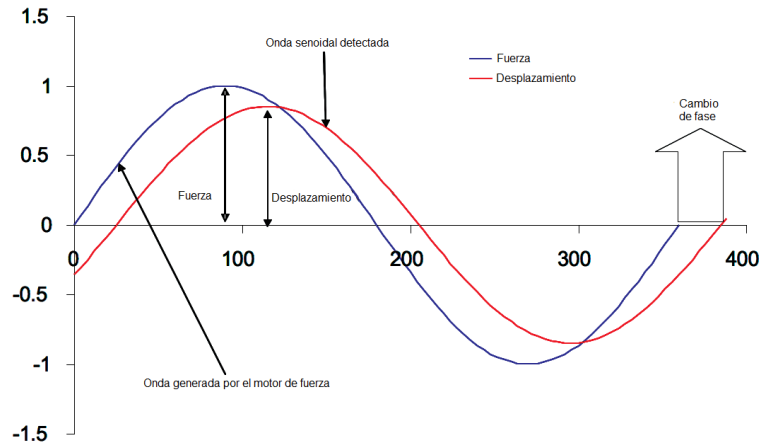


Figura 13. Relación de la tensión sinusoidal aplicada con la deformación, con el defase resultante y la deformación

El módulo de almacenamiento (E') es la medida del comportamiento elástico de la muestra. La relación entre el módulo de pérdida y el módulo de almacenamiento es la tangente delta, que se llama amortiguamiento. El módulo indica que tan bien funcionará un material en una aplicación específica en el mundo real [17].

Sin embargo, el módulo de almacenamiento que se obtiene del DMA no es igual al módulo de Young de la curva esfuerzo-deformación. El módulo de Young es la que se obtiene de la pendiente de la curva esfuerzo vs deformación en la región lineal inicial. En el DMA, se calcula un módulo complejo (E^*), en módulo (E') y un módulo de pérdida (E'') [18] a partir de la respuesta del material a la onda sinusoidal. Estos módulos permiten una mejor caracterización del material porque se puede examinar la capacidad del material para almacenar energía (E') y perder energía (E'').

2.10 Correlación digital de imágenes (DIC).

Es un método no invasivo que mediante análisis de imágenes digitales obtenidas por una cámara del objeto sometido a ensayo permite obtener el campo completo de deformación. Dependiendo si el desplazamiento se produce en el plano o fuera de él, la técnica de correlación de imágenes debe utilizarse en dos o tres dimensiones [27] ver figura 13.

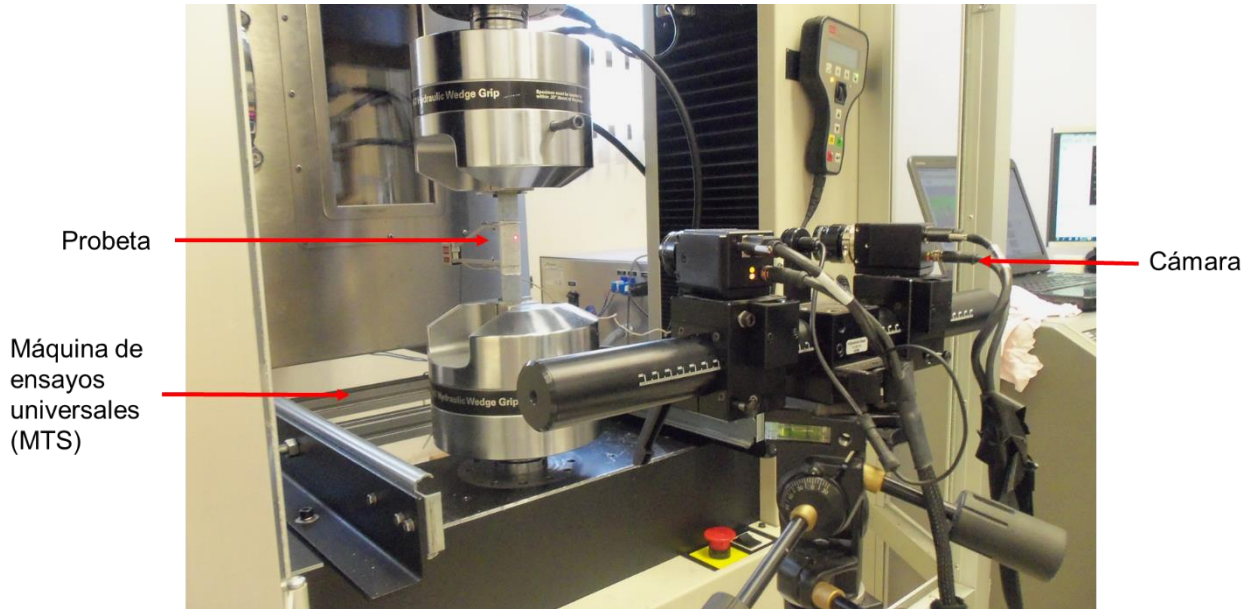


Figura 14. Correlación digital de imágenes.

2.11 Tipos de fallos para probetas a tensión

En la figura 14 se muestran los tipos de fallos que sufre una probeta cuando rompe a tensión [19].

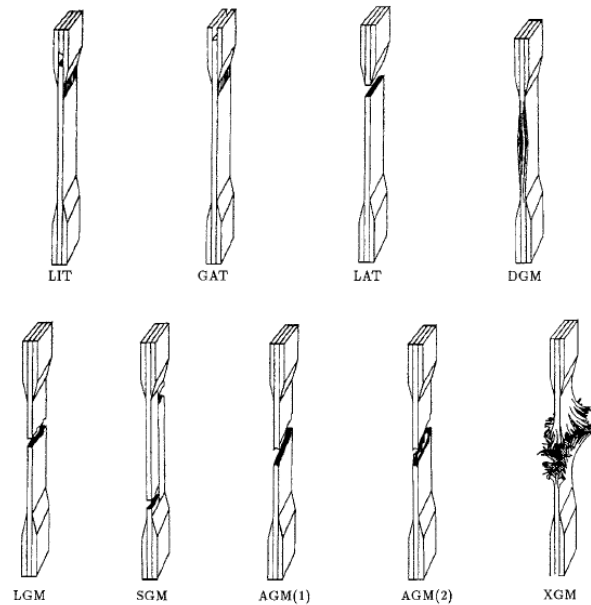


Figura 15. Tipos de fallos [19].

En la figura 15 se muestra en tres partes los códigos de fallos que puede presentar una probeta cuando rompe a tensión.

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

Figura 16. Código de fallas [19].

CAPITULO III. MATERIALES Y MÉTODOS EXPERIMENTALES

3.1 Materiales

Se utilizó fibra de vidrio suministrado por Fibras y Resinas del Centro, S.A. de C.V., es un tejido Plain Weave de uso general, fabricado con vidrio-E, con una densidad de 2.54 g/cm³. Las propiedades, según el fabricante, presentan un módulo elástico en flexión de 13 GPa, una resistencia a la tracción de 271 MPa y una resistencia a la flexión de 448 MPa.

Para la matriz se utilizó 8039.8 gr resina poliéster precatalizada con 968.6 gr de monómero y 32.12 gr de óxido de cobalto. La resina, ha sido suministrada por Poliformas Plásticas con sede en la ciudad de Santiago de Querétaro. Las propiedades, según el fabricante, presenta un módulo elástico en flexión de 3.58 Gpa, una resistencia a la tracción de 79.29 Mpa y una resistencia a la flexión de 172.36 Mpa.

Para la identificación de las muestras ensayadas se lee de la siguiente manera: **FRP**; denota que son fibras reforzadas con polímeros, la letra **I** indica que fue fabricado por el método de infusión, las letras **IP** indica que fue fabricado por el método de infusión-prensa, las letras **IPT** indican que fue fabricado por el método de infusión-presión-temperatura, **RTM** indica que fue fabricado por el método de moldeo por transferencia de resina y la letra **A** indica que fue fabricado por medio de autoclave.

3.2 Pruebas de curado de resina poliéster.

Se realizaron pruebas de tiempo de gelado y curado de la resina poliéster variando el porcentaje de catalizador a temperatura ambiente, la cual se muestra en la tabla 9.

% Catalizador (K2000)	Temperatura ambiente (22°C-26°C)	
	Tiempo de gelado	Tiempo de curado
9.98 gr	8.20 minutos	10 minutos
7.96	9.55 minutos	11.5 minutos
5 gr	40 minutos	50 minutos
2.2 gr	5.42 horas	6.10 horas

Tabla 9. Tiempo de gelado y curado a temperatura ambiente.

También se realizaron pruebas de tiempo de gelado y curado de la resina poliéster variando el porcentaje de catalizador metiendolas al horno, la cual se muestra en la tabla 10.

Horno(°C)	% Catalizador (K2000)	Tiempo de gelado	Tiempo de curado
60	5 gr	25 minutos	30 minutos
60	2.2 gr	1.26 horas	1.35 horas

Tabla 10. Tiempo de gelado y curado en el horno.

3.3 Fabricación de laminados compuestos.

Se fabricaron varios laminados de material compuesto a través de diferentes procesos de manufactura, tales como I, IP, IPT, RTM y autoclave. La tabla 11 describe los proceso de configuración de las fibras y parametros de manufactura de los laminados.

Proceso	Fibra	Resina	Tejido	Presión de vacío (KPa)	Capas	Laminados	Dimensiones (cm)	Temperatura(°C)	Presión positiva (Kpa)	Fuerza (Kg)
Infusión	Vidrio	Poliéster	Plain Weave	-3.386	5	12	20X30			
Infusión-presión	Vidrio	Poliéster	Plain Weave	-3.386	5	6	18X31			2220
Infusión-presión-temperatura	Vidrio	Poliéster	Plain Weave	-3.386	5	6	18X31	60		2220
RTM	Vidrio	Poliéster	Plain Weave	-3.386	5	9	22.3X19.3	60	482.633	
Autoclave	Vidrio	Poliéster	Plain Weave	-3.386	5	10	25.4X22.86	60	482.633	

Tabla 11. Fabricación de laminados por diferentes técnicas de manufactura.

3.4 Caracterización mecánica

3.4.1 Ensayos de tensión

La caracterización mecánica se llevó a cabo mediante ensayos a tensión uniaxial siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D3039/D3039M-14 [19]. Los ensayos se llevaron a cabo en una máquina de ensayos universales MTS insight 100SL, modelo 820.100 S-L, equipada con una celda de carga de 100 KN. Para medir la deformación dentro del rango elástico se utilizó un extensómetro modelo 634.25F-24. Las probetas se ensayaron a temperatura ambiente (23 ± 1 °C), a una velocidad de separación de mordazas de 1.27 mm/min. Para los ensayos a tensión se utilizaron al menos 5 probetas válidas.

A partir de los laminados se cortaron las probetas en una máquina de corte utilizando un disco de diamante convencional. Posterior al corte se colocaron tabs de aluminio para evitar el daño en las probetas durante su sujeción, siendo pegadas con acrilonitrilo. Las dimensiones de las probetas de tensión fueron 20 x 2.54cm. El espesor de las probetas estuvo comprendido entre 2.66 y 3.42 mm, lo cual dependía básicamente del proceso de manufactura.

Durante el ensayo a tensión se registraron las correspondientes curvas esfuerzo vs desplazamiento, a partir de las cuales se determinó el módulo de Young, el esfuerzo máximo y el desplazamiento a rotura. Con el ensayo a tensión también se logró conocer la fuerza máxima.

La figura 16 muestra las probetas de tensión manufacturadas por infusión antes de ser ensayadas.

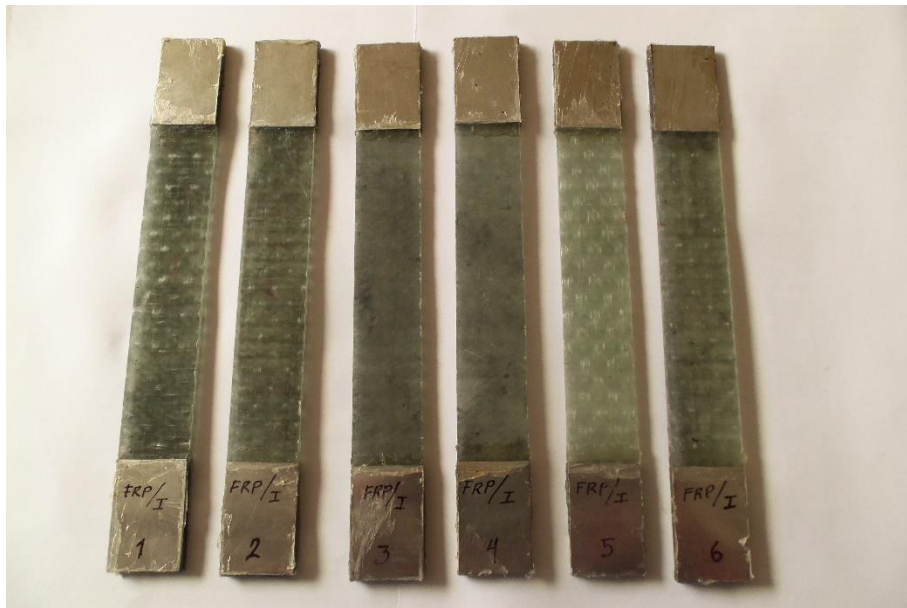


Figura 17. Probetas de tensión manufacturadas por infusión.

La figura 17 muestra las probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión antes de ser ensayadas.

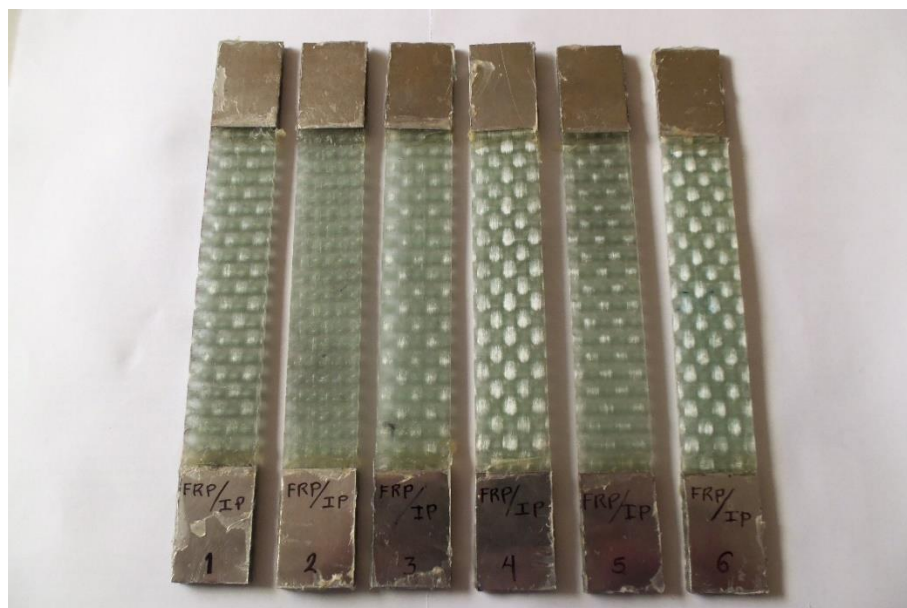


Figura 18. Probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión.

La figura 18 muestra las probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión-temperatura antes de ser ensayadas a tensión

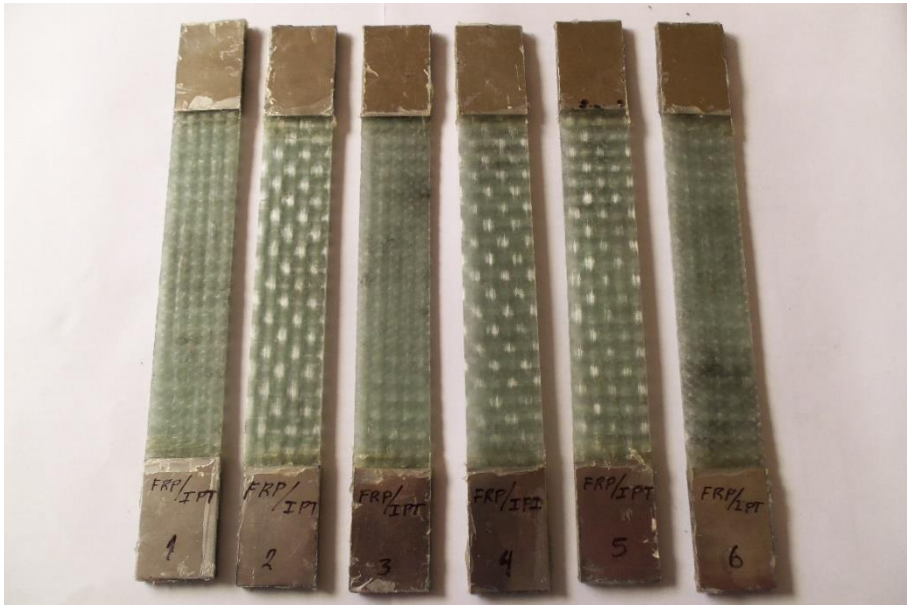


Figura 19. Probetas de tensión manufacturadas por infusión-presión-temperatura.

La figura 19 muestra las probetas de tensión manufacturadas por RTM antes de ser ensayadas a tensión.



Figura 20. Probetas de tensión manufacturadas por RTM.

La figura 20 muestra las probetas de tensión manufacturadas por autoclave antes de ser ensayadas.

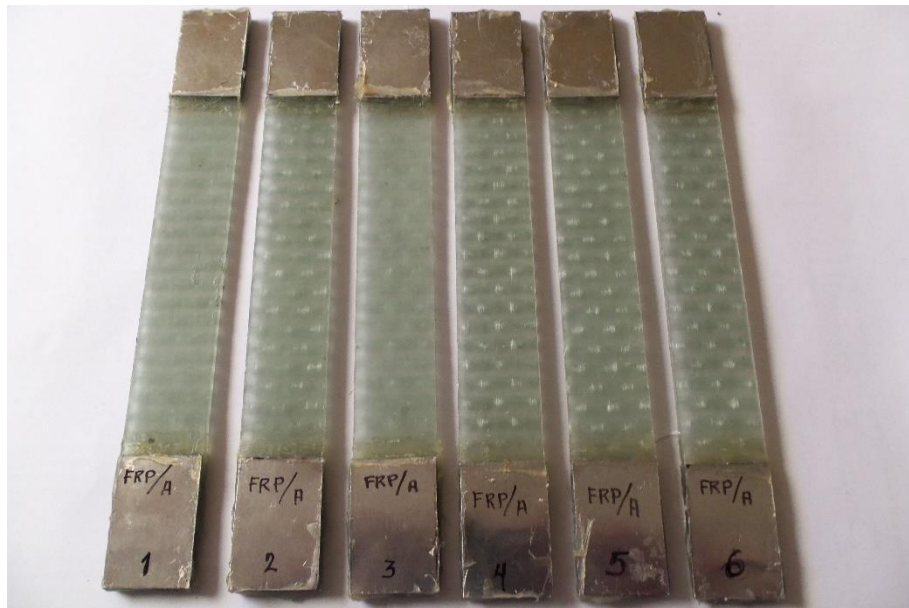


Figura 21. Probetas de tensión manufacturadas por autoclave.

3.4.2 Ensayos de flexión

La caracterización mecánica se llevó a cabo mediante ensayos de flexión a tres puntos siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D7264/D7264M-15 [20]. Los ensayos de flexión, se realizaron en una máquina de ensayos Instron 8872, equipada con una celda de carga de 100 KN. Las probetas se ensayaron a temperatura ambiente (23 ± 1 °C), a una velocidad de aplicación de la carga de 1.27 mm/min. Para los ensayos a flexión se utilizaron al menos 5 probetas válidas

De los laminados se cortaron las probetas en una máquina de corte utilizando un disco de diamante convencional. Las dimensiones de las probetas de tensión fueron 115 x 12.7mm. El espesor de las probetas estuvo comprendido entre 2.72 y 3.15mm, lo cual dependía básicamente del proceso de manufactura.

Durante el ensayo a flexión se registraron las correspondientes curvas de fuerza vs desplazamiento. El esfuerzo y la deformación se determinaron a partir de las siguientes ecuaciones:

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

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

Donde σ y ε corresponden a las propiedades mecánicas. L es la distancia de los apoyos ($L=32 \cdot h$), h es el espesor (mm), b es el ancho de la probeta, P es la carga y δ es la distancia recorrida en milímetros durante la flexión. Para los valores de los ensayos a flexión se utilizaron al menos 5 probetas válidas.

La figura 21 muestra las probetas de flexión manufacturadas por infusión antes de ser ensayadas.

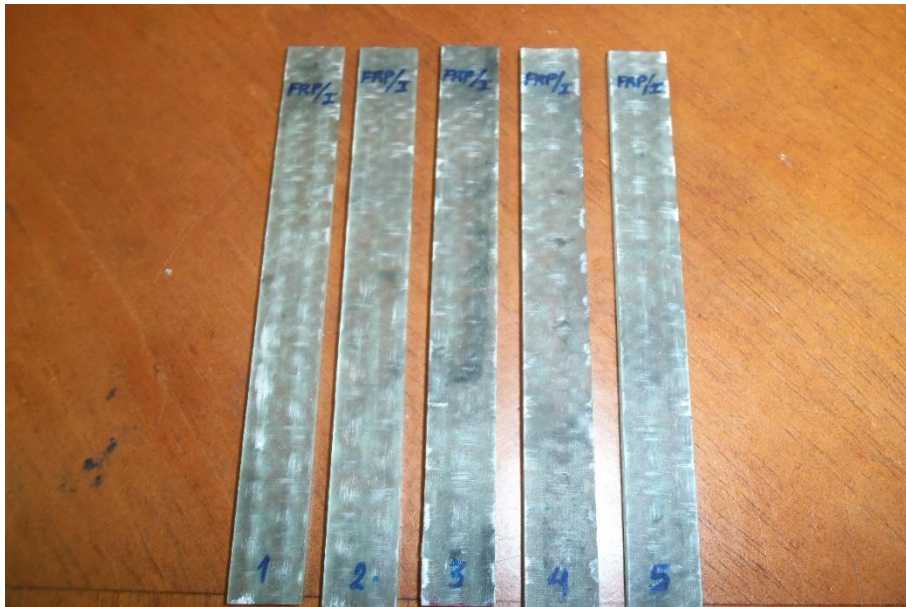


Figura 22. Probetas de flexión manufacturadas por infusión.

La figura 22 muestra las probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión antes de ser ensayadas



Figura 23. Probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión.

La figura 23 muestra las probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión-temperatura antes de ser ensayadas.

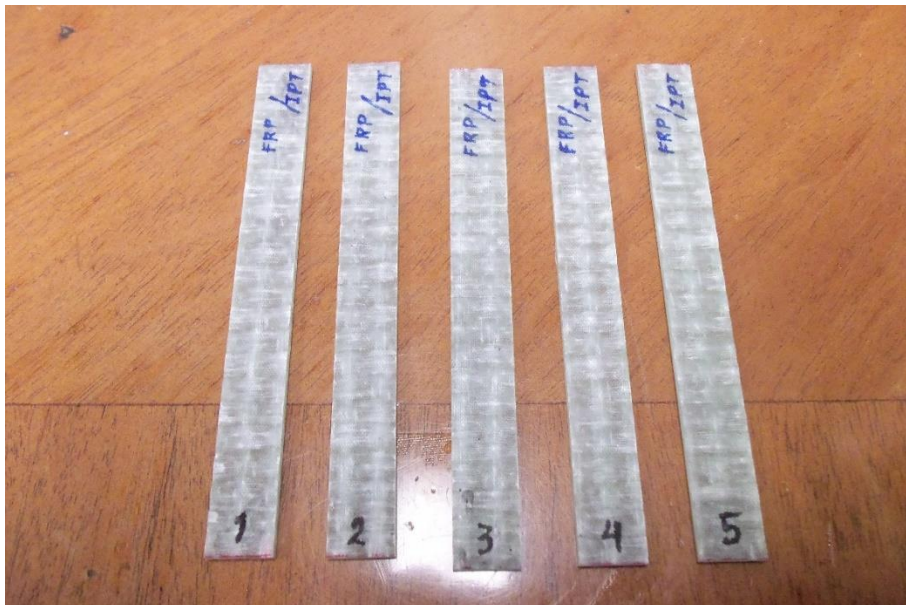


Figura 24. Probetas de flexión manufacturadas por infusión-presión-temperatura.

La figura 24 muestra las probetas de flexión manufacturadas por RTM antes de ser ensayadas.



Figura 25. Probetas de flexión manufacturadas por RTM.

La figura 25 muestra las probetas de flexión manufacturadas por autoclave antes de ser ensayadas.

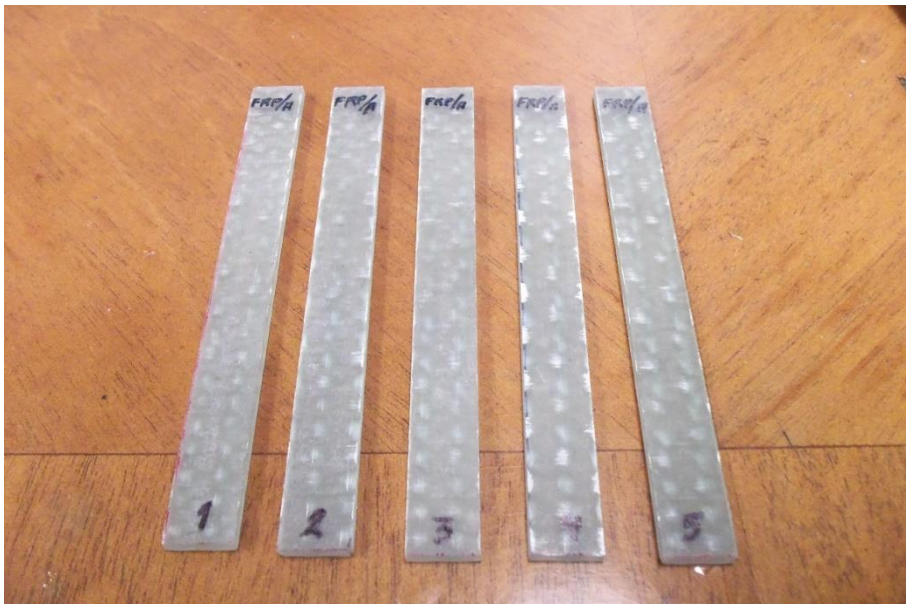


Figura 26. Probetas de flexión manufacturadas por autoclave.

3.5 Caracterización térmica

3.5.1 Análisis Dinámico Mecánico.

La caracterización térmica se llevó a cabo mediante ensayos de DMA en configuración 3-point bending siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D7028-07 [23]. Los ensayos de DMA, se realizaron en un DMA 8000 de la marca PerkinElmer. Las probetas se ensayaron a una temperatura inicial de 30 °C y a una temperatura final de 200 °C, a una velocidad de desplazamiento de 0.050 mm, frecuencia de 1 Hz y una rampa de calentamiento de 5 °C. Para los ensayos de DMA se utilizaron al menos 5 probetas válidas.

De los laminados se cortaron las probetas en una máquina de corte utilizando un disco de diamante convencional. Las dimensiones de las probetas de DMA fueron 45 x 10mm. El espesor de las probetas estuvo comprendido entre 2.46 y 3.18mm, lo cual dependía básicamente del proceso de manufactura.

Durante el ensayo por DMA se registraron las correspondientes curvas de módulo de almacenamiento en función de la temperatura y la curva tangente delta con respecto a la temperatura, a partir de las curvas obtenidas se determinó, el módulo de almacenamiento, la tangente delta y la temperatura de transición vítrea.

La figura 26 muestra las probetas de DMA facturadas por infusión antes de ser ensayadas.

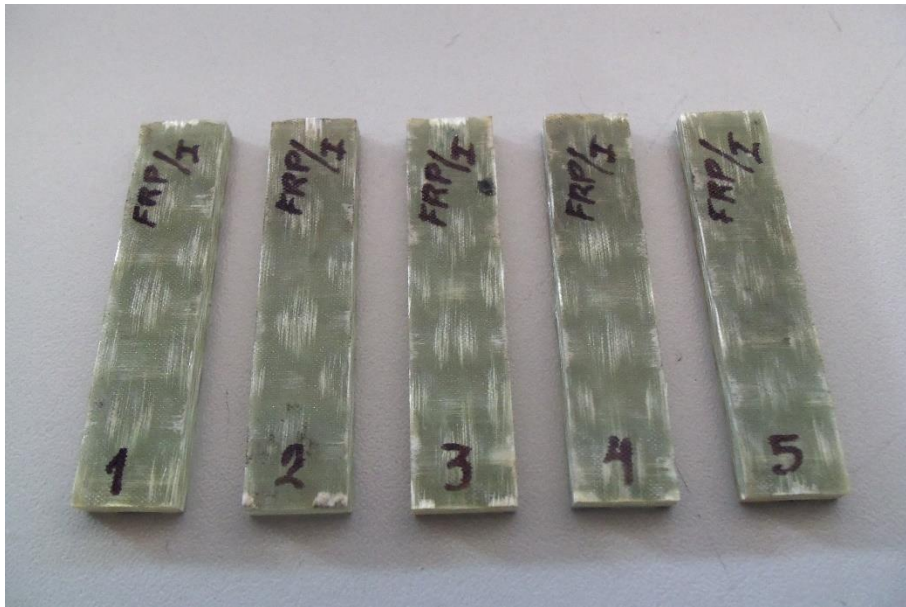


Figura 27. Probetas para DMA manufacturadas por infusión.

La figura 27 muestra las probetas de DMA facturadas por infusión-presión antes de ser ensayadas.



Figura 28. Probetas para DMA manufacturadas por infusión-presión.

La figura 28 muestra las probetas de DMA facturadas por infusión-presión-temperatura antes de ser ensayadas.

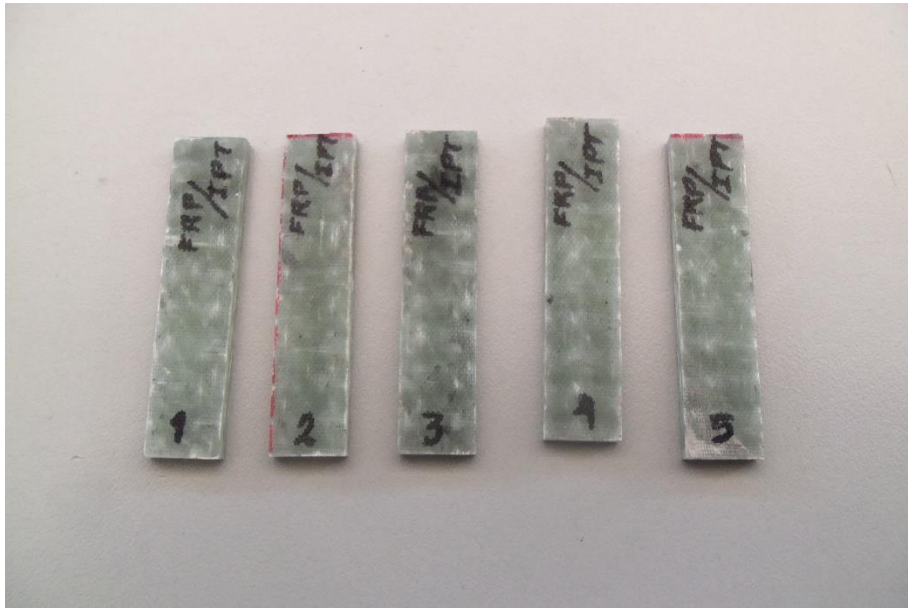


Figura 29. Probetas para DMA manufacturadas por infusión-presión-temperatura.

La figura 29 muestra las probetas de DMA facturadas por RTM antes de ser ensayadas.



Figura 30. Probetas para DMA manufacturadas por RTM.

La figura 30 muestra las probetas de DMA facturadas por autoclave antes de ser ensayadas.



Figura 31. Probetas para DMA manufacturadas por autoclave.

3.6 Correlación digital de imágenes.

El análisis se llevó a cabo mediante correlación digital de imágenes, para poder analizar mediante DIC se definió un área de interés de medición de 8 x 3cm con distancia de la cámara a la probeta de 30 a 35cm, el tiempo de captura de imágenes es de 10.5 milisegundos y desviación de calibración de 0.01 a 0.04 pixeles la cual debe de estar en dicho rango para una correcta calibración de las cámaras.

Las probetas se prepararon aplicando de forma aleatoria puntos negros sobre un fondo blanco figura 31, una vez recogidas las imágenes durante la aplicación de la carga se obtiene una secuencia de imágenes desde el estado inicial o de referencia hasta el final o deformado, la técnica de DIC calcula el movimiento en cada uno de los puntos de las imágenes comparando la imagen en estudio con la imagen de referencia.

Durante el análisis por DIC se registraron las correspondientes imágenes de deformación de la probeta ensayada a partir de las cuales se puede observar el área de mayor deformación.

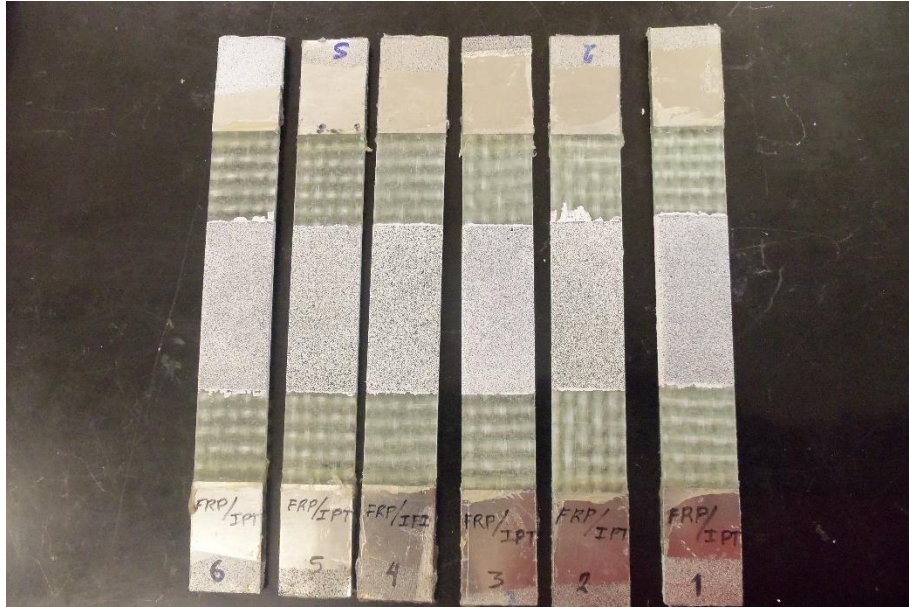


Figura 32. Preparación de probetas con dispersión de puntos negros para DIC.

CAPITULO IV. RESULTADOS.

4.1 Caracterización mecánica

4.1.1 Parte 1.Tensión

En la figura 32, se presentan las curvas esfuerzo vs desplazamiento de los laminados manufacturados por diferentes técnicas.

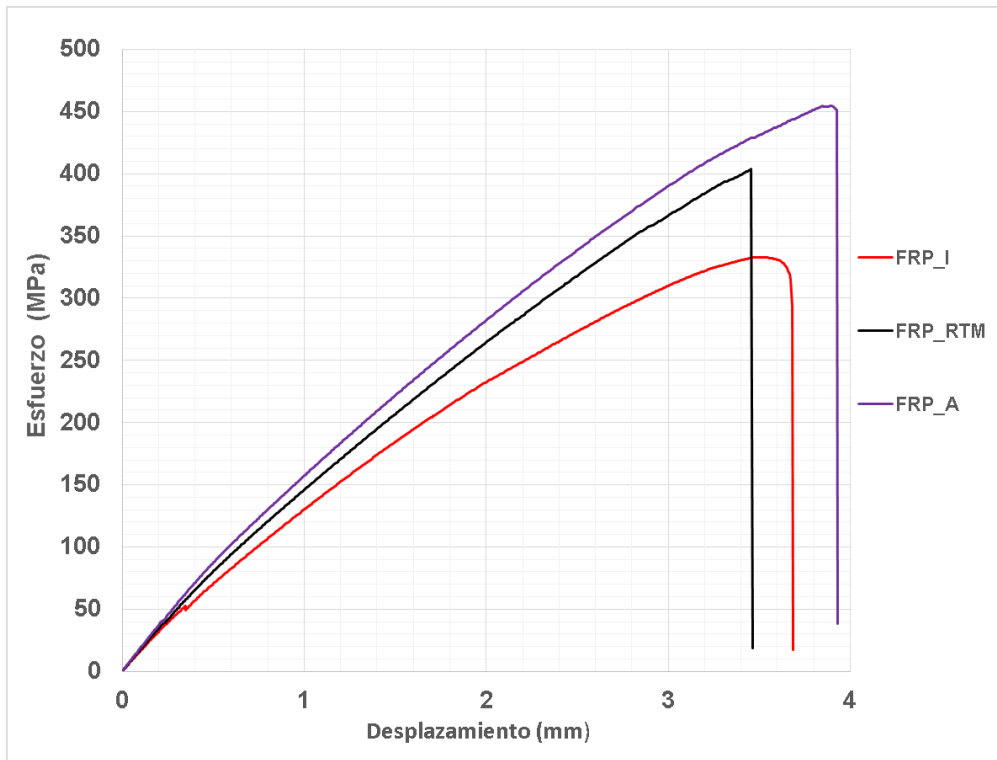


Figura 33. Curvas esfuerzo vs desplazamiento (infusión, RTM y autoclave).

En la figura 32 las propiedades más altas se encontraron en las probetas manufacturadas por autoclave y las propiedades mas bajas se obtuvieron en las probetas manufacturada por infusión. Las tres curvas muestran un comportamiento similar, independientemente del proceso de manufactura. Sin embargo, se logra registrar que al momento de la rotura las probetas rompieron de forma diferente lo anterior se aprecia claramente en el punto de esfuerzo máximo de la curva correspondiente, al proceso de RTM respecto a la curva que corresponde a la técnica por infusión. Tal como cabría esperar, las probetas manufacturadas mediante autoclave mostraron mayor esfuerzo y desplazamiento que las probetas preparadas por las técnicas RTM e infusión.

La tabla 12 muestra la carga máxima, el esfuerzo y módulos de elasticidad de las muestras ensayadas.

Proceso	Carga máxima (KN)	Esfuerzo (Mpa)	Módulo de elasticidad (GPa)
FRP-I	28.79 +/- 1.24	333.05 +/- 15.23	25.11 +/-1.48
FRP-RTM	33.58 +/- 1.30	403.70 +/- 15.61	28.24 +/-0.79
FRP-A	35.02 +/- 1.12	454.43 +/- 15.92	28.19 +/- 1.93

Tabla 12. Carga máxima, esfuerzo y módulo de elasticidad (infusión, RTM y autoclave).

La figura 33 muestra las probetas respresentativas posterior del ensayo de tensión

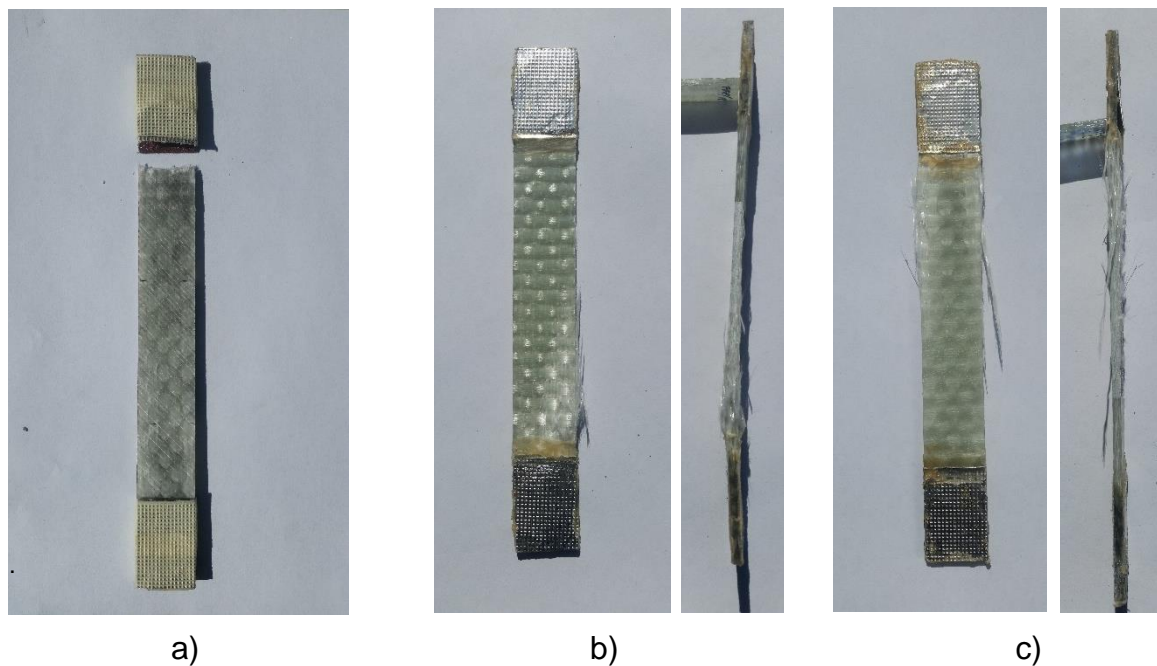


Figura 34. Probetas representativas ensayadas a tensión. a) infusión, b) RTM y c) autoclave.

De la figura 33 se muestra el fallo general (imagen izquierda) y una vista con mayor detalle (imagen derecha) de cada una de las probetas que fueron ensayadas, en la probeta de infusión el tipo de fallo que presento según la norma fue de tipo **LIT** y para las probetas de RTM y autoclave presentaron el fallo tipo **DGT**.

A partir de los resultados obtenidos de los ensayos a tensión. Se deternima que las mejores propiedades se obtuvieron por autoclave, con una carga máxima de

35.02 KN, un esfuerzo de 454.43 MPa y un módulo de elasticidad de 28.19 GPa. Esto debido a que al manufacturar el laminado se controla la presión y temperatura, al controlar estos parámetros nos ayuda a que se obtenga un laminado más compacto, con menos poros y mejor curado en el material.

De las propiedades mecánicas que se obtuvieron de los procesos se encuentra que RTM la carga máxima disminuyó un 5.7 %, el esfuerzo disminuyó un 11.17 % y el módulo de elasticidad aumentó un 0.18 %. Las propiedades de las probetas por infusión, la carga máxima disminuyó un 17.79 %, el esfuerzo disminuyó un 26.72 % y el módulo de elasticidad disminuyó un 10.91 %. Para las propiedades mecánicas del RTM y el método de infusión son comparadas con respecto a las propiedades que se obtuvieron por medio de las probetas manufacturadas por autoclave.

4.1.2 Parte 2. Tensión

En la figura 34, se presentan las curvas esfuerzo vs desplazamiento de los laminados manufacturados por infusión (I), combinado con presión (P) y temperatura (T).

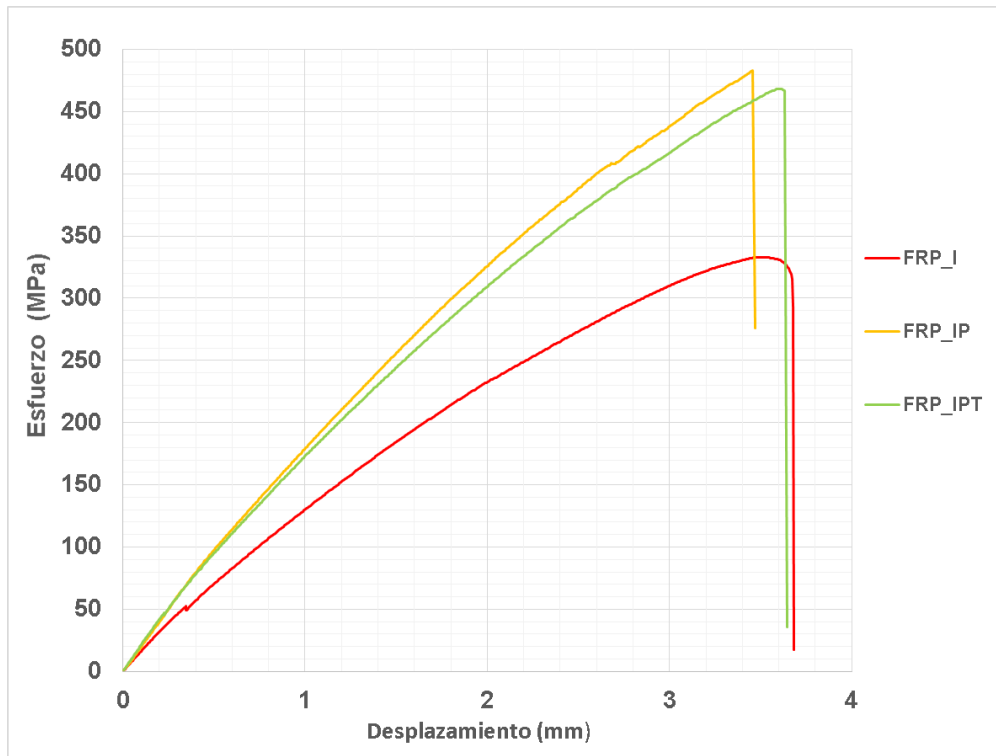


Figura 35. Curvas esfuerzo vs desplazamiento (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

En la figura 34 las propiedades más altas se encontraron en las probetas manufacturadas por infusión-presión y las propiedades más bajas se obtuvieron en las probetas manufacturadas por infusión.

Las tres curvas muestran un comportamiento similar, independientemente del proceso de manufactura. La probeta obtenida mediante infusión solamente rompió de forma diferente, lo anterior se aprecia claramente en el punto de esfuerzo máximo de la curva correspondiente.

Tal como cabría esperar, las probetas manufacturadas mediante infusión mostraron menor esfuerzo que las probetas preparadas por las técnicas de

infusión-presión e infusión-presión-temperatura. Esto se debe que al fabricar el laminado no se controlan parámetros como presión y temperatura, solo se le aplica presión de vacío para que nos ayude a extraer las burbujas de aire que quedan atrapados al mezclar la resina, compactar el laminado y a que impregne la resina en la fibra.

La tabla 13 muestra la carga máxima, el esfuerzo y módulos de elasticidad de las muestras ensayadas.

Proceso	Carga máxima (KN)	Esfuerzo (Mpa)	Módulo de elasticidad (GPa)
FRP-I	28.79 +/- 1.24	333.05 +/- 15.23	25.11 +/-1.48
FRP-IP	32.07 +/- 1.65	482.83 +/- 30.27	21.02 +/- 4.07
FRP-IPT	31.53 +/- 2.06	468.25 +/- 22.29	33.21 +/- 2.14

Tabla 13. Carga máxima, esfuerzo y módulo de elasticidad (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

La figura 35 muestra las probetas respresentativas posterior del ensayo de tensión.

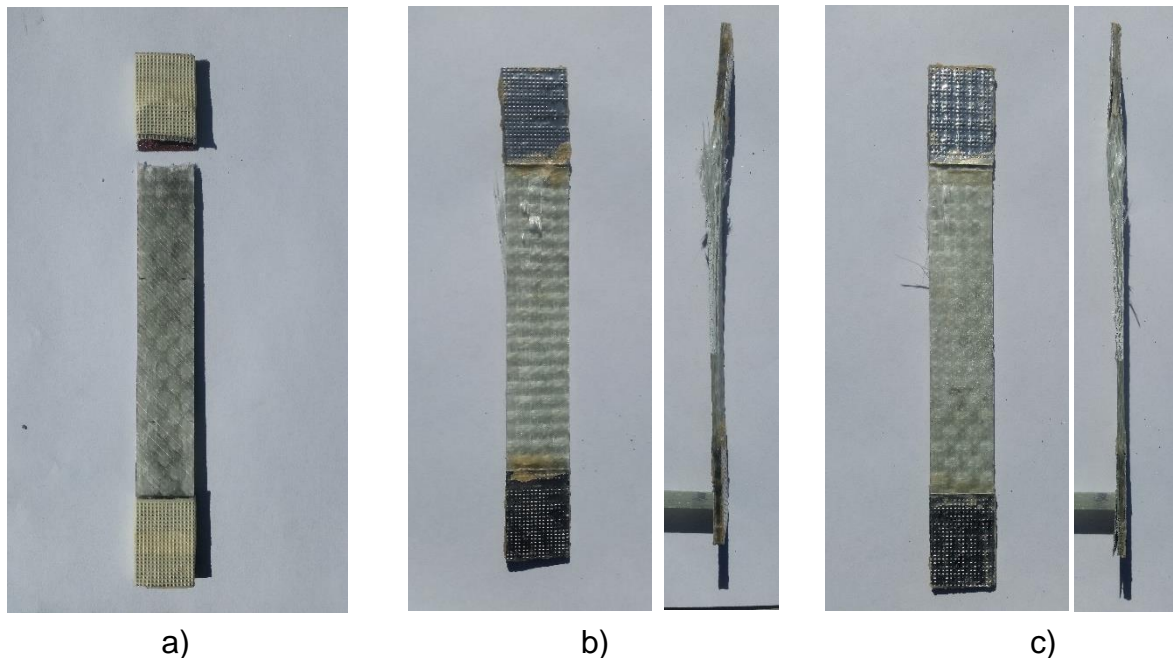


Figura 36. Probetas representativas ensayadas a tensión. a) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.

De la figura 35 se muestra el fallo general (imagen izquierda) y una vista con mayor detalle (imagen derecha) de cada probeta que fueron ensayadas, para la probeta de infusión el tipo de fallo que presento fue tipo **LIT** y para las probetas de infusión-prensa e infusión-presión-temperatua presentaron el fallo **DGT**.

A partir de los resultados obtenidos de los ensayos a tensión. Se determina que las mejores propiedades se obtuvieron por infusión-prensa con una carga máxima de 32.07 KN, esfuerzo 482.83 MPa y un módulo de elasticidad de 21.02 GPa.

De las propiedades mecánicas que se obtuvieron con el proceso de infusión disminuyó la carga máxima un 10.23 %, el esfuerzo un 31.03 % y el módulo de elasticidad aumentó un 12.32 %. Para las propiedades mecánicas de infusión-presión-temperatura disminuyó la carga máxima un 1.68 %, el esfuerzo un 3.02 % y el módulo de elasticidad aumentó un 36.71 %, respecto a las propiedades mecánicas que se obtuvieron de infusión-presión.

En la figura 36, se presentan las gráficas comparativas de los esfuerzos con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

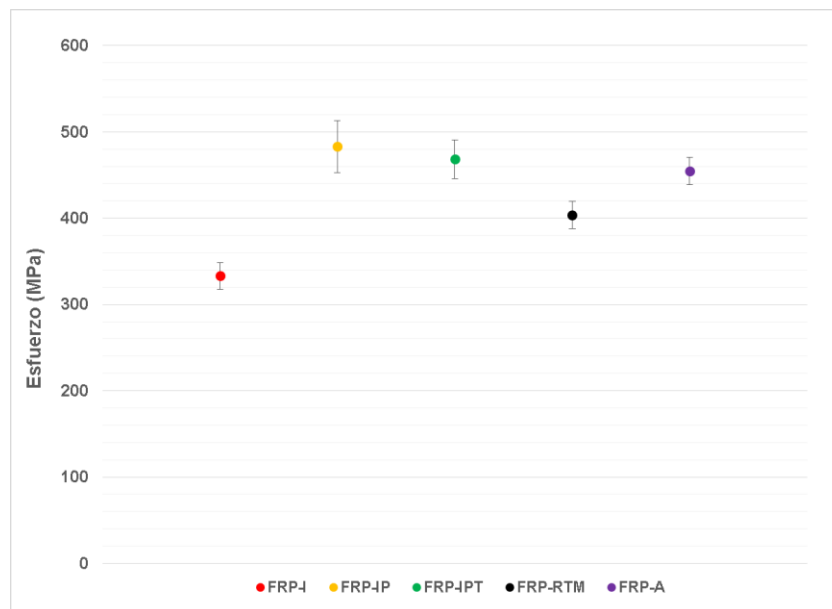


Figura 37. Grafica comparativa esfuerzo vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.

En la figura 37, se presentan las gráficas comparativas de las fuerzas con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

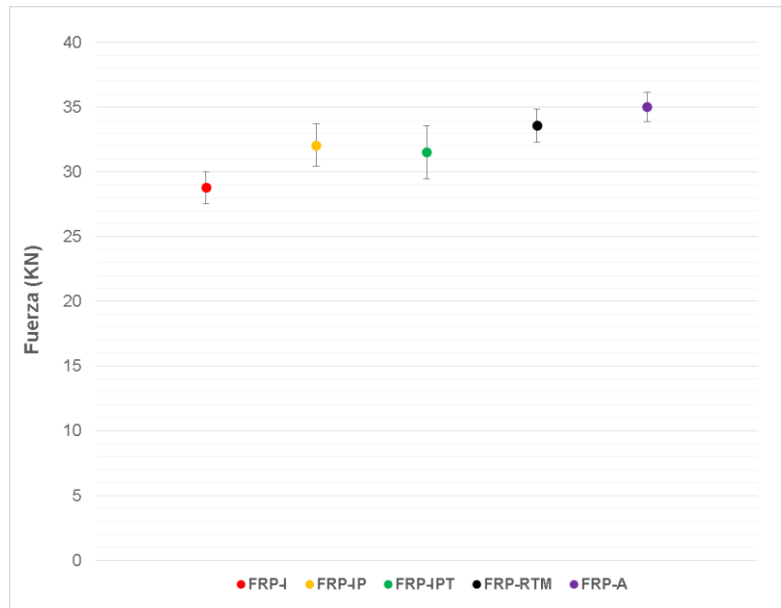


Figura 38. Grafica comparativa fuerza vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.

En la figura 38, se presentan las gráficas comparativas de los módulos de elasticidad con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

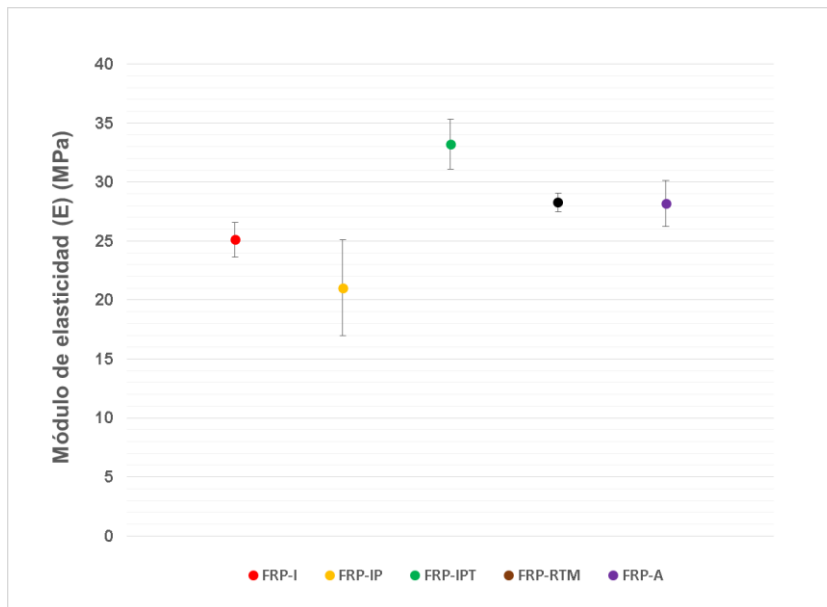


Figura 39. Grafica comparativa del módulo de elasticidad vs las diferentes técnicas ensayadas a tensión.

4.1.3 Parte 1. Flexión

En la figura 39 se presentan las curvas fuerza vs desplazamiento de los laminados manufacturados por diferentes técnicas.

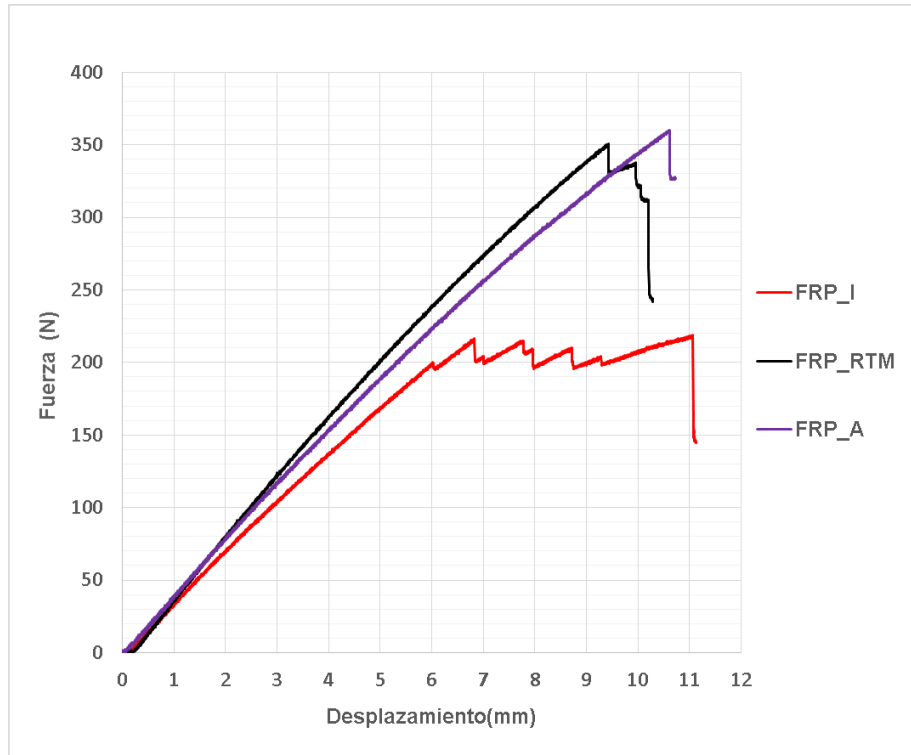


Figura 40. Curvas fuerza vs desplazamiento (infusión, RTM y autoclave).

En la figura 39, las propiedades más altas se encontraron en las probetas manufacturadas por autoclave y las propiedades mas bajas se obtuvieron en las probetas manufacturada por infusión como habría de esperarse.

La curva FRP_A se muestra ligeramente mayor que la curva FRP_RTM y las dos muestras fallan completamente debido a que las probetas son más rígidas, no obstante la curva FRP_I es la que presenta las propiedades mecánicas de flexión más bajas notoriamente.

Para la curva FRP_I, La primera caída que presenta se debe a que la resina de la cara superior se fractura donde se aplica la carga y a la compresión que se genera

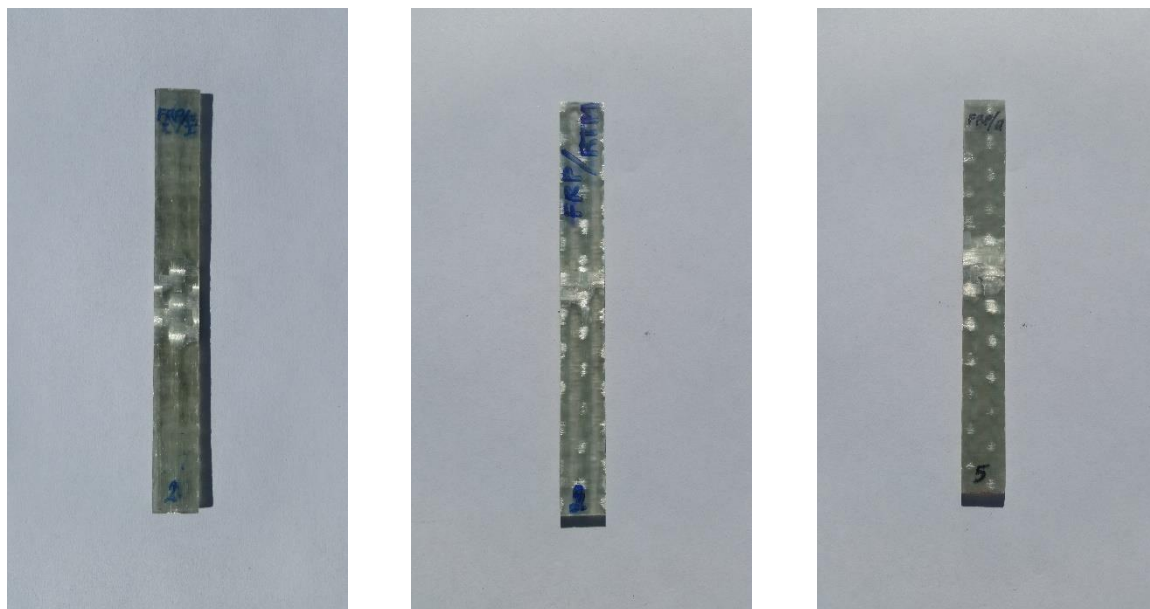
al estar sometida a flexión, posteriormente se recupera y se eleva la carga, luego rompe otra capa y cae de nuevo la grafica, generandose así un escalamiento.

La tabla 14 muestra la carga máxima, el esfuerzo y la deformación de las muestras ensayadas.

Proceso	Carga máxima (N)	Esfuerzo (Mpa)	Deformación (mm/mm)
FRP-I	218.78 +/- 13.53	273.05 +/- 18.66	0.016 +/-0.003
FRP-RTM	350.80 +/- 37.78	418.38 +/-43.67	0.018 +/-0.001
FRP-A	360.12 +/- 25.78	442.03 +/- 25.84	0.020 +/- 0.002

Tabla 14. Carga máxima, esfuerzo y deformación (infusión, RTM y autoclave).

La figura 40 muestra las probetas respresentativas posterior del ensayo de flexión.



a)

b)

c)

Figura 41. Probetas representativas ensayadas a flexión. A) infusión, b) RTM y a)autoclave.

A partir de los resultados obtenidos en los ensayos a flexión. Las mejores propiedades mecánicas se obtuvieron por autoclave con una carga máxima de 360.12 KN, esfuerzo 442.03 MPa y una deformación de 0.020 mm/mm.

De las propiedades mecánicas obtenidas por infusión disminuyó la carga máxima en un 39.25 %, el esfuerzo un 38.23 % y la deformación un 20 %. Para las propiedades mecánicas por RTM disminuyó la carga máxima un 2.59 %, el

esfuerzo un 5.35 % y la deformación un 10 %, referentes a las propiedades mecánicas más elevadas que se obtuvieron por autoclave.

4.1.4 Parte 2. Flexión

En la figura 41 se presentan las curvas fuerza vs desplazamiento de los laminados manufacturados por infusión (I) combinados con presión (P) y temperatura (T).

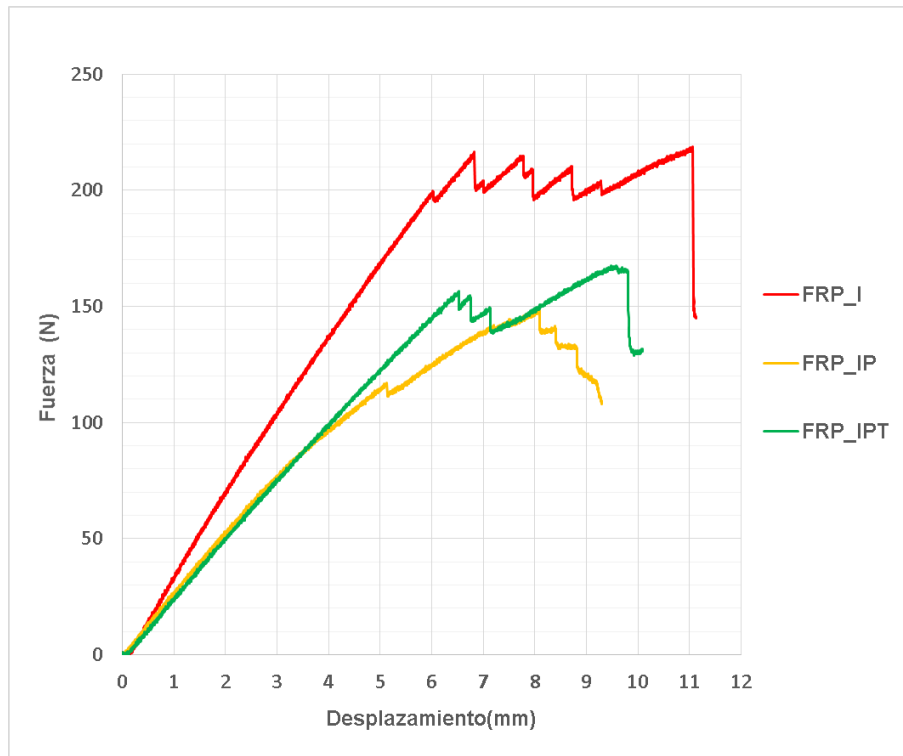


Figura 42. Curvas fuerza vs desplazamiento (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

En la figura 41, las propiedades más altas se encontraron en las probetas manufacturadas por infusión y las propiedades más bajas se obtuvieron en las probetas manufacturadas por infusión-presión.

La curva FRP_IPT se muestra ligeramente mayor que la curva FRP_IP. No obstante la curva FRP_I es la que presenta las propiedades mecánicas de flexión más elevadas notoriamente.

Por otra parte la curva FRP_IPT y FRP_I muestran un comportamiento similar, independientemente del proceso de manufactura. Las muestras fallan de igual manera

La tabla 15 muestra la carga máxima, el esfuerzo y la deformación de las muestras ensayadas.

Proceso	Carga máxima (N)	Esfuerzo (Mpa)	Deformación (mm/mm)
FRP-I	218.78 +/- 13.53	273.05 +/- 18.66	0.016 +/- 0.003
FRP-IP	148.62 +/- 5.26	209.46 +/- 9.98	0.017 +/- 0.001
FRP-IPT	167.51 +/- 8.66	255.43 +/- 20.68	0.020 +/- 0.002

Tabla 15. Carga máxima, esfuerzo y deformación (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

La figura 42 muestra las probetas representativas posterior del ensayo de flexión

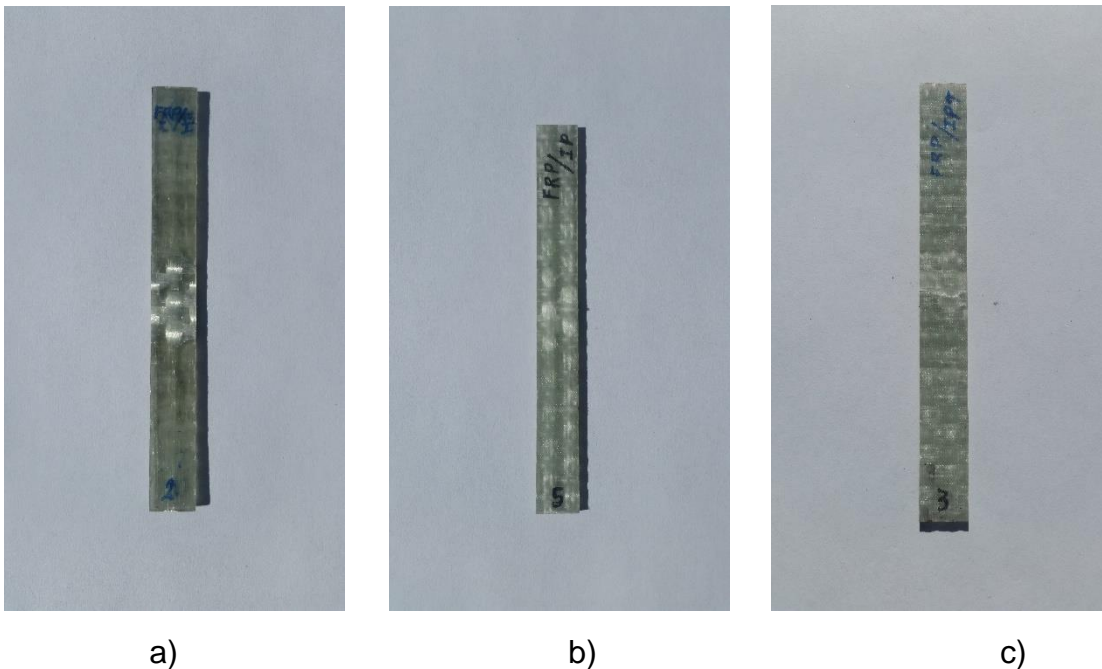


Figura 43. Probetas representativas ensayadas a flexión. A) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.

A partir de los resultados obtenidos en los ensayos a flexión. Las mejores propiedades mecánicas se obtuvieron por infusión con una carga máxima de 218.780 N, esfuerzo 273.05 MPa y una deformación de 0.016 mm/mm.

De las propiedades mecánicas obtenidas infusión-presión disminuyó la carga máxima un 32.07 %, el esfuerzo un 23.29 % y la deformación aumentó un 5 %. Para las propiedades mecánica de infusión-presión-temperatura disminuyó un 23.44 %, el esfuerzo un 6.46 % y la deformación aumentó un 15 %. Los porcentajes referentes a las propiedades mecánicas obtenidas por infusión.

En la figura 43, se presentan las gráficas comparativas de los esfuerzos con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

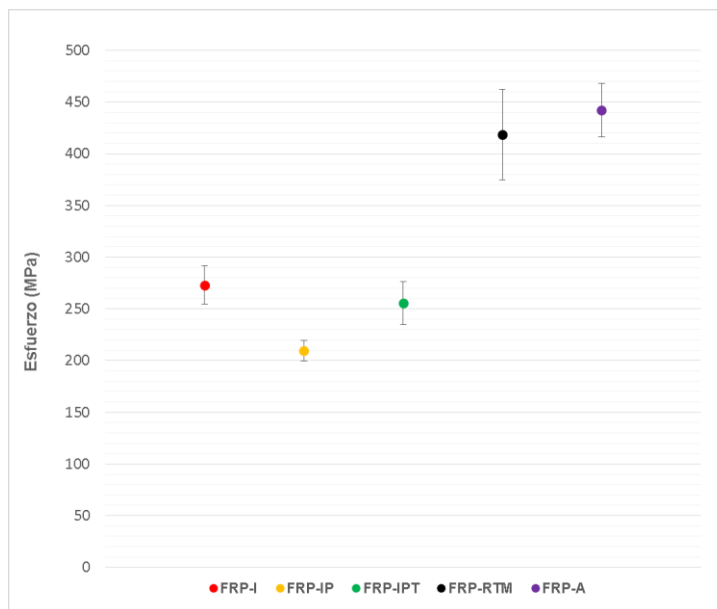


Figura 44. Gráfica comparativa esfuerzo vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión.

En la figura 44, se presentan las gráficas comparativas de las fuerzas con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

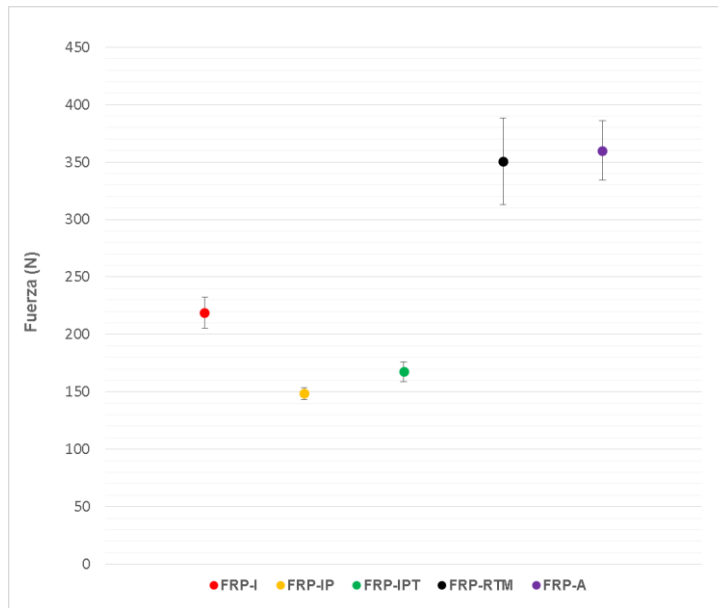


Figura 45. Grafica comparativa fuerza vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión.

En la figura 45, se presentan las gráficas comparativas de las deformaciones con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

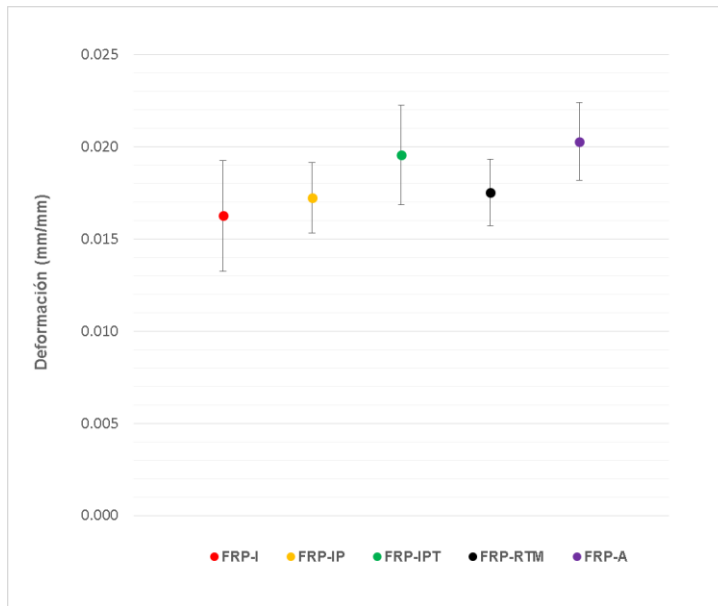


Figura 46. Grafica comparativa deformación vs las diferentes técnicas ensayadas a flexión

4.2 Caracterización térmica.

4.2.1 Parte 1. Análisis Dinámico Mecánico.

Módulo de almacenamiento

En la figura 46 se presentan las curvas del módulo de almacenamiento en función de la temperatura de los laminados manufacturados por diferentes técnicas.

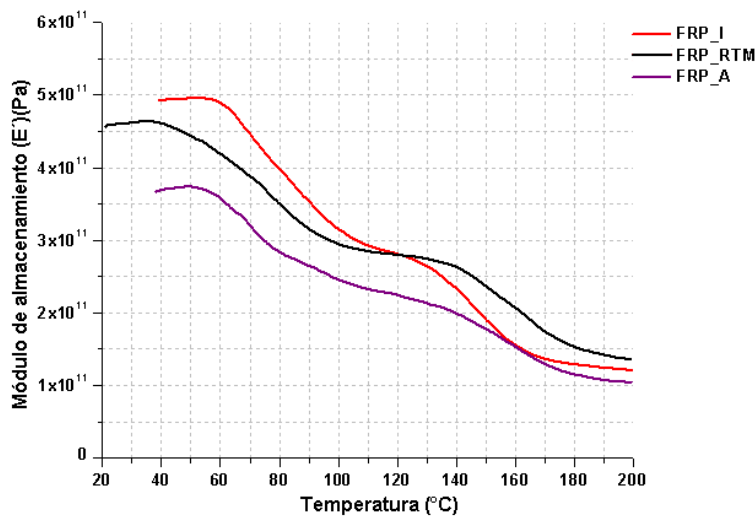


Figura 47. Curvas del módulo de almacenamiento vs temperatura (infusión, RTM y autoclave).

En la figura 46 se observa una clara tendencia en el módulo de almacenamiento que va disminuyendo, es decir es menos rígido el material conforme aumenta la temperatura.

Las tres curvas muestran un comportamiento similar independientemente del proceso de manufactura. El valor alto del módulo de almacenamiento nos indica que el material es más rígido por un entrecruzamiento mayor en las cadenas porliméricas.

Las dos transiciones que se muestran en la grafica son parte del comportamiento viscoelástico, la primera transición indica que una parte del refuerzo y la matriz no tiene un buen contacto esto debido a la formación de cavidades, por lo que al

empezar aplicarle temperatura comienza a deformarse el compuesto de una manera rapida, la segunda transición nos indica que existe una relajación térmica en el material compuesto para temperaturas mas altas.

La tabla 16 muestra el módulo de almacenamiento de las muestras ensayadas.

Proceso	Módulo de almacenamiento (Pa)
FRP_I	$4.71 \times 10^{11} \pm 2.19 \times 10^{11}$
FRP_RTM	$4.68 \times 10^{11} \pm 0.56 \times 10^{11}$
FRP_A	$3.80 \times 10^{11} \pm 0.36 \times 10^{11}$

Tabla 16. Módulo de almacenamiento (infusión, RTM y autoclave).

La figura 47 muestra las probetas respresentativas posterior del ensayo de DMA.

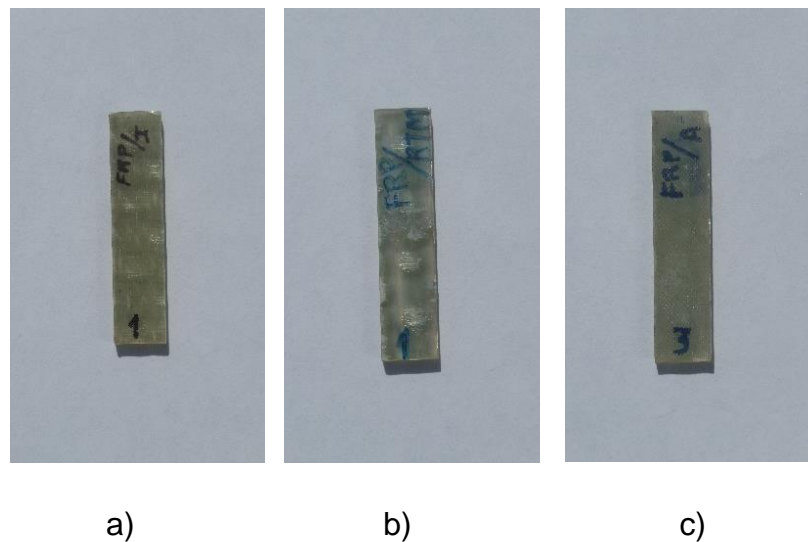


Figura 48. Probetas representativas ensayadas por DMA. a) infusión, b) RTM y c) autoclave.

A partir de los resultados obtenidos del módulo de almacenamiento el material que presenta menos cavidades son las que se manufacturaron por autoclave con un módulo de almacenamiento de 3.80×10^{11} (MPa). Para infusión y RTM presentan mayor cavidades esto hace que el material sea mas rígido.

Tangente delta

En la figura 48 se presentan las curvas de tangente delta en función de la temperatura de los laminados manufacturados por diferentes técnicas.

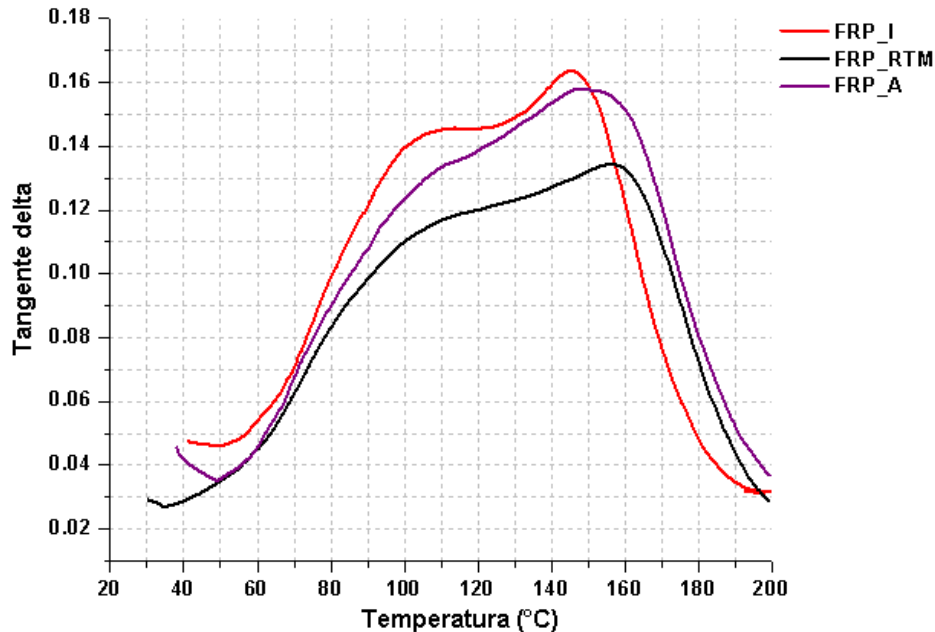


Figura 49. Curvas tangente delta vs temperatura (infusión, RTM y autoclave).

En la figura 48 las tres curvas muestran un comportamiento similar independientemente del proceso de manufactura.

La tangente delta o también llamado factor de amortiguamiento nos indica el nivel de adhesión entre la resina y la fibra. Cuando el valor de la tangente delta es bajo nos indica que hay una buena adhesión entre fibra y resina [22].

La generación de un segundo pico en la curva tangente delta se debe a un esfuerzo térmico lo cual nos muestra una disminución de la temperatura de transición vítrea [21].

El pico mas alto de la curva nos indica la temperatura de transición vítrea (T_g) del material, cuando se alcanza está temperatura las cadenas de las regiones amorfas comienzan a coordinar movimiento a gran escala.

La tabla 17 muestra la tangente delta y la temperatura de transición vítrea de las muestras ensayadas.

Proceso	Tangente delta		Temperatura de transición vítrea (°C)
	Máximo	Mínimo	
FRP-I	0.184 +/-0.013	0.03+/-0.008	146.6+/-1.1
FRP-RTM	0.137 +/-0.003	0.023+/-0.005	157.1+/-2.1
FRP-A	0.160 +/-0.01	0.032+/-0.01	149.2+/-7.5

Tabla 17. Tangente delta y temperatura de transición vítrea (infusión, RTM y autoclave).

A partir de los resultado de la tangente delta obtenidos por DMA se puede concluir particularmente que se tiene mayor adhesión en el refuerzo-matriz, de las probetas que fueron manufacturadas por RTM con una tangente delta de 0.137 y una Tg=157.1 °C, seguido del autoclave con una tangente delta de 0.160 y Tg=149.2 °C y por último infusión con una tangente delta de 0.184 y una Tg=146 °C.

4.2.2 Parte 2. Análisis Dinámico Mecánico.

Módulo de almacenamiento

En la figura 49 se presentan las curvas del módulo de almacenamiento en función de la temperatura de los laminados manufacturados por infusión (I) combinados con presión (P) y temperatura (T).

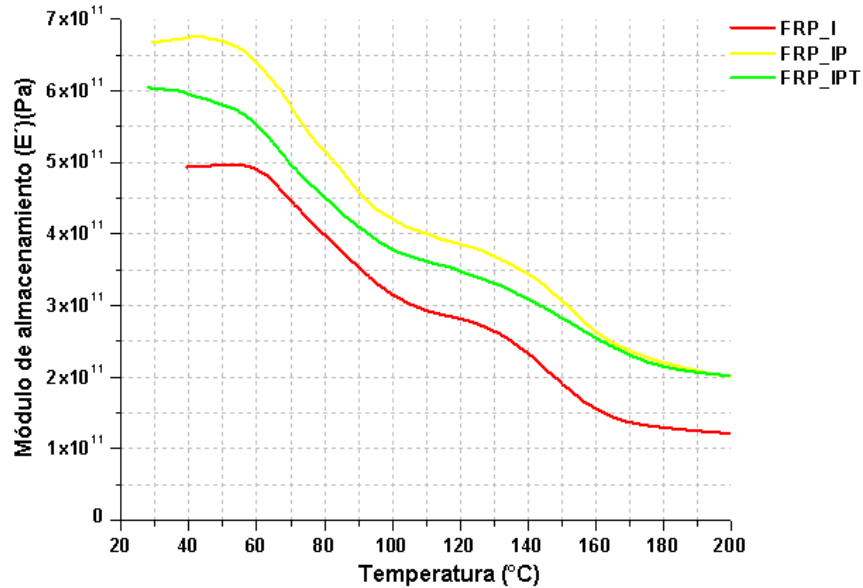


Figura 50. Curvas del módulo de almacenamiento vs temperatura (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

En la figura 49 se muestra un comportamiento similar independientemente del proceso de manufactura.

La curva FRP_IP se muestra ligeramente mayor que la curva FRP_IPT las cuales presenta mayor rígenes en el material. No obstante la curva FRP_I es la que presenta menor rígenes en el material compuesto. De igual manera se presentan dos transiciones que se muestran en la grafica, la cual se expicó del por que en el apartado anterior del módulo de almacenamiento de la parte 1.

La tabla 18 muestra el módulo de almacenamiento de las muestras ensayadas.

Proceso	Módulo de almacenamiento (Pa)
FRP_I	$4.71 \times 10^{11} \pm 2.19 \times 10^{11}$
FRP_IP	$6.79 \times 10^{11} \pm 0.35 \times 10^{11}$
FRP_IPT	$6.06 \times 10^{11} \pm 0.53 \times 10^{11}$

Tabla 18. Módulo de almacenamiento (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

La figura 50 muestra las probetas representativas posterior del ensayo de DMA.

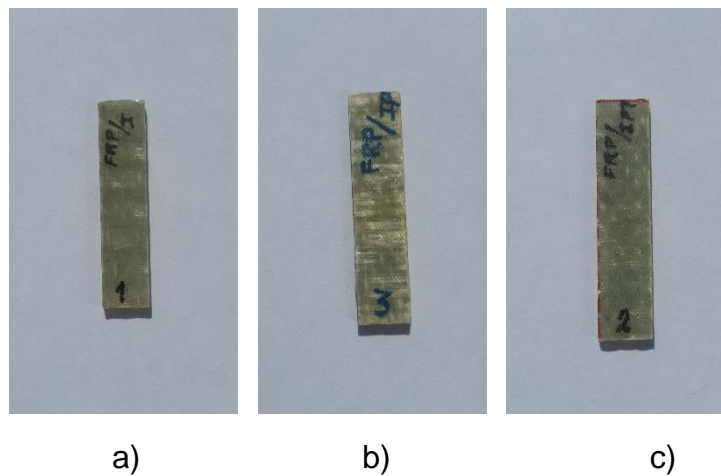


Figura 51. Probetas representativas ensayadas por DMA. a) infusión, b) infusión-presión e c) infusión-presión-temperatura.

A partir de los resultados obtenidos del módulo de almacenamiento el material que presenta menos cavidades son las que se manufacturaron por infusión con un módulo de almacenamiento de 4.70×10^{11} (MPa). Para infusión-presión e infusión-presión-temperatura presentan mayor cavidades es decir mayor poros.

Tangente delta

En la figura 51 se presentan las curvas tangente delta en función de la temperatura de los laminados manufacturados por infusión (I) combinados con presión (P) y temperatura (T).

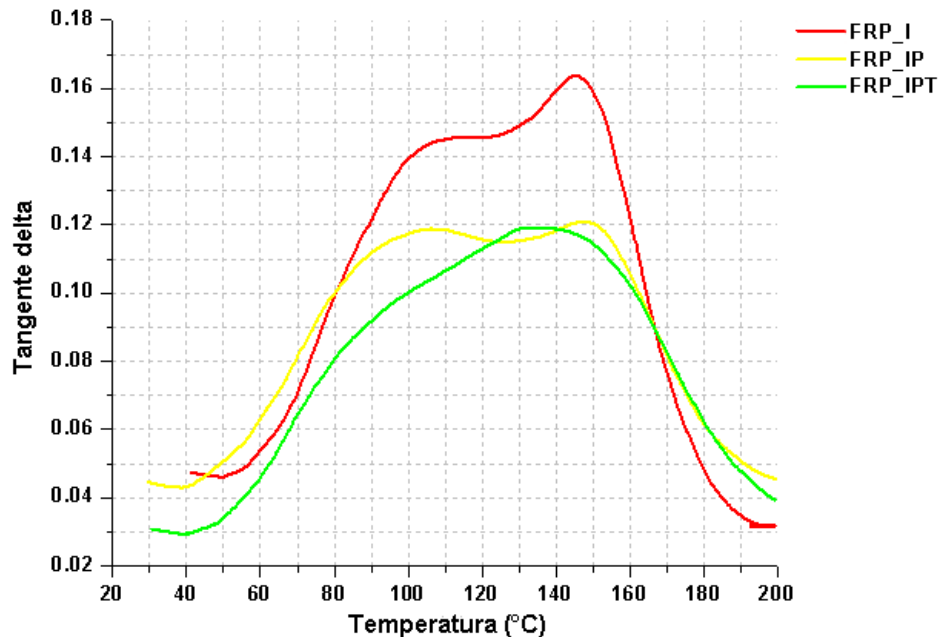


Figura 52. Curvas tangente delta vs temperatura (infusión, infusión-presión e infusión-presión e infusión-presión-temperatura.

En la figura 51 una de las curvas muestra un comportamiento diferente con respecto a las otras dos curvas conforme aumenta la temperatura.

La curva FRP_I y la curva FRP_IP muestran un comportamiento similar entre ellas. La curva FRP_IPT muestra un comportamiento diferente a las otras dos curvas ya que al obtener el laminado se obtiene mayor volumen de fibra y menor volumen de resina, esto debido al que al aplicarle presión y temperatura nos ayuda a una distribución uniforme de la resina en el laminado.

La tabla 19 muestra la tangente delta y la temperatura de transición vítrea de las muestras ensayadas.

Proceso	Tangente delta		Temperatura de transición vítrea (°C)
	Máximo	Mínimo	
FRP-I	0.184 +/-0.013	0.03+/-0.008	146.6+/-1.1
FRP-IP	0.124+/-0.01	0.039+/-0.004	148.7+/-21.3
FRP-IPT	0.121+/-0.01	0.028+/-0.004	129.8+/-7.6

Tabla 19. Tangente delta y temperatura de transición vítrea (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

En la figura 52, se presentan las gráficas comparativas de los módulos de almacenamiento con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

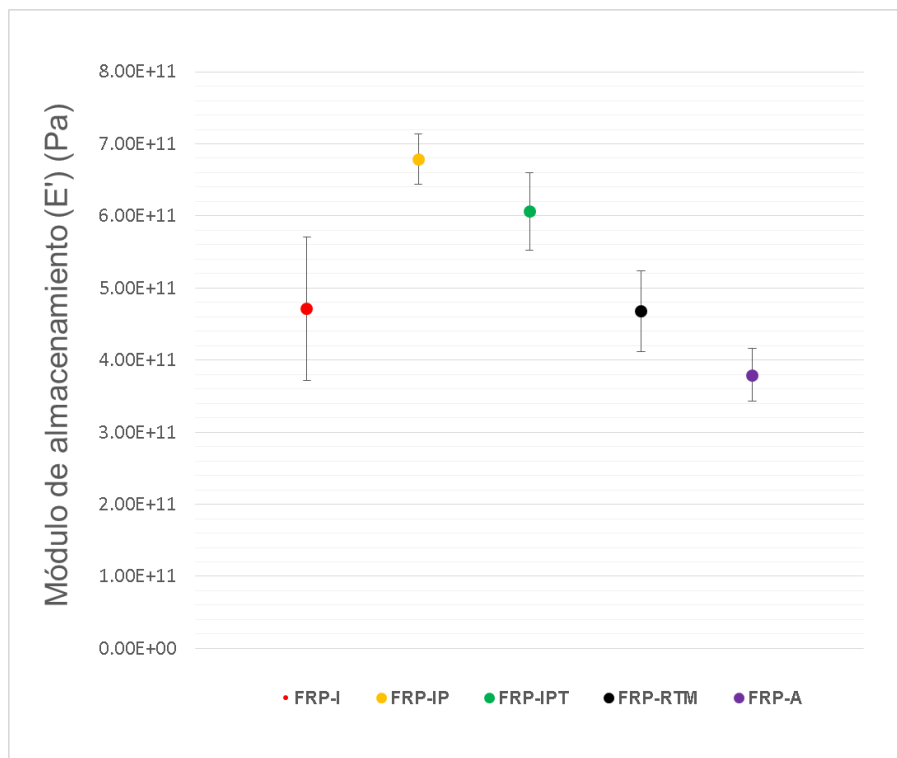


Figura 53. Grafica comparativa de los módulos de almacenamiento vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.

En la figura 53, se presentan las gráficas comparativas de la tangente delta con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

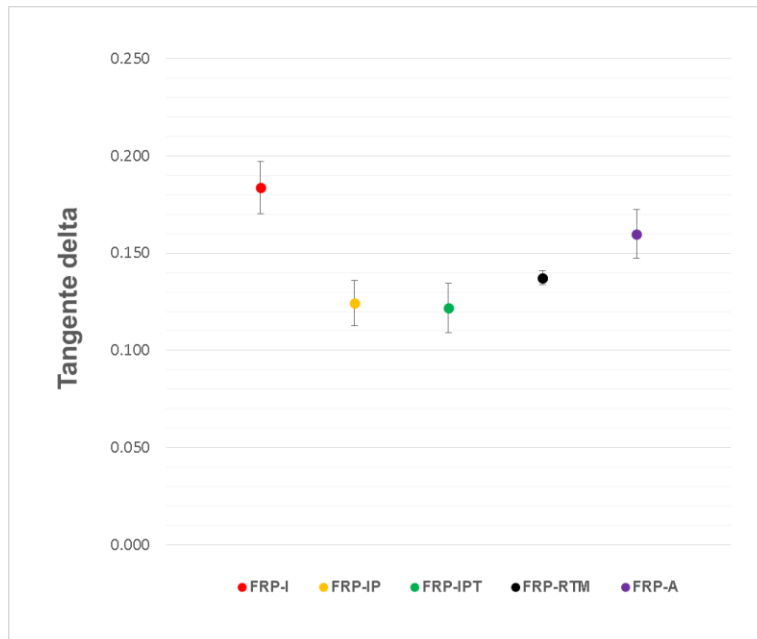


Figura 54. Grafica comparativa tangente delta vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.

En la figura 54, se presentan las gráficas comparativas de las temperaturas de transición vítrea con su respectiva desviación estándar de los diferentes métodos de manufactura.

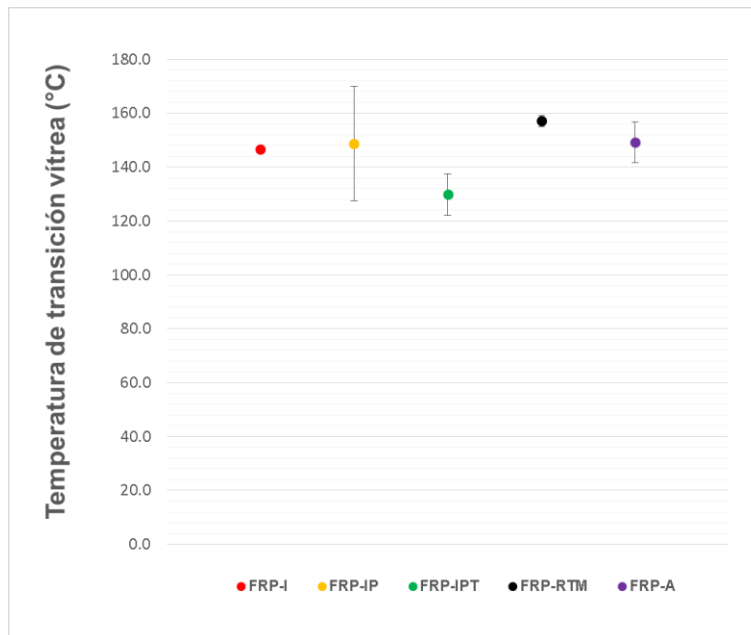


Figura 55. Grafica comparativa de las temperatura de transición vítrea vs las diferentes técnicas ensayadas por DMA.

4.3 Correlación Digital de Imágenes.

En la figura 55 se presentan 4 etapas de deformación registradas mediante DIC de una prueba de ensayo a tensión manufacturada por infusión-presión.

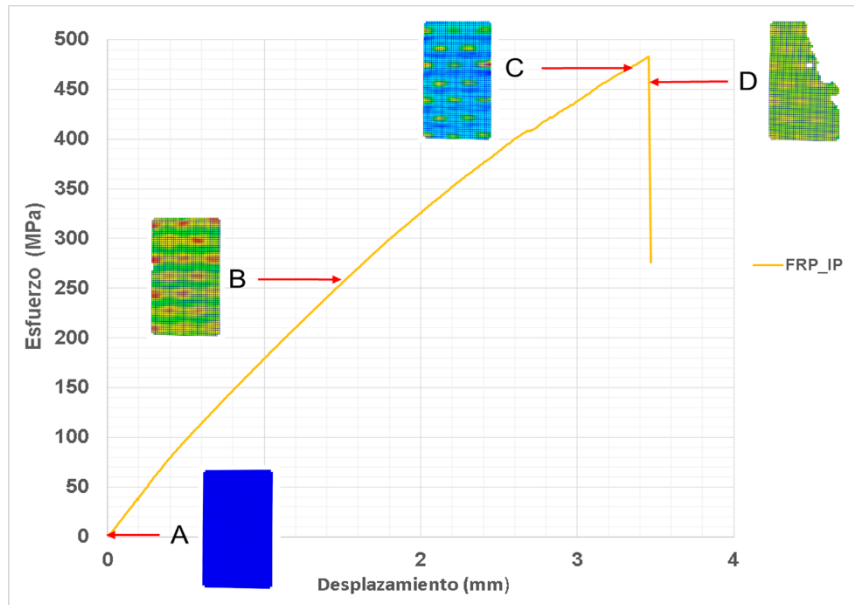


Figura 56. Etapas de deformación registradas mediante DIC.

Tal como se observa en la figura 55, en la zona **A** el esfuerzo es nulo debido a que la carga en tensión es cero, en la zona **B** se produce un incremento del esfuerzo, en la zona **C** se presenta el máximo esfuerzo, por último en la zona **D** se produce la rotura del material.

Para todas las probetas ensayadas se obtienen el mismo comportamiento de la curva esfuerzo vs desplazamiento (figura 55) y se pueden identificar las mismas zonas A, B, C y D independientemente del proceso de manufactura.

En figura 56 se presentan los campos de deformación de los laminados manufacturado por diferentes técnicas.

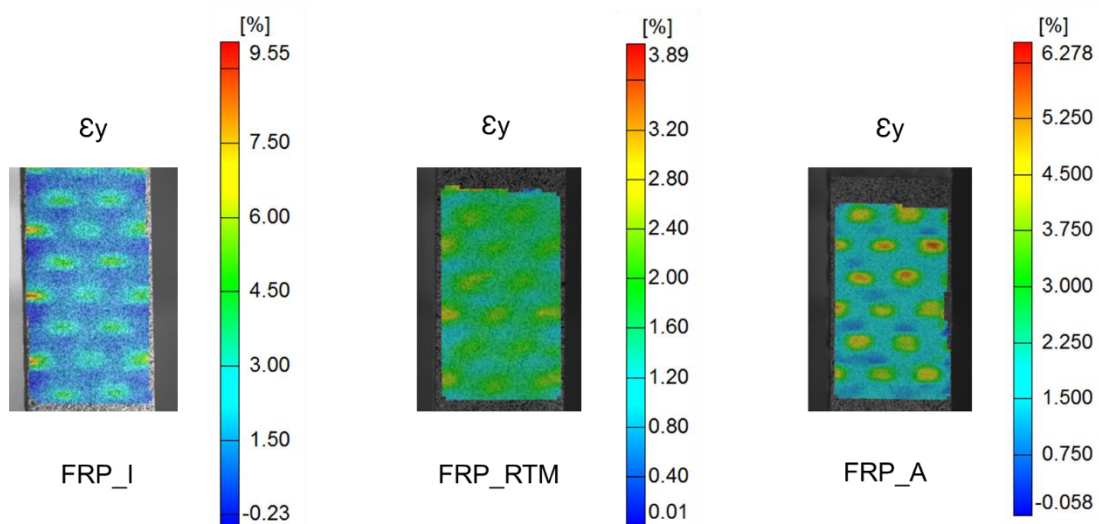


Figura 57. Campos de deformación (infusión, RTM y autoclave).

En la figura 56 se puede apreciar los resultados del conjunto de deformación en la dirección y. Para la muestra manufacturada por infusión se obtuvo la mayor deformación con 9.55, seguida de autoclave con 6.278 y por ultimo RTM que obtuvo la menor deformación con 3.89.

La figura 57 muestra las probetas representativas posterior del ensayo de tensión analizados por DIC.

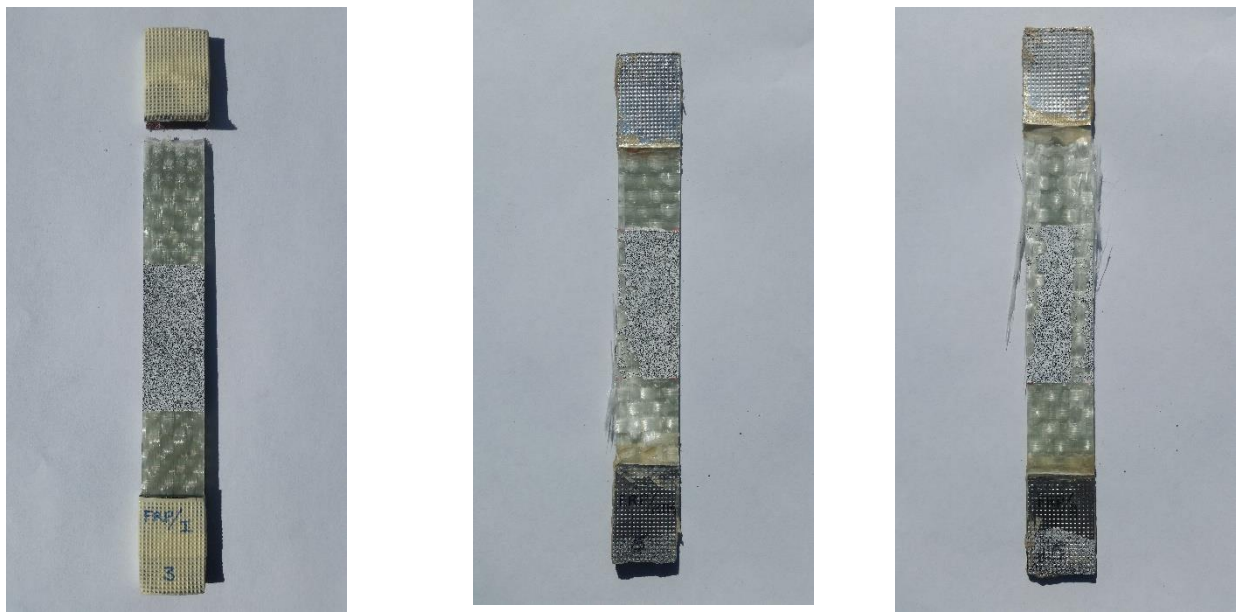


Figura 58. Probetas representativas analizadas por DIC. A) infusión, b) RTM y C) autoclave.

En figura 58 se presentan los campos de deformación de los laminados manufacturado por infusión combinados con presión y temperatura.

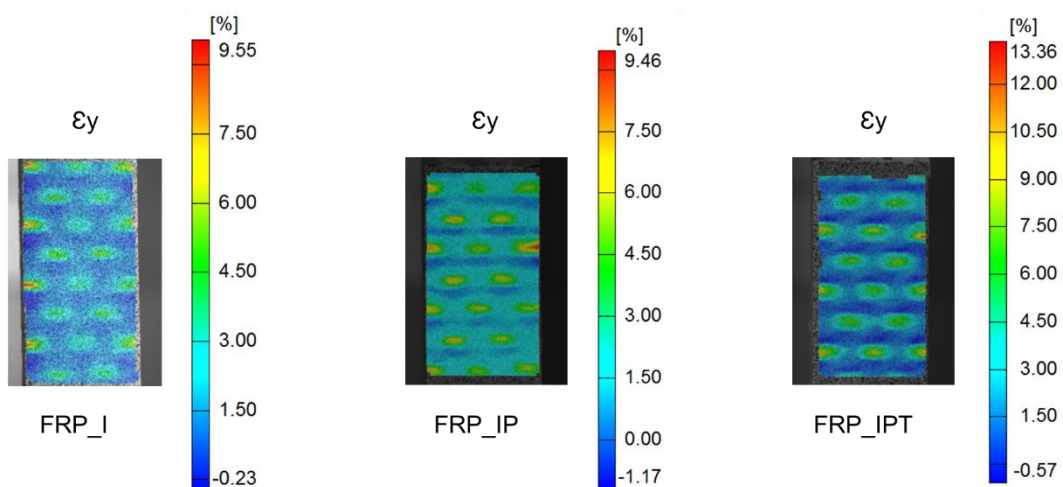


Figura 59. Campos de deformación (infusión, infusión-presión e infusión-presión-temperatura).

En la figura 58 se puede apreciar los resultados del conjunto de deformación en la dirección y. Para la muestra manufacturada por infusión-presión-temperatura se obtuvo la mayor deformación con 13.36, seguida de infusión con 9.55 y por último infusión-presión que obtuvo la menor deformación con 9.46.

La figura 59 muestra las probetas respresentativas posterior del ensayo de tensión analísados por DIC.



Figura 60. Probetas representativas analizadas por DIC. A) infusión, b) infusión-presión e c)infusión-presión-temperatura.

CONCLUSIONES.

1.-Las mejores propiedades mecánicas se obtienen por la técnica de autoclave y como técnica alternativa RTM presenta mejores propiedades mecánicas que las otras técnicas analizadas.

2.-El daño que presentan las probetas de material compuesto cuando se someten a flexión en tres puntos, inicia en algunas probetas con delaminaciones y posterior ruptura de la lámina superior.

3.-Las curvas del módulo de almacenamiento proporcionan una medida de las condiciones de la fibra-matriz en el material compuesto, ya que éstas son las que más influyen en las propiedades de rigidez del material.

4.- El valor de la tangente delta nos indica, que entre mayor sea el valor más débil será la adhesión entre fibra- matriz y entre menor sea el valor de la tangente delta mejor adhesión se tendrá en el compuesto.

5.-Cuanto mejor sea el curado del material compuesto mayor será la temperatura de transición vítrea (T_g).

6.- Por el análisis de correlación digital de imágenes (DIC), se observó que las fibras que están en dirección de la carga son las que sufren mayor deformación y se aprecian de color rojo, en cuanto a las fibras que están orientadas perpendicularmente a la carga sufren menor deformación y se aprecian de color azul.

REFERENCIAS

- [1] Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial. *Introducción a los materiales compuestos estructurales*. Madrid. 2009.
- [2] FAA, *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe*, Volumen 1, Chapter 7.
- [3] J.SCHLIMBACH and A. OGALE. *Out-of-autoclave curing process in polymer matrix composites*.
- [4] Sakota, H. Thomas Hahn. *OUT OF AUTOCLAVE CURING OF COMPOSITES*.
- [5] Jing Li, Chuck Zhang. *Statistical characterization and robust design of RTM processes*. 2004
- [6] A. Brent Strong. *Fundamentals of Composites Manufacturing Material, Methods and Applications*. Michigan. 2008.
- [7] Dhiren Modi and others, 'Active Control of the Vacuum Infusion Process', *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 38 (2007).
- [8] Luis Edgar Puebla Hernández. *Comportamiento estructural en reparaciones del tipo step sanded en estructuras de materiales compuesto*. Instituto Politécnico Nacional. México D.F. 2011.
- [9] Shirley Kalamis García Castillo. *Análisis de laminados de material compuesto con precarga en su plano y sometido a impacto*. Universidad Carlos III de Madrid. 2007.

- [10] A. Baker, Stuart Dutton y Donald Kelly. *Composite Materials For Aircraft Structures*. Blacksburg, Virginia. Editorial Board. 2004.
- [11] Antonio Miravete, Emilio Larrodé, Luis Castejón. *Materiales compuestos I*. Barcelona, España. Editorial REVERTÉ, S.A.
- [12] “Fibra de vidrio” .<http://hdl.handle.net/10251/15191>.
- [13]. Owens -<< *Corning Fiberglass Corp*>>, Publication 5-PL5361-A, Cold Press Molding Manual.
- [14]. Miravete, A. << *Documentación de las III jornadas de material compuesto*>>. Ingeniería de Materiales Compuestos, Zaragoza 30 Marzo-3 Abril, 1992.
- [15] Ana María Abad Blázquez. *Determinación Experimental del Daño Transversal En La Matriz De un material Compuesto Mediante la Utilización de un Sistema de emisiones Acústicas*. Universidad Carlos III de Madrid. 2012.
- [16] “Análisis Dinámico Mecánico ”.
https://www.perkinelmer.com/CMSResources/Images/44-74546GDE_IntroductionToDMA.pdf
- [17] Hevin P. Menard. *Dynamic Mechanical Analysis*. United States of America. CRC Press.
- [18] N. McCrum, B. Williams, and G. Read, *Anelastic and Dielectric Effects in Polymeric Solids*, Dover, New York, 1991.

[19] Norma ASTM D3039/D3039M-14. “*Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”. ASTM international.

[20] Norma ASTM D7264/D7264M-15. “*Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”. ASTM international.

[21] R. Polanský *, V. Mentlík, P. Prosr, J. Susír. *Influence of thermal treatment on the glass transition temperature of thermosetting epoxy laminate*. 2009.

[22] Saucedo-Rivalcoba. *Removal of Hexavalent Chromium from Water by Polyurethane–Keratin Hybrid Membranes*. Water Air Soil Pollut. 2011.

[23] Norma ASTM 7028-07. “*Standard Test Method for Glass Transition Temperature (DMA Tg) of Polymer Matrix Composites by Dynamic Mechanical Analysis (DMA9*”. ASTM international.

[24] Antonio Miravete, Emilio Larrodé, Luis Castejón. *Materiales compuestos II*. Barcelona, España. Editorial REVERTÉ, S.A.

[25] “Ensayo de tracción uniaxial”

<https://pt.slideshare.net/solucionesservitec/ensayo-de-traccion-uniaxial>.

[26] “Ensayo de flexión a tres puntos”

<http://eafedavidperezmerino.blogspot.mx/2015/11/solicitaciones-mecanicas-en-la-entrada.html>

[27] E. López-Alba, F. A. Díaz, R. Dorado, R. López-García. *Análisis de deformaciones en probetas planas mediante correlación digital de imágenes*. 2010.

[28] “Infusión”. <https://www.ssf.com.tw/es/page/advantage-resin.html>

[29] “Moldeo por transferencia de resina”.

www.composites.ugent.be/home_made_composites/organizing_your_composite_workshop.html

[30] “Autoclave”. www.globalspec.com/reference/37444/203279/7-9-curing