UNIVERSIDAD POLITÉCNICA SALESIANA

SEDE CUENCA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

Trabajo de titulación previo a la obtención del título de
Ingeniera Mecánica.

Proyecto Técnico

"CARACTERIZACIÓN DE LAS PROPIEDADES TENSILES DE UN MATERIAL COMPUESTO LAMINADO REFORZADO CON FIBRA DE CARBONO"

Autora:

Micaela Nataly Villa Rosero

Tutor:

Ing. Jorge Isaac Fajardo Seminario, MSc.

Cuenca, Febrero 2018

Cesión de Derechos de Autor

Yo *Micaela Nataly Villa Rosero*, con documento de identificación N° 0302002977, manifiesto mi voluntad y cedo a la Universidad Politécnica Salesiana la titularidad sobre los derechos patrimoniales en virtud de que soy autora del trabajo de titulación: *"Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono"*, mismo que ha sido desarrollado para optar por el título de Ingeniera Mecánica, en la Universidad Politécnica Salesiana, quedando la Universidad facultada para ejercer plenamente los derechos cedidos anteriormente.

En aplicación a lo determinado en la Ley de Propiedad Intelectual, en mi condición de autor me reservo los derechos morales de la obra antes citada. En concordancia, suscribo este documento en el momento que hago entrega del trabajo final en formato impreso y digital a la Biblioteca de la Universidad Politécnica Salesiana.

Micaela Villa

Micaela Nataly Villa Rosero
C.I. 0302002977

Certificación

Yo declaro que bajo mi “tutoria”, fue desarrollado el trabajo de titulación: *"Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono"*, realizado por: *Micaela Nataly Villa Rosero*, obteniendo el proyecto técnico, que cumple con todos los requisitos estipulados por la Universidad Politécnica Salesiana.

Ing. Jorge Isaac Fajardo Seminario,
MSc.
C.I. 0102495777

Declaratoria de Responsabilidad

Yo, *Micaela Nataly Villa Rosero*, con número de cédula 0302002977, autora del trabajo de titulación *"Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono"*, certifico que el total contenido del proyecto técnico, es de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Micaela Nataly Villa Rosero
C.I. 0302002977

DEDICATORIA

A Dios porque todo lo que ha querido para mi ha sido simplemente maravillso.

A mi familia, mis amigos, mis compañeros y todo aquel que alguna vez creyó en un sueño que hoy se convierte en realidad.

Micaela

Agradecimientos

A Dios simplemente por todo.

A mis padres y mis hermanos por creer en mí incluso cuando yo empezaba a dudarlo.

A mis amigos, mi prima y mis compañeros que fueron una parte fundamental en este éxito.

A mi tutor, Ing. Jorge Fajardo Seminario, por apoyarme académica y profesionalmente, gracias por confiar en mí.

A las personas que conforman el Grupo De Investigación En Nuevos Materiales Y Procesos De Transformación (GiMaT) y el Grupo De Investigación En Ingeniería De Transporte (GIIT) y al grupo Fórmula SAE de la UPS (FSAE) por los recursos brindados para el desarrollo de este proyecto.

Agradecimiento especial al Ingeniero Jonatan Pozo y al Ingeniero Jonnathan Santos por por su gestión y su asesoría durante el desarrollo de este proyecto.

De manera especial también quisiera agradecer al Ingeniero David Reyes por su asesoría y sus consejos a lo largo de toda mi carrera.

Micaela

Este documento fue realizado enteramente en LaTeX

Resumen

En el presente proyecto se presenta un análisis de las propiedades tensiles de un material compuesto polimérico reforzado con fibra de carbono, mediante la manufactura, caracterización y validación analítica del proceso de manufactura mediante un software especializado. Se utiliza un tejido preimpregnado tipo 2x2, el cual pasa por un proceso de manufactura manual de laminado desarrollado por el laboratorio de materiales LabAMit del grupo GIIT. Se estudiaron cuatro configuraciones de laminados: $[(0/90)_{11}]_T$, $[(\pm 45)_{11}]_T$, $[(-30/60)_{11}]_T$ y $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$. Esto con el objetivo de evaluar las propiedades tensiles del compuesto tales como esfuerzo máximo, módulo de Young y coeficiente de Poisson en función de la orientación de los laminados. Los resultados fueron comparados con resultados analíticos basados en la Teoría Clásica de Laminados con la finalidad de evaluar el proceso de manufactura. Para afianzar el análisis, se realizó un análisis microscópico de la región fracturada de las probetas con la finalidad de relacionar problemas de manufactura con la resistencia final de los compuestos formulados. Estos resultados en conjunto con los experimentales y los computacionales permiten determinar el efecto que tiene la configuración del laminado (orientación de fibras)y el proceso de manufactura sobre las propiedades tensiles del material. La información generada en el presente estudio proporciona una base de datos sobre los materiales compuestos formulados para poderlos aplicar en futuros productos del proyecto FSAE.

Palabras clave: material compuesto, ortotrópico, laminado, orientación del laminado, preimpregnado de carbono, propiedades tensiles, Teoría Clásica de Laminados.

Abstract

This project presents an analysis of the tensile properties of a polymeric material reinforced with carbon fiber, through the manufacture, characterization and analytical validation of the manufacturing process through specialized software. A pre-impregnated type 2x2 fabric is used, which goes through a manual laminate manufacturing process developed by the LabAMit materials laboratory of the GIIT group. Four laminate configurations were studied: $[(0/90)_{11}]_T$, $[(\pm 45)_{11}]_T$, $[(-30/60)_{11}]_T$ y $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$. This with the objective of evaluating the tensile properties of the compound such as maximum stress, Young's modulus and Poisson ratio as a function of the orientation of the laminates. The results were compared with analytical results based on the Classical Laminate Theory with the purpose of evaluating the manufacturing process. To strengthen the analysis, a microscopic analysis of the fractured region of the specimens was carried out in order to relate manufacturing problems with the final strength of the formulated compounds. These results together with the experimental and computational ones allow to determine the effect of the configuration of the laminate (fiber orientation) and the manufacturing process on the tensile properties of the material. The information generated in the present study provides a database of composite materials formulated to be applied in future FSAE project products.

Keywords: composite material, orthotropic, laminate, orientation of the laminate, epoxy-carbon prepreg, tensile properties, Classical Laminate Theory.

Índice

Pág.

Índice . . . . . **IX**

Lista de figuras . . . . . **XI**

Lista de tablas . . . . . **XIII**

1 Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono. **1**

1.1 Introducción 1

1.2 Problema 2

1.2.1 Antencedentes 2

1.2.2 Importancia y alcances 3

1.2.3 Delimitación 3

1.3 Objetivos 4

1.3.1 Objetivo General 4

1.3.2 Objetivos Específicos 4

1.4 Marco Teórico Referencial. 4

1.4.1 Materiales compuestos 4

1.4.2 Materiales compuestos reforzados con fibra de carbono 5

1.4.3 Tipos de estructuras textiles 9

1.4.4 Proceso de manufactura 10

1.4.5 Teoría Clásica de Laminado (TCL) 13

1.4.6 Caracterización de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono 18

1.4.7 Conclusión 21

1.5 Marco Metodológico 21

1.5.1 Diseño de la Investigación 22

1.6 Resultados 26

1.6.1 Resultados del proceso de laminado 26

1.6.2 Resultados de ensayos mecánicos 28

1.6.3 Resultados de validación. 43

1.7 Conclusiones 45

1.8 Recomendaciones 46

1.9 Trabajos futuros 46

Referencias bibliográficas **47**

Anexos **52**

A Ficha técnica del material 53
B Propiedades del material seleccionado en el software 54
C Diagramas esfuerzo-deformación 55
D Gráficos estadísticos. 64
E Propiedades generadas por el Software eLamX 65

Lista de figuras

Pág.

Figura 1.1 – Representación comparativa del comportamiento de compuestos estructurales típicos. 5
Figura 1.2 – Clasificación de los materiales compuestos. 9
Figura 1.3 – Lámina unidireccional con cargas en el eje X. 15
Figura 1.4 – Lámina angular que muestra ejes locales y globales. 15
Figura 1.5 – Espesor de la lámina con la variación de esfuerzo y deformación. 17
Figura 1.6 – Ubicación de capas en el laminado. 17
Figura 1.7 – Plasticidad en un material compuesto. 20
Figura 1.8 – Proceso para la preparación y ensayo de las probetas. 22
Figura 1.9 – Tipos de arquitecturas de las probetas 23
Figura 1.10–Esquema de preparación de vacío. 24
Figura 1.11–Diagrama para proceso de curado. 24
Figura 1.12–Metodología para el análisis de resultados. 26
Figura 1.13–Preparación de las probetas antes del mecanizado 26
Figura 1.14–Mecanizado de las probetas. 27
Figura 1.15–Lote de probetas. 27
Figura 1.16–Proceso para el análisis mecánico del material. 28
Figura 1.17–Esquema de los ensayos a tracción realizados 28
Figura 1.18–Montaje de las probetas. 29
Figura 1.19–Fallos típicos de acuerdo a la Norma ASTM D3039. 29
Figura 1.20–Probetas después de los ensayos. 30
Figura 1.21–Esfuerzos máximos promedios. 32
Figura 1.22–Módulos de elasticidad promedios. 32
Figura 1.23–Esfuerzos de fluencia promedios. 33
Figura 1.24–Coeficientes de Poisson promedios. 33
Figura 1.25–Carta polar para el laminado $[(0/90)_{11}]_T$. 38
Figura 1.26–Carta polar para del laminado $[(30/-60)_{11}]_T$. 38
Figura 1.27–Carta polar para el laminado $[(\pm 45)_{11}]_T$. 39
Figura 1.28–Carta polar para el laminado $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$ 39
Figura 1.29–Comportamiento de las configuraciones de laminado estudiadas con respecto al esfuerzo máximo específico y al módulo específico. 40
Figura 1.30–Ajuste lineal para los esfuerzos máximos promedios. 41
Figura 1.31–Ajuste lineal para los módulos de elasticidad promedios. 41
Figura 1.32–Ajuste lineal para los esfuerzos de fluencia promedios. 42
Figura 1.33–Ajuste lineal para los coeficientes de Poisson promedios. 42

Figura 1.34–Microfotografías de las probetas después del esayo a tracción. 43
Figura A.1 – Ficha técnica del material. 53
Figura B.1 – Material Seleccionado en eLamX 54
Figura C.1 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-1 55
Figura C.2 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-2 55
Figura C.3 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-3 56
Figura C.4 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-4 56
Figura C.5 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-5 57
Figura C.6 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-1 57
Figura C.7 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-2 58
Figura C.8 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-3 58
Figura C.9 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-4 59
Figura C.10–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-5 59
Figura C.11–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-1 60
Figura C.12–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-2 60
Figura C.13–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-3 61
Figura C.14–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-4 61
Figura C.15–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-5 62
Figura C.16–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-1 62
Figura C.17–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-2 63
Figura C.18–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-3 63
Figura C.19–Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-4 64
Figura D.1 – Medias para esfuerzo a tracción en función de la configuración. 64
Figura D.2 – Medias para Módulo de Young en función de la configuración. 65
Figura E.1 – Propiedades de la configuración $[(0/90)_{11}]_T$. 65
Figura E.2 – Propiedades de la configuración $[(30/-60)_{11}]_T$. 65
Figura E.3 – Propiedades de la configuración $[(\pm 45)_{11}]_T$. 66
Figura E.4 – Propiedades de la configuración $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$. 66

Lista de tablas

Pág.

Tabla 1.1 – Propiedades mecánicas de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono. 7
Tabla 1.2 – Formas comerciales de un material compuesto 9
Tabla 1.3 – Clasificación de las técnicas de manufactura de compuestos termoestables de acuerdo a sus características técnológicas típicas. 11
Tabla 1.4 – Clasificación de las técnicas de manufactura de compuestos termoestables de acuerdo a sus características económicas típicas. 12
Tabla 1.5 – Algunos métodos de ensayos comúnes para materiales compuestos 19
Tabla 1.6 – Distribución de probetas de acuerdo a la secuencia de apilado 22
Tabla 1.7 – Parámetros de corte 25
Tabla 1.8 – Distribución de las probetas para los ensayos mecánicos. 25
Tabla 1.9 – Dimensiones de las probetas 27
Tabla 1.10–Tipo de fallo en las probetas 30
Tabla 1.11–Propiedades tensiles de las probetas. 31
Tabla 1.12–Promedios de las propiedades tensiles de las probetas. 31
Tabla 1.13–Resumen estadístico para esfuerzo a tracción. 34
Tabla 1.14–Tabla ANOVA para esfuerzo a tracción. 34
Tabla 1.15–Tabla de medias para esfuerzo a tracción por configuración con intervalos de confianza del 95% 35
Tabla 1.16–Comparación múltiple para grupos homogéneos de esfuerzo a tracción. 35
Tabla 1.17–Comparación múltiple para diferencias significativas de esfuerzo a tracción. . . . 35
Tabla 1.18–Tabla ANOVA para módulo de Young 36
Tabla 1.19–Tabla de medias para Módulo de Young por configuración con intervalos de confianza del 95% 36
Tabla 1.20–Comparación múltiple para grupos homogéneos de Módulo de Young. 36
Tabla 1.21–Comparación múltiple para diferencias significativas para Módulo de Young. . . 37
Tabla 1.22–Análisis de resultados de validación con Teoría Clásica de Laminados. 44

Caracterización de las propiedades tensiles de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono.

1.1 Introducción

Los materiales compuestos son aquellos materiales que se obtienen por la combinación de dos o más materiales con el fin de obtener propiedades estructurales específicas, estas son superiores a las de los materiales individuales a partir de los cuales se forma el material compuesto. Por otra parte, un material compuesto avanzado incluye una parte fibrosa y una matriz, en donde, generalmente mediante un proceso de laminado las fibras son orientadas en direcciones alternas con el fin de proveer resistencia y rigidez al material [1]. Los laminados además son los compuestos reforzados con fibras que más se utilizan en aplicaciones estructurales, en donde el diseño considera la orientación y el espesor de acuerdo con la aplicación que se desee obtener [2]. Estos compuestos son considerados como nuevos materiales que con su desarrollo y descubrimiento han tenido un gran alcance e impacto en diferentes áreas como social, económico, militar entre otras, que ha sido relativamente reciente en comparación a los metales, polímeros y cerámicos [3, 4]. A lo largo de la historia, el hombre se ha involucrado en el desarrollo de estos materiales mediante conceptos tecnológicos, mientras que el proceso de diseño de estos materiales es todavá incierto debido a que son varios los factores que influyen en la falla del material [5].

El uso de materiales poliméricos como matriz para formar materiales compuestos es debido a que el refuerzo no solo mejora las propiedades mecánicas sino que también aumenta la resistencia al calor del material matriz y los hace más adecuados para amplias áreas de aplicación. Dentro de estos se destacan los polímeros termoestables son comúnmente utilizados como material matriz en un compuesto en donde el reforzante es fibra larga debido a que su baja viscosidad facilita el proceso [4, 6]. Las aplicaciones que brindan los compuestos poliméricos reforzados con fibras incluyen aeronáutica, marina, automotriz e insfraestructura [6], por características como integridad, conformabilidad y propiedades equilibradas, especialmente en el uso de tejidos en materiales

compuestos [7].

Las fibras de carbono son utilizadas como material de refuerzo especialmente debido a que presenta como ventajas, que la relación entre resistencia a tracción y peso es excepcionalmente alta, al igual que la resistencia a la fatiga, además el coeficiente de dilatación térmica lineal es muy bajo y tienen una alta conductividad térmica [6].Sin embargo, los compuestos con grafito o carbono suelen ser altamente anisotrópicos [8], pero de acuerdo a J.R. Vinson [9] mediante pruebas estandarizadas es posible determinar el comportamiento del material, esta caracterización mecánica permite diseñar adecuadamente estructuras y realizar pruebas en las mismas para conocer las propiedades del material a utilizar en dicho diseño [10].

J.R. Vinson [9] tambien señala que el hecho de que los materiales compuestos cuenten con propiedades superiores a los que componen el material de manera individual, permite el uso de estructuras de paredes finas y que muchos de estos compuestos, cuando son de matriz polimérica, se fabriquen en forma de preimpregnados.

1.2 Problema

1.2.1 Antencedentes

En la Universidad Politécnica desde el año 2011, mediante el Grupo de Investigación en Nuevos Materiales y Procesos de Transofrmación (GiMaT), se han desarrollado trabajos sobre materiales compuestos, especialmente reforzados con fibras naturales [11–14]. Actualmente la Universidad Politécnica Salesiana (UPS) y específicamente el Grupo de Investigación en Ingeniería de Transporte (GIIT) se encuentra trabajando en el proyecto FSAE. Este es un proyecto multidisciplinario, que ha manufacturado con materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio, carbono y naturales [15] para crear componentes que serán utilizados en el vehículo; sin embargo, se desconoce las propiedades mecánicas del material en base a su configuración, es decir, no se tienen registros de las propiedades tensiles del material compuesto manufacturado en el Laboratorio de Aplicación de materiales en Ingeniería del Transporte (LabAMiT), de la carrera de Ingeniería Automotriz de la UPS, lo que limita sus aplicaciones presentes y futuras.

M. Hagan,et al. [16] menciona que una vez determinada una estructura compuesta de fibra de carbono, se debe llevar a cabo varios ensayos necesarios para garantizar integridad estructural, debido a que la competición Formula SAE requiere una serie de pruebas en materiales compuestos para asegurar la estructura propuesta. La evaluación de los efectos de la anisotropía de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos es considerada importante ya que afectan directamente el desempeño de los productos fabricados.

A pesar de las grandes ventajas en resistencia y rigidez de los compuestos epoxi-carbono, es difícil definir y predecir las propiedades debido a la interacción de sus componentes (fibra, matriz,

interfase). Además, el proceso de manufactura afecta de forma significativa el comportamiento mecánico de los productos fabricados con materiales compuestos [5].

Ante lo expuesto anteriormente es necesario caracterizar las propiedades mecánicas del material compuesto epoxi-carbono con la finalidad de establecer si el proceso de manufactura ha sido correctamente desarrollado y, por lo tanto, predecir su comportamiento.

1.2.2 Importancia y alcances

El proyecto que ha venido desarrollando el GIIT con el nombre de FSAE, se encuentra muy ligado en el desarrollo de materiales y actualmente en específico con materiales compuestos poliméricos laminados con fibra de carbono. Sin embargo se desconocen las propiedades del material en función de la cofiguración de la orientación de las fibras, esto limita el desarrollo de nuevos componentes dentro del grupo de investigación ya que al no tener datos históricos de las características de orientación se pueden generar diseños sub o sobre dimensionados y por lo tanto contar con componentes con problema estructurales o procesos costosos, respectivamente.

Además de aportar a la parte investigativa del GIIT, también se supone una generación de conocimientos para el GiMaT, al ser este uno de los grupos pioneros en la investigación de nuevos materiales en la UPS. El GiMaT realiza investigaciones sobre mecánica de materiales compuestos, lo que permite vincular a este proyecto con dicho grupo, mediante la aplicación de modelos del comportamiento de materiales compuestos en productos estructurales.

Por otra parte, el Área de Ciencia y Tecnología de la Universidad Politénica Salesiana se encuentra relacionado con esta invetigación en temas como análisis estructuctural y comportamiento mecánico en general, es decir, se podrá realizar un estudio en materiales que normalmente no son analizados en las cátedras establecidas, lo que permitirá ampliar el conociemiento de los temas antes mencionados.

1.2.3 Delimitación

La construcción de las probetas se desarrollará en el laboratorio de materiales LabAMiT de la Universidad Politécnica Salesiana sede Cuenca. El laboratorio proporcionará los recursos necesarios para la construcción de las probetas, esto involucra preparación del laminado y el curado a vacío con temperatura.

Los ensayos de caracterización de las probetas se realizará en un laboratorio externo, estos son de tipos tensiles, mediante los cuales y además del uso de un software aplicando teoría de laminados se pretende obtener información importante para las investigaciones de los involucrados en el proyecto.

El material a analizar es de un compuesto polimérico laminado con fibra de carbono preimpregnado con un tejido del tipo 2x2.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Determinar el efecto de la orientación de las fibras sobre las propiedades tensiles de un compuesto laminado con resina Epoxi y Fibra de Carbono.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Manufacturar probetas Epoxi-Carbono a diferentes estado de orientación para ensayos de tracción instrumentados.
- Caracterizar las propiedades tensiles de los compuestos Epoxi-Carbono manufacturados.
- Determinar el efecto que tiene la orientación de las fibras sobre las propiedades tensiles de un compuesto laminado Epoxi-Carbono.

1.4 Marco Teórico Referencial.

1.4.1 Materiales compuestos

Los materiales compuestos consisten en la combinación de uno o varios materiales para obtener propiedades estructurales específicas para un nuevo material denominado compuesto, siendo estas superiores a las de los materiales que lo componen de manera individual. Las aplicaciones de los materiales compuestos incluyen aeronáutica, aeroespacial, automotriz, entre otros. El descubrimiento de estos materiales ha tenido un gram impacto y desarrollo para diferentes áreas [1, 4].

En la figura 1.1 se puede observar la comparación entre diferentes materiales compuestos. Un compuesto estructural está conformado por dos fases a escala macroscópica. Y las propiedades del material conformado dependen de la geometría y distribución de las fases [17].

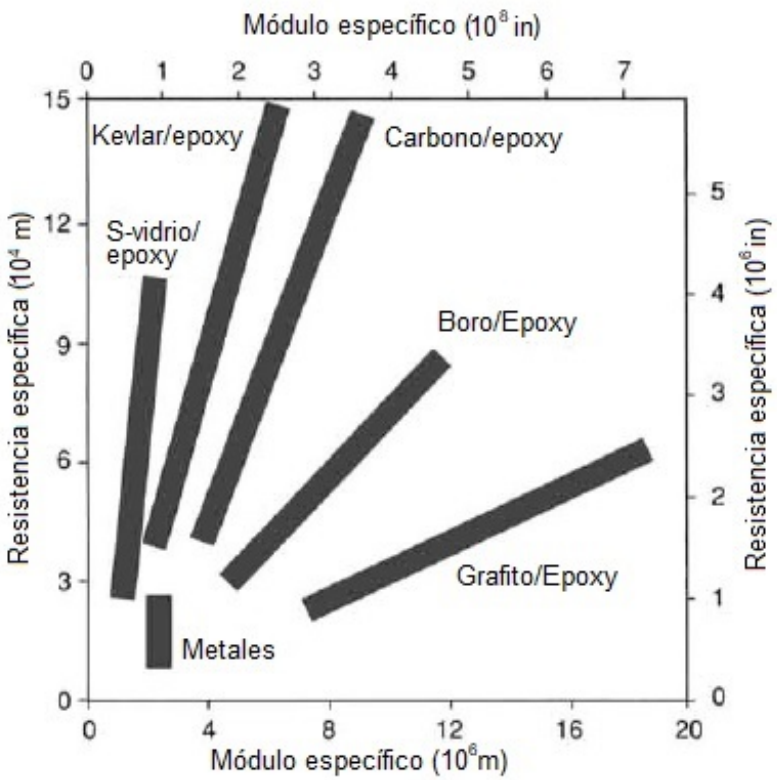


Figura 1.1 – Representación comparativa del comportamiento de compuestos estructurales típicos. Modificado de [17].

Una de las fases suele ser discontinua, más rígida y fuerte, a esta se le denomina refuerzo mientras que a la que es continua, menos rígida y más débil se le llama matriz. Las funciones de la matriz incluyen brindar protección y soporte a las fibras y además garantizar la transferencia de esfuerzos entre las fibras, dentro de estas, las más utilizadas son las poliméricas. Mientras que la fase de refuerzo aporta propiedades como resistencia mecánica, rigidez y dureza además de ser el determinante de las principales propiedades del nuevo material. La fibra de carbono es considerada como la más utilizada para compuestos avanzados [17, 18].

1.4.2 Materiales compuestos reforzados con fibra de carbono

El uso de materiales compuestos reforzados con fibras para aligerar el peso de estructuras ha incrementado constantemente. Entre estos materiales los plásticos reforzados con fibra de carbono (CFRP) se han presentado como una competencia potente para el uso de metales, además de tener aplicaciones en una gran cantidad de componentes en diferentes áreas; esto debido a que este tipo de reforzante tiene excelentes propiedades de tracción en la dirección de las fibras y esto permite una alta transferencia de carga desde la matriz en esta dirección, sin embargo, el material compuesto reforzado con fibra es relativamente débil si la carga se aplica perpendicular al eje de la fibra. Dentro de la industria automotriz tienen aplicaciones en componentes del cuerpo, del chasis y del motor del vehículo, ya que reduce significativamente el peso de este y con esto se mejora la eficiencia en

el uso de combustible [5, 6, 19, 20].

1.4.2.1 Laminado con fibra de carbono

Las fibras de carbono son fibras que presentan un contenido superior al 92% de carbono, y los compuestos a base de estas son considerados altamente anisotrópicos, siendo esta una de sus principales desventajas, ya que el estudio analítico y diseño de la estructura de estos materiales resulta complejo [8, 19, 21, 22].

Las láminas consisten en fibras de alta resistencia y alto módulo incorporadas en una matriz polimérica, metálica o cerámica. Las fibras normalemente utilizadas son de carbono, vidrio, boro y carburo de silicio, mientras que entre las matrices más utilizadas se incluye el uso de resinas termoplásticas y termoestables, cerámica y metal. El ensamblaje de capas en el laminado puede proporcionar propiedades de ingeniería que incluyen rigidez en el plano, a la flexión y resistencia [23]. Para diseñar y analizar la estructura de un laminado es necesario tener conocimiento de las tensiones a las que será sometido el laminado [24]. El hecho de utilizar materiales compuestos en procesos de laminado es altamente práctico, debido a que los materiales compuestos permiten el uso de estructuras de paredes finas [9].

En la tabla 1.1 se resume los resultados que presenta la literatura revisada sobre los ensayos en compuestos poliméricos epoxy-carbono.

Tabla 1.1 – Propiedades mecánicas de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono.

Matriz	Tipo de reforzante	Secuencia de apilado	v_f (%)	Espesor (mm)	N° de capas	Laminado	Tipo de curado	T° c (°C)	Presión curado (kPa)	Tiempo curado (h)	Esfuerzo máximo (MPa)	Def. a la rotura (%)	Módulo de Young (GPa)	ν	Ref.
PA6	Prepreg UD	0°	0.513	1	10	N/A	N/A	280	392.27	0.06	1660	≈0.017	102.3	N/A	[25]
Epoxy	Prepreg UD	0°	0.593	1	10	N/A	N/A	130	245.17	0.83	2428	≈0.015	133.8	N/A	[25]
Epoxy	UD	0°,90°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	1117	1.66	65.5	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,35°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	1004	1.59	60.6	N/A	[26]
Epoxy	UD	90°,45°,90°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	20	0.32	6.8	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,-35°,0°,+35°,0	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	1114	1.35	87.4	N/A	[26]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,+35°,-35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	633	1.92	46	N/A	[26]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,-35°,+35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	575	1.58	48.7	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,90°,0°,90°,0°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	767	1.36	53.9	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,90°,0°	0.6	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	329	1.04	27.5	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,35°,0°	0.6	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	1017	1.25	73.4	N/A	[26]
Epoxy	UD	90°,45°,90°	0.6	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	20	0.29	6.8	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,-35°,0°,+35°,0°	0.6	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	1059	1.33	79.5	N/A	[26]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,+35°,-35°	0.6	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	518	1.49	45.7	N/A	[26]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,-35°,+35°	0.6	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	544	1.71	46.7	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,90°,0°,90°,0°	0.6	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	1058	1.63	59	N/A	[26]
Epoxy	UD	0°,90°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	1043.8	1.63	60.66	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,35°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	879	0.55	56.12	N/A	[27]
Epoxy	UD	90°,45°,90°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	21.4	0.34	6.3	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,-35°,0°,+35°,0	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	879.5	1.48	61.57	N/A	[27]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,+35°,-35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	487.9	1.55	47.19	N/A	[27]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,-35°,+35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	532.53	1.79	34.61	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,90°,0°,90°,0°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	526.8	0.94	51.7	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,90°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	915.7	1.43	59.2	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,35°,0°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	758.37	1.12	70.84	N/A	[27]
Epoxy	UD	90°,45°,90°	0.4	0.4	3	LM	Autoclave	60	3.45	12	20.3	0.46	6.92	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,-35°,0°,+35°,0	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	647.3	0.95	71.58	N/A	[27]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,+35°,-35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	393.4	1.36	35	N/A	[27]
Epoxy	UD	+35°,-35°,0°,-35°,+35°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	411.1	1.49	33.51	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°,90°,0°,90°,0°	0.4	0.7	5	LM	Autoclave	60	3.45	12	977.07	1.52	65.71	N/A	[27]
Epoxy	UD	0°	0.248	5.47	12	VARTM	Prensa caliente	80	N/A	2	488.53	0.6293	85.706	N/A	[28]
Epoxy	Biaxial	±45	0.415	6.53	12	VARTM	Prensa caliente	80	N/A	2	75.019	12.171	4.9972	N/A	[28]

Epoxy	Prepreg UD	N/A	N/A	N/A	8	LM	Autoclave	N/A	N/A	N/A	≈1850	N/A	N/A	≈0.32	[29]
Epoxy	Tejido satin	N/A	N/A	N/A	N/A	Cepillado de resina	N/A	20	500	168	370	0.26	142	N/A	[30]
Epoxy	Prepreg UD	0°	N/A	0.125	N/A	LM	Autoclave	170	N/A	N/A	1700	1.16	127	0.29	[31]
Epoxy	Prepreg UD	90°	N/A	0.125	N/A	LM	Autoclave	170	N/A	N/A	39	0.48	8.3	0.019	[31]
Epoxy	Prepreg UD	0°,90°,0°	N/A	1.125	3	LM	Autoclave	170	N/A	N/A	1460	1.11	115	N/A	[31]
Epoxy	Prepreg Biaxial	N/A	N/A	2-3	N/A	LM	Autoclave	121	80	1.5	950.5	N/A	57.8	N/A	[32]
Epoxy	Prepreg Biaxial	N/A	N/A	2-3	N/A	LM	Autoclave	177	80	2	1185.4	N/A	65.6	N/A	[32]
Epoxy	Prepreg Tejido satin 8HS	N/A	N/A	2-3	N/A	LM	Autoclave	121	80	1.5	810	N/A	67.8	N/A	[32]
Epoxy	Prepreg Tejido satin 8HS	N/A	N/A	2-3	N/A	LM	Autoclave	177	80	2	985.9	N/A	71.5	N/A	[32]
PA6	Tejido	N/A	0.4	2	N/A	N/A	N/A	220/250	2000	0.17	296	≈0.9	28.3	N/A	[33]
PA6	Tejido	N/A	0.5	2	N/A	N/A	N/A	220/250	2000	0.17	393	≈1	48.1	N/A	[33]
PA6	Tejido	N/A	0.6	2	N/A	N/A	N/A	220/250	2000	0.17	410	≈0.8	50.2	N/A	[33]
PA6/6	Tejido	N/A	0.4	2	N/A	N/A	N/A	220/270	2000	0.17	408	≈1.12	35.4	N/A	[33]
PA6/6	Tejido	N/A	0.5	2	N/A	N/A	N/A	220/270	3000	0.17	443	≈1.98	39	N/A	[33]
PA6/6	Tejido	N/A	0.6	2	N/A	N/A	N/A	220/270	4000	0.17	512	≈1	51.1	N/A	[33]
PA6	Prepreg UD	0°	≈0.431	1	10	N/A	N/A	280	392.27	0.06	1308.9	≈0.013	98.2	N/A	[34]
Epoxy	Prepreg UD	0°	≈0.475	1	10	N/A	N/A	130	2451.66	0.83	1664	≈0.0145	109.1	N/A	[34]
Epoxy	Tejido	N/A	0.4	2.49	4	LM	N/A	20	2500	24	462.08	≈0.096	N/A	N/A	[7]
*Epoxy	Tejido	N/A	0.4	2.02	4	LM	N/A	20	2500	24	365.79	≈0.084	N/A	N/A	[7]
Epoxy	Tejido	GF/CF/CF/GF	0.4	2.38	4	LM	N/A	20	2500	24	413.62	≈0.076	N/A	N/A	[7]
Epoxy	Tejido	CF/GF/GF/CF	0.4	2.38	4	LM	N/A	20	2500	24	403.41	≈0.068	N/A	N/A	[7]
Epoxy	UD	N/A	0.3	14	N/A	LM	LHV	20	N/A	N/A	890	N/A	51	0.236	[35]

*Epoxy: Compuesto reforzado unicamente con fibra de vidrio
Prepreg: preimpregnado
UD: unidireccional
GF: fibra de vidrio
v_f: fracción volumétrica del resfuerzo
Def. a la rotura: deformación a la rotura
Ref.: Referencia
VARTM: Moldeo por transferencia de resina asistida por vacío
CF: fibra de carbono
LM: laminado manual
LHV: Laminado húmedo con vacío
T° c: temperatura de curado
ν: coeficiente de Poisson

1.4.3 Tipos de estructuras textiles

Los compuestos pueden ser clasificados de diferente manera, ya sea por el tipo de fibra, tejido o matriz como se muestra en la figura 1.2 [36].

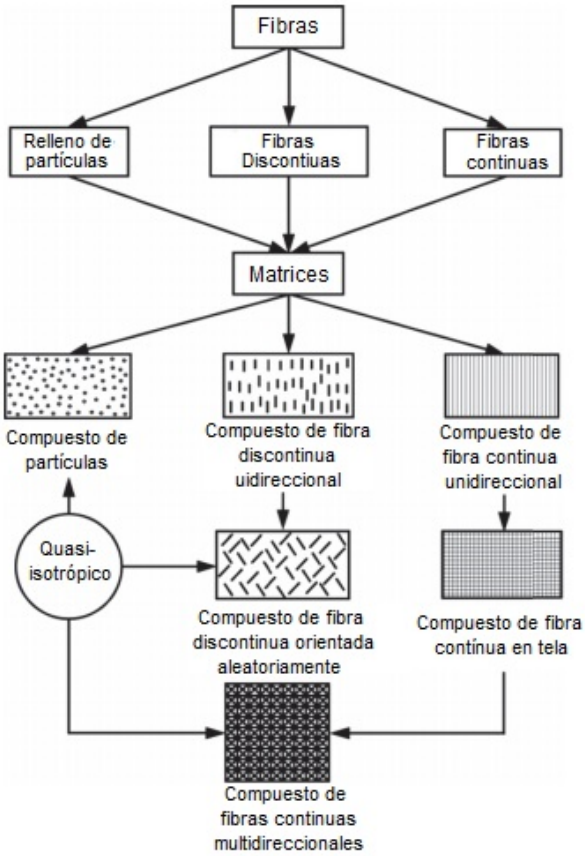


Figura 1.2 – Clasificación de los materiales compuestos. Modificado de [36].

De acuerdo a M.E. Tuttle [37] comercialmente las formas de presetación de un material compuesto pueden ser las descritas en la tabla 1.2. Teniendo en cuenta que el tipo de tejido a escoger se debe realizar en función del procesamiento posterior y de las propiedades mecánicas finales del componente [4].

Tabla 1.2 – Formas comerciales de un material compuesto [37].

Denominación	Descripción
Fibras discontinuas	Las fibras discontinuas están incrustadas en la matriz y pueden ser orientadas aleatorimanete (material isotrópico) o pueden orientarse en cierta medida (material anisotrópico). La orientación se determina en el proceso de fabricación del compuesto. La resistencia y rigidez son menores a las de las fibras continuas. Sin embargo las fibras discontinuas permiten el uso de proesos de fabricación relativamente económicos. Sus aplicaciones son en compuestos de moldeo de láminas.

Roving	La mayoría de fibras continuas estas disponibles en esta forma, se trata de mechas enrolladas en un tubo cilíndrico. El tamaño del cable (o mechero) generalmente se expresa en términos de la cantidad de fibras contenidas en un cable único. Las fibras suelen estar en un estado "seco"para posteriormente ser combinadas con un polímero, metal o matriz cerámica. Tiene aplicaciones en operaciones de moldeo.
Woven Fabrics	Es una estructura 2D que consiste en una urdimbre ortogonal con entrelazados dentro de un plano. Se utilizan telares especiales. Las telas tejidas (woven fabrics) se producen en varios anchos llegando hasta 120 cm y están disponibles en longitudes casi infinitas. La rigidez y la resistencia de las telas tejidas es tipicamente menor que las obtenidas con fibras unidireccionales, esto se debe a la ondulación de la fibra.
Telas trenzadas	Las telas trenzadas contienen las fibras orientadas en dos o más direcciones no ortogonales. Las telas trenzadas se pueden producir en una forma tubular o como una tela trenzada plana. Tambien es posible realizar trenzados tridimensioales, en las que se forma ua estructura fibrosa que posteriormente se infunde con una matriz para formar el compuesto.
Preimpregnado	Una alternativa a las formas mencionadas anteriormente es combinar la fibra y la matriz en un paso intermedio, dando como resultado un producto "no terminado", esta alternativa puede ser tejida o trenzada e incrustada en una matriz polimérica, y es entregada al usuario de esta forma. Debido a que las fibras ya se han incrustado dentro de una matriz polimérica cuando se entregan se dice que las fibras han sido "preimpregnadas"con resina. Las telas preimpregadas, ya sean tejidas o trenzadas, están dispoibles comercialmente en un rango desde 75 a 1220 mm. De manera específica se define como preimpregnado a un compuesto de fibras en resina polimérica [38, 39], pudiendo ser esta de tipo termoestable o termoplástica [4, 40], que requiere posterior curado y que es procesado mediante moldeo para la obtención de algún objeto en específico. Y divide el proceso de fabricación de este tipo de compuesto en dos etapas: producción de preimpregnado y moldeo.

1.4.4 Proceso de manufactura

Las tablas 1.3 y 1.4 resúmen las técnicas de manufactura de acuerdo a características tecnológicas y económicas.

Tabla 1.3 – Clasificación de las técnicas de manufactura de compuestos termoestables de acuerdo a sus características técnológicas típicas. Modificado de [41].

Técnica de manufactura	Geometría del producto	Proceso de producción	Disposición de la fibra	Tamaño del producto	Herramienta	Aplicación
Laminado manual	2D, 3D	Secuencial	Planar, orientado y cortado continuo o aleatorio	Cualquiera	Cualquier material unilateral	Varios tipos de estructuras
Proyección	2D, 3D	Secuencial	Cortado aleatorio	Cualquiera	Cualquier material unilateral	Varios tipos de estructuras
Fundición centrífuga	Cilíndrico	Secuencial	Cortado aleatorio o tela	Grande	Metal cilíndrico	Tanques y tuberías
Autoclave	2D, 3D	Secuencial	Orientado anisotrópico contínuo	Limitado por el tamaño del autoclave	Compuesto o metal unilateral	Componentes de aeronaves, artículos deportivos
RTM y VARTM	2D, 3D	Secuencial	Planar, orientado y cortado continuo o aleatorio	Cualquiera	Compuesto o metal de 2 caras	Trenes, aeronaves y componentes automotrices
BCM y SMC	2D, 3D	Secuencial	Cortado aleatorio	limitado por el tamaño de la prensa	Metal de 2 caras	Componentes automotrices
RIM y SRIM	2D, 3D	Secuencial	Cortado aleatorio o tela	Intermedio	Metal de 2 caras	Componentes automotrices
Moldeo por inyección termoendurecible	3D complejo	Secuencial	Cortado aleatorio	Limitado por el tamaño de la máquina / fuerza de sujeción	Metal de 2 caras (acero)	Amplia gama de productos fabricados en grandes series
Arrollamiento de filamentos	3D	Secuencial	Orientado anisotrópico contínuo	Limitado por la longitud del mandril	Metal	Recipientes a presión, tubos
Pultrusión	1D, 2D	Continuo	Unidireccional contínuo	Potencialmente infinito	Metal	Elementos sometidos a deformación axial

RTM: moldeo por transferencia de resina
VARTM: moldeo por transferencia de resina asistida por vacío
BMC: moldeo por compuesto a granel
SMC: compuesto de moldeo de chapa
RIM: moldeo por inyección de reacción
SRIM: moldeo por inyección de reacción estructural

Tabla 1.4 – Clasificación de las técnicas de manufactura de compuestos termoestables de acuerdo a sus características económicas típicas. Modificado de [41].

Técnica de manufactura	Costo de materia prima	Costo del equipo	Costo del molde	Ventajas	Desventajas
Laminado manual	Bajo	Bajo	Bajo	Geometrías complejas, herramienta y maquinaria barata	Tiempo de ciclo alto, calidad no uniforme, riesgo para la salud
Proyección	Bajo	Bajo	Bajo	Geometrías complejas, herramienta y maquinaria barata	Tiempo de ciclo alto, calidad no uniforme, riesgo para la salud
Fundición centrífuga	Bajo	Intermedio	Bajo	Dimensiones grades	Propiedades mecánicas débiles
Autoclave	Alto	Alto	Alto	Preciso, alto contenido de fribra, orientado	Tiempo de ciclo largo, alto costo de capital
RTM y VARTM	Bajo	Bajo	Bajo	Herramienta barata, inserciones, sujetadores y núcleos para sadwich aplicables	Tiempo de ciclo largo, bajo contenido de fibra
BCM y SMC	Intermedio	Alto	Alto	Tiempo de ciclo corto, preciso, pocos desperdicios	Falta de orientación en la fibra
RIM y SRIM	Bajo	Alto	Alto	Tiempo de ciclo corto, geometrías complejas	Falta de orientación en la fibra
Moldeo por inyección termoendurecible	Bajo	Alto	Alto	Geometrías complejas, precisión de tamaño, tiempo de ciclo corte	Falta de orientación en la fibra, herramienta costosa
Arrollamiento de filamentos	Intermedio	Alto	Alto	Alta resistencia, fracción de volúmen de fibra alto	Tiempo de ciclo largo
Pultrusión	Intermedio	Alto	Alto	Alta resistencia a la tracción	maquinaria costosa

1.4.5 Teoría Clásica de Laminado (TCL)

De acuerdo a una carga aplicada los materiales pueden clasificarse en isotrópicos, anisotrópicos u ortotrópicos, siendo estos ultimos una variación de los anisotrópicos; un material es anisotrópico cuando las propiedades de este, en un determinado punto, varían en función de la orientación de los ejes de referencia; el material es anisotrópico general cuando no tiene algún tipo de plano de simetría, el isotrópico cuando el material tiene un número infinito de planos de simetría y los materiales ortotrópicos son los que que tienen al menos tres planos de simetría mutuamente perpendiculares, llamados ejes principales de simetría o simplemente ejes principales [17, 42, 43]. En el caso de los laminados hechos por capas anisotrópicas, una estructura hecha de múltiples capas podría mostrar anisotropía elevada en el plano. Es decir, la estructura tiene diferentes propiedades mecánico-físicos en diferentes direcciones en el plano [44].

La ley generalizada de Hooke de esfuerzo y deformaciónl, está dada por $\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_i$ y en términos de deformación, $\varepsilon_j = S_{ij}\sigma_i$ [2, 45].

Donde C_{ij} es la matriz de rigidez, S_{ij} es la matriz de flexibilidad, σ_i son los componentes de esfuerzo y ε_j son los componentes de deformación. La Ley general de Hooke para un material ortotrópico se reduce a [46]:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\gamma_{21}}{E_2} & -\frac{\gamma_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\gamma_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\gamma_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\gamma_{13}}{E_1} & -\frac{\gamma_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{pmatrix} \tag{1.1}$$

Una placa delgada es un miembro prismático que tiene un espesor pequeño, siendo este el caso de una lámina típica. Si una placa es delgada y no hay cargas fuera del plano, se puede considerar que está bajo un esfuerzo plano. Si las superficies superior e inferior de la placa están libres de cargas externas, entonces $\sigma_3 = 0$, $\tau_{31} = 0$ y $\tau_{23} = 0$. Esta suposición permite reducir las ecuaciones de esfuerzo-deformación tridimensionales a ecuaciones de esfuerzo-deformación bidimensionales. Por otra parte, una lámina unidireccional cae bajo la categoría de material ortotrópico. Si la lámina es delganda y no tiene ninguna carga fuera del plano, se puede asumir condiciones de esfuerzo plano para la lámina. Por lo tanto, tomar, $\sigma_3 = 0$, $\tau_{31} = 0$ y $\tau_{23} = 0$ [24, 46].

La ecuación 1.1 para un problema de esfuerzo plano ortotrópico puede escribirse como:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \tag{1.2}$$

Al invertir la ecuación 1.2, la relación de esfuerzo-deformación es [24]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \tag{1.3}$$

Donde Q_{ij} son los coeficientes de rigidez reducidos, que están relacionados con los coeficientes de flexibilidad como coeficientes de rigidez en ingeniería o constantes técnicas, es decir, se pueden expresar en función de las constantes elásticas de la lámina [24, 47].

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \gamma_{12}\gamma_{21}} \tag{1.4}$$

$$Q_{12} = \frac{\gamma_{12}E_2}{1 - \gamma_{12}\gamma_{21}} \tag{1.5}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \gamma_{12}\gamma_{21}} \tag{1.6}$$

$$Q_{66} = G_{12} \tag{1.7}$$

donde,

E_1= módulo de young longitudinal (en dirección 1)

E_2= módulo de young transversal (en dirección 2)

γ_{12}= coeficiente mayor de Poisson

G_{12}= módulo de cizallamiento en el plano (en el plano 1-2)

Cuando un compuesto está dado por una estructura en donde las fibras de los laminados están dispuestos en diferentes orientaciones y la carga no se dá en la dirección axial a la fibra (direcciones locales) se define como un laminado ortotrópico. En la figura 1.3 se representa una lámina ortotrópica, cuando se aplica una carga en el eje x, esta se encuentra trasladada del eje de la fibra por un ángulo. El análisis en este tipo de estructuras requiere que las ecuaciones porpuestas por la Ley de Hooke se deban modificar para hacer una transición entre el sistema global y el sistema local. Si se supone que una lámina está sometida a tensión plana, el análisis de las relaciones de tensión-deformación se simplifica para el caso de dos dimensiones [48].

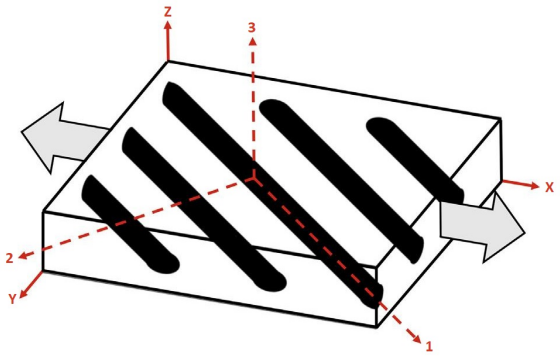


Figura 1.3 – Lámina unidireccional con cargas en el eje X. Modificado de [48].

La transformación de las coordenadas se representa en la figura 1.4, donde el ángulo es positivo cuando los ejes 1-2 se desplazan en sentido antihorario en el sistema de coordenadas X Y. Para trabajar con la matriz de rigidez reducida en una lámina angular se debe considerar este sistema de coordenadas [48].

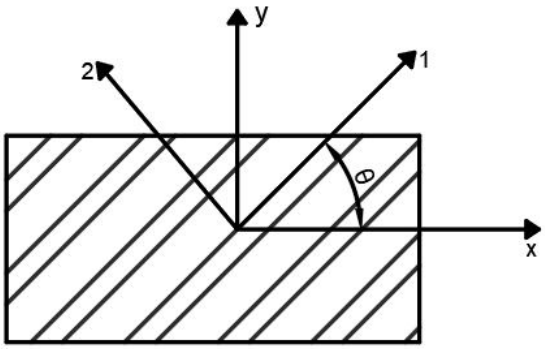


Figura 1.4 – Lámina angular que muestra ejes locales y globales. Modificado de [24].

La relación entre esfuerzo y deformación en el eje global es la mostrada en la ecuación 1.8, es decir, en ausencia de curvatura la ecuación constitutiva del esfuerzo plano de una lámina toma la siguiente forma [23, 24],

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.8}$$

Donde $\bar{Q}_{xy}$ son los elementos de la matriz de rigidez reducida transformada que son funciones de las propiedades de ingeniería de las láminas [23, 24],

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \tag{1.9}$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^2) \tag{1.10}$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \tag{1.11}$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \tag{1.12}$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \tag{1.13}$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4c^4) \tag{1.14}$$

Donde, $c = cos(\theta)$, $s = sen(\theta)$

A partir de las ecuaciones anteriores, se puede ver que son sólo funciones de los cuatro elementos de rigidez Q_{11}, Q_{12}, Q_{22} y Q_{66} y del ángulo de la lámina, θ [24].

Las relaciones son descritas para una placa bajo cargas en el plano, pudiendo ser estas axiales o cortantes, momentos de flexión y torsión. La Teoría clasica de laminado se utiliza para desarrollar estas relaciones [23], en esta teoría se supone que cada lámina es ortotrópica y homogénea [24].

Las deformaciones se pueden escribir como:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.15}$$

La ecuación anterior muestra la relación lineal de las deformaciones en un laminado con las curvaturas del laminado [46].

Si las deformaciones se conocen en cualquier punto a lo largo del espesor del laminado, en una combinación de las ecuaciones anteriores se tiene [24],

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.16}$$

De la ecuación 1.16, la deformación varía linealmente solo a través del espesor de cada lámina [47] como se observa en la figura 1.5.

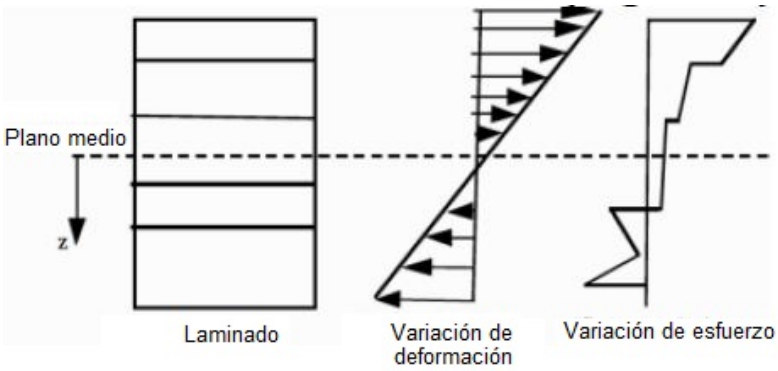


Figura 1.5 – Espesor de la lámina con la variación de esfuerzo y deformación. Modificado de [24].

La ecuación 1.16 indica los esfuerzos en cada lámina en términos de estas incógnitas. Los esfuerzos en cada lámina pueden ser integrados a través del espesor del laminado para obtener fuerzas y momentos como resultados. Si se considera un laminado hecho de n capas como se muestra en la figura 1.6 [24].

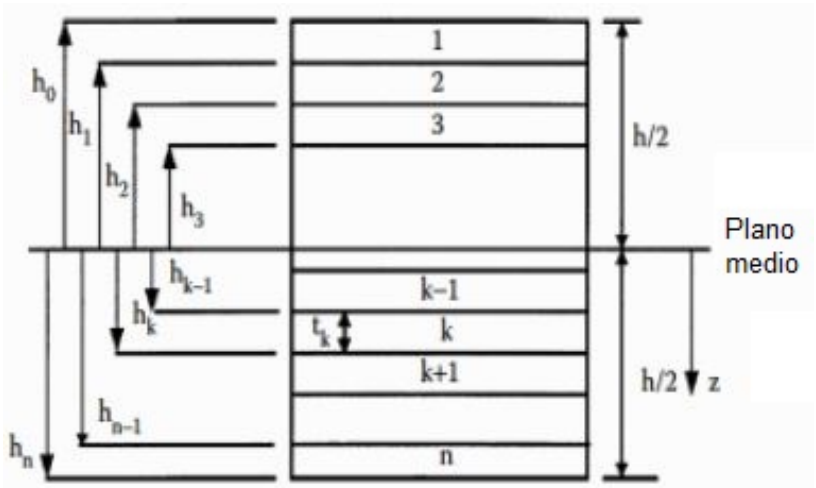


Figura 1.6 – Ubicación de capas en el laminado. Modificado de [24].

Las fuerzas y momentos resultantes se pueden escribir en términos de las deformaciones y las curvaturas del laminado [46],

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.17}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.18}$$

Donde

$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k - h_{k-1})$ $B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{n} [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2)$ $D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{n} [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k^3 - h_{k-1}^3)$

i=1, 2, 6; j=1, 2, 6

Las matrices [A], [B] y [D] son llamadas matrices de rigidez extensional, de acoplamiento y de flexión respectivamente [49]. La combinación de las ecuaciones de fuerzas y momentos tiene como resultado seis ecuaciones lineales simultáneas con seis incógnitas, así [24]:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{13} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{1.19}$$

[A] es una función del espesor de la lámina pero es independiente de la secuencia de apilamiento de las capas. En cambio [B] es dependiente del espesor y el apilamiento de las capas. Cuando un laminado tiene una secuencia de apilamiento simétrica alrededor del plano medio del laminado, [B]=0 y no hay acoplamiento de flexión-extensión [23].

1.4.5.1 Criterio de fallo de Tsai-Wu

Este criterio está formulado para predecir el fallo de los materiales ortotrópicos y se deriva del criterio de Von Mises. Menciona que una lámina falla cuando cumple la siguente condición, en donde los parámetros F_{ij} son función de los parámetros de resistencia [50].

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{21}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \geq 1 \tag{1.20}$$

1.4.6 Caracterización de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono

1.4.6.1 Ensayos destructivos

Probar cada diseño compuesto es una parte importante en el control de calidad y garantía. El realizar prubas permite establecer las propiedades fundamentales del material compuesto y además determinar los cambios en sus propiedades a consecuecia de las condiciones de uso. Se pueden requerir pruebas de tracción o fatiga para determinar que las cargas máximas o mínimas experimentadas por el componente actúan como lo esperado, si el número y/o la orientación de las capas era diferente en la pieza que el especificado en el diseño, o si se observó una carga de fatiga no detectada en la pieza. Las pruebas mecánicas de materiales compuestos generalmente se realizan utilizando las normas

típicas de ASTM. Algunos de los métodos de prueba más comunes para compuestos incluyen en la tabla 1.5 [51, 52].

Tabla 1.5 – Algunos métodos de ensayos comúnes para materiales compuestos [52].

N° ASTM	Título
D 790	Método de ensayo estándar para propiedades de flexión de plásticos no reforzados, reforzados y materiales aislantes eléctricos.
D 2344/D 2344M	Método de ensayo estándar para la resistencia al corte de haz corto de materiales compuestos de matriz polimérica y sus laminados.
D 3039/D 3039M	Método de ensayo estándar para propiedades de tracción de materiales compuestos de matriz polimérica
D 3410/D 3410M	Método de ensayo estándar para propiedades de compresión de materiales compuestos de matriz polimérica con sección de calibre no soportado por carga de corte
D 3479/D 3479M	Método de ensayo estándar para la fatiga tensión-tensión de materiales compuestos de matriz polimérica
D 4255/D 4255M	Guía estándar para probar las propiedades de corte en el plano de los laminados compuestos

En un ensayo a tracción, incluso en dirección de la fibra, los materiales compuestos tejidos pueden presentar una respuesta no lineal a diferencia de materiales compuestos unidireccionales ya que estos normalmente muestran una respuesta linealmente elástica. Este comportamiento puede presentarse como consecuencia de la arquitectura ondulada de los materiales compuestos tejidos, el comportamiento viscoelástico de la matriz y el agrietamiento de la matriz. Esta respuesta de no linealidad se puede presentar especialmente en compuestos con orientaciones que se encuentren fuera del eje de aplicación de la carga. En la figura 1.7 se observa el diagrama carga-deformación para un material que tiene fibras en una orientacion de 45°. Este diagrama puede dividirse en cuatro zonas: la zona 1 es cuando comienza la carga y se observa un comportamiento elástico, este se mantiene hasta aproximadamente un 0.5% de la deformación. A partir de este punto empieza la zona 2, en donde comienza a producirse el agrietamiento de la matriz y a medida que aumenta la carga, la respuesta se vuelve no lineal debido a que la densidad de las grietas de la matriz sigue aumentando. Cuando la deformación alcanza aproxiamdamente un 4%, iniciando la zona 3, en este punto se forman muy pocas grietas nuevas ya que la densidad de las fisuras de la matriz alcanzan un nivel de saturación. A partir de ahora el comportamiento está controlado principalmente por las fibras, estas tienden a reorientarse hacia la dirección de la carga. A este comportamiento se le conoce como espaldera y se dá cada vez que el ángulo entre las direcciones del refuerzo cambia. Este comportamiento continúa hasta aproximadamente el 13% de la deformación en donde el refuerzo empieza a fallar y se da inicio la zona 4. Si al final del diagrama se observa una no linealidad en el resultado esto puede ser resultado de una falla de la fibra en un determinado rango de la deformación axial [53].

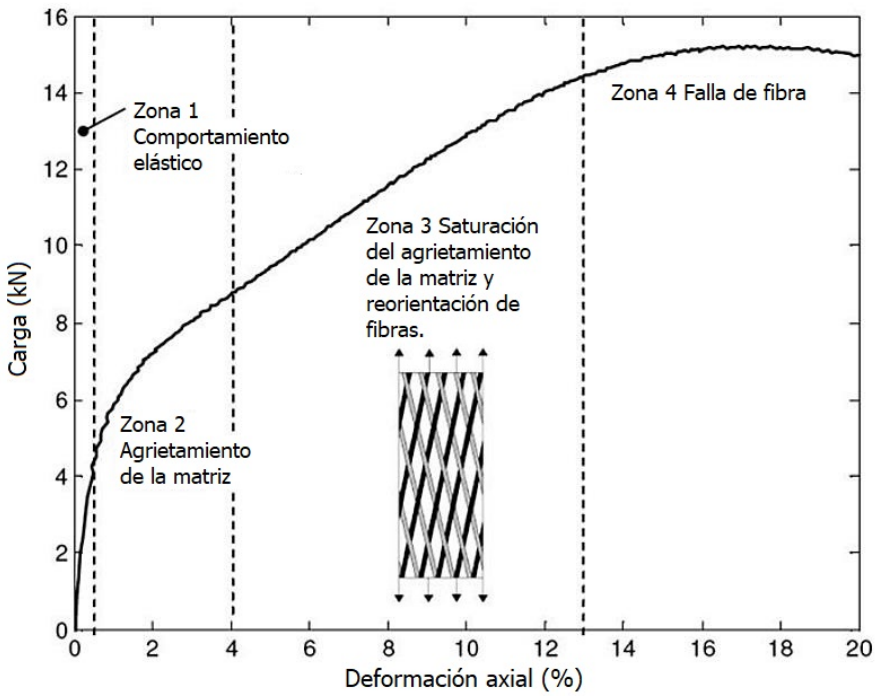


Figura 1.7 – Plasticidad en un material compuesto. Modificado de [53].

1.4.6.2 Delaminación en materiales compuestos

Un material compuesto laminado puede estar formado por varias capas en diferentes orientaciones, con el objetivo de variar las propiedades del compuesto. Esto, sin embargo, puede ser un problema ya que al ser un laminado multicapa las propiedades interlaminares pueden ser bajas y estar propensas a fallas por delaminación. Valores altos de tensiones interlaminares además de que la resistencia trasversal al grosor es generalmente muy baja pueden ser causas de delaminación Las fibras del refuerzo no brindan un refuerzo a través del grosor y esto ocasiona que en esta dirección se dependa de la matriz para transportar cargas. La delaminación se define como un mecanismo de falla crítica en los compuestos laminado de matriz polimérica reforzados con fibra, este comportamiento diferencia claramente a los materiales compuestos de las estructuras metálicas. La delaminación puede ocurrir durante la fabricación, presentándose como huecos o discontinuidades en el material, además eventos externos como el impacto a baja velocidad, tensiones residuales generadas por la humedad, la temperatura, etc., también pueden provocar delaminación. Las tensiones residuales se desarrollan durante el curado a temperatura elevada de las piezas compuestas y generan deformaciones físicas o microfisuración de la matriz. La microfisuración provoca la disminución de las propiedades mecánicas del laminado, incluidos los módulos, el coeficiente de Poisson y el coeficiente de expansión térmica. El microfisuramiento pude general de manera secundaria daños como delaminaciones, rotura de fibras y creación de vías para la entrada de humedad y otros fluidos y se sabe que este modo de daño influye en la falla prematura del laminado, de igual manera la delaminación, para todos los casos, podría causar una falla prematura [6, 54–57].

1.4.7 Conclusión

La secuencia de apilado que se encuentre definida para un compuesto laminado en particular se relaciona de forma directa con las propiedades del producto final. Esto debido a que la orientación de las fibras son las que determinan que configuración puede resultar la más adecuada para alcanzar las propiedades y características que determinan un material compuesto de este tipo.

El proceso de laminado es una ténica que se ha venido desarrollando décadas atrás y es por eso que se cuenta con parámetros inciales para establecer, teoricamente, secuencias de apilado dentro de esta técnica. Sin embargo, siempre se debe tener en cuenta como limitantes el proceso de manufactura y los costos que este genera.

Mediante ensayos experimentales y simulación se pueden realizar comparaciones de resultados y establecer una base de datos con información útil sobre el material para ser aplicados en componentes prácticos y reales.

1.5 Marco Metodológico

Para el análisis de los parámetros antes mencionados se desarrollará una investigación de tipo experimental mediante la caracterización de las propiedades tensiles del material compuesto, se validadrán estos resultados mediante un software especializado y finalmente se realizará una comparación analítica entre los resultados de ambos procesos. El trabajo se divide en las siguientes fases:

Fase 1

En esta fase se realiza un estudio de tipo descriptivo mediante la revisión bibliográfica sobre caracterización de un material compuesto laminado reforzado con fibra de carbono.

Fase 2

La Fase 2 incluye estudios exploratorios y experimentales mediante los cuales se diseña y fabrica las probetas para sus posteriores ensayos mecánicos y validación en un software especializado.

Fase 3

Se realiza un estudio correlacional en donde se vincula la parte analítica de validación realizada en el software y los resultados obtenidos de la parte experimental mediante una comparación de los mismos.

Fase 4

La fase final incluye una parte analítica en donde se interpreta la información de acuerdo a los resultados obtenidos además de la bibliografía revisada con el fin de establecer una base de datos útil para el desarrollo de productos de este material, considerando caracterísiticas y propiedades relacionada con la orientación de las láminas en el proceso de apilamiento.

1.5.1 Diseño de la Investigación

1.5.1.1 Preparación de las probetas y ejecución de ensayos mecánicos mediante la Norma ASTM D3039/D3039M - 14. Ver figura 1.8.

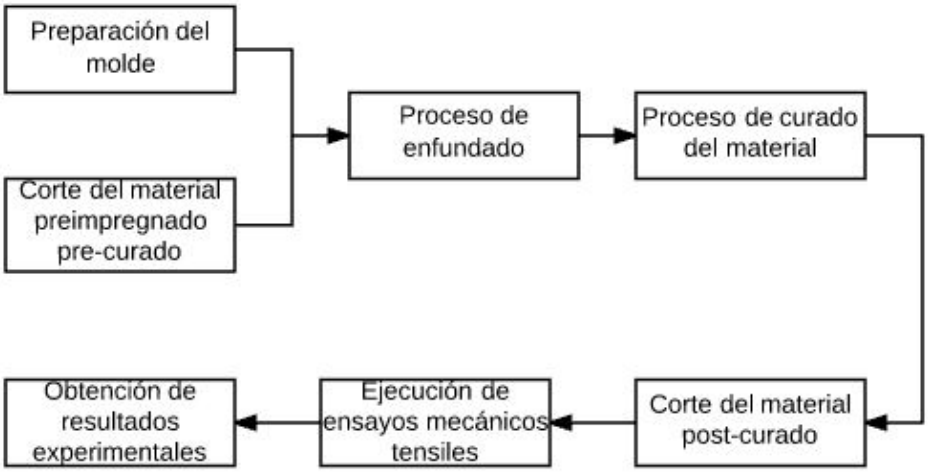


Figura 1.8 – Proceso para la preparación y ensayo de las probetas.

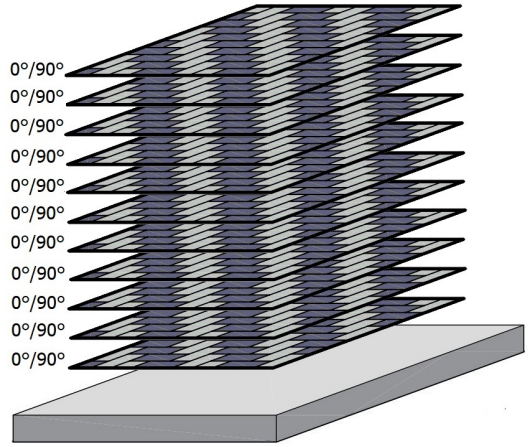
El laboratorio LabAMiT del grupo GIIT proporcionó los recursos, para que en conjuto con el grupo GiMaT, se pueda preparar las probetas. Los materiales compuestos utilizados en esta investigación son laminados preimpregnados de matriz epóxica reforzados con tejidos de fibras de carbono. La ficha técnica del material preimpregnado se muestra en el Anexo A.1.

Un total de 20 probetas fueron fabricadas y se encuentran distribuidas de acuerdo a la secuencia de apilamiento como se muestra en la tabla 1.6.

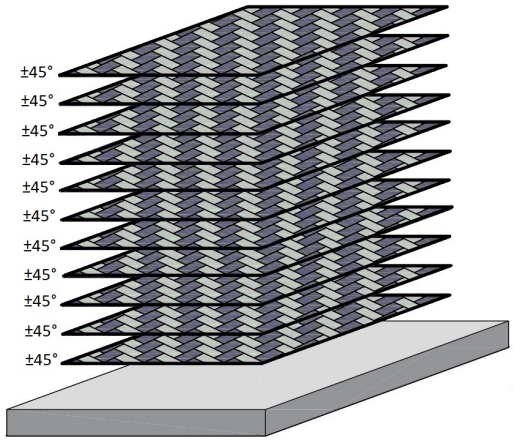
Tabla 1.6 – Distribución de probetas de acuerdo a la secuencia de apilado

Cantidad de probetas	Secuencia de apilamiento	Designación en el ensayo
5	$[(0/90)_{11}]_T$	1-1, 1-2, 1-3, 1-4, 1-5
5	$[(\pm 45)_{11}]_T$	2-1, 2-2, 2-3, 2-4, 2-5
5	$[(30/-60)_{11}]_T$	3-1, 3-2, 3-3, 3-4, 3-5
5	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	4-1, 4-2, 4-3, 4-4, 4-5

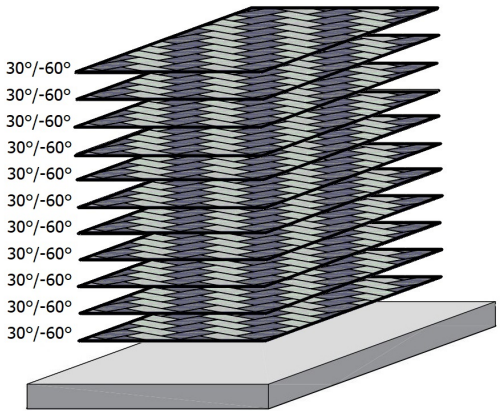
La arquitectura de los tipos de probetas a ser fabricadas se observa de mejor manera en la 1.9.



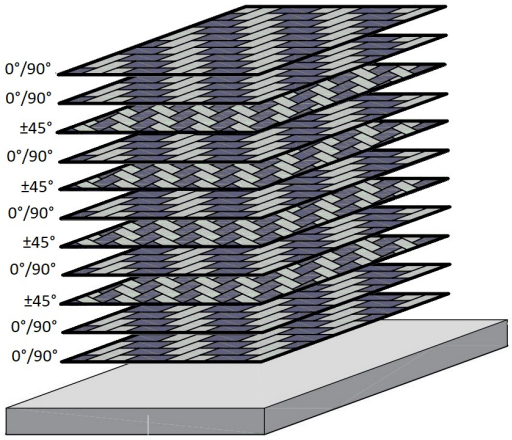
(a) Tipo 1



(b) Tipo 2



(c) Tipo 3



(d) Tipo 4

Figura 1.9 – Tipos de arquitecturas de las probetas

Todas las probetas seguirán el proceso de preparación que se describe a continuación:

1. Colocar cera desmoldeante en la base de aluminio.
2. Colocar alcohol polivinílico en la base a de aluminio y secarlo por 15 minutos a 98 °C.
3. Paralelamente al paso anterior se corta las probetas considerando las dimensiones para el proceso de mecanizado.
4. Colocar las láminas de prepreg sobre la capa de alcohol.
5. Colocar la película porosa, el respirador, la cinta selladora y la bolsa de vacío en conjunto con su válvula, de acuerdo a como se muestra en la figura 1.10

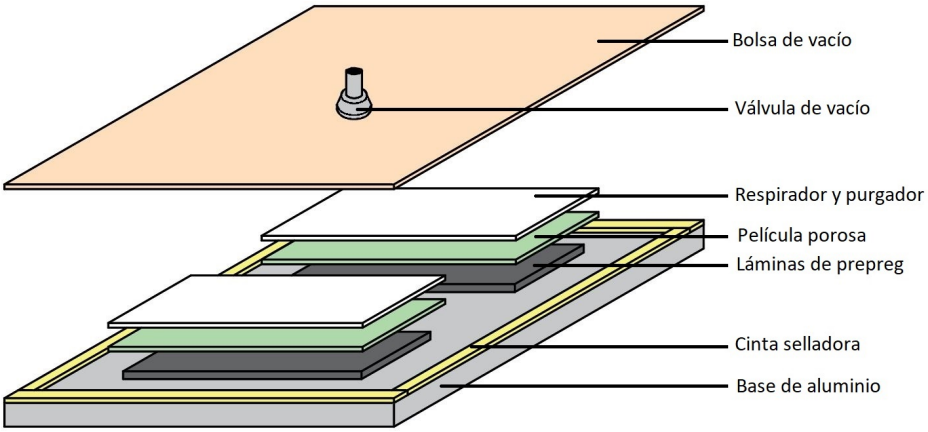


Figura 1.10 – Esquema de preparación de vacío.

6. La base de aluminio en conjunto con lo anterior deberán ser puestos dentro del horno para realizar el proceso de curado a una presión de 70 KPa. Se inicia a temperatura ambiente y alcanza una temperatura de 154 °C a una velocidad de 1000 °C/h, como se observa en la figura 1.11. Las probetas podrán retirarse del horno cuando el interior de este alcance una temperatura de 60 °C o menor.

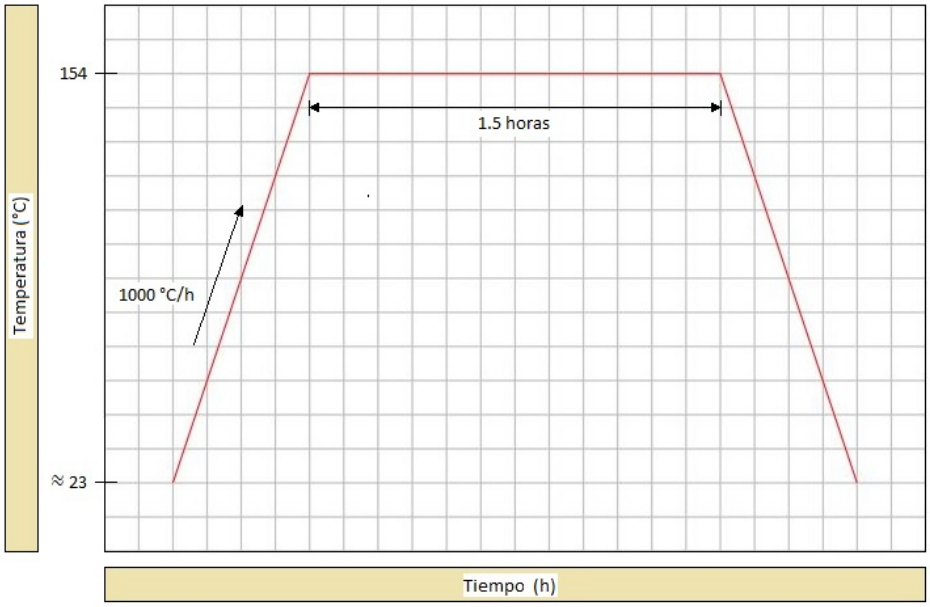


Figura 1.11 – Diagrama para proceso de curado.

7. Las probetas, para optimización del material, fueron fabricadas en series de tres y de dos, es decir se obtuvieron placas de donde se pueden obtener tres o dos probetas luego del proceso de mecanizado.

   El corte de las probetas se realizó utilizando un disco de corte montado en una fresadora bajo los parámetros mostrados en la tabla 1.7. El corte de las probetas se compone de dos fases: corte longitudinal y corte transversal con ayuda de un utillaje unicamente desarrollado para el corte de las probetas.

Tabla 1.7 – Parámetros de corte

Parámetros de corte	
V. Husillo (RPM)	1320
V. Avance (mm/min)	374

Las propiedades de un laminado compuesto plano pueden determinarse mediante pruebas de tensión estática de acuerdo con la norma ASTM D3039 [9]. Los ensayos se realizaron utilizando una máquina de la marca TestResources modelo 315 Family Universal Test Machine además de extensómetros marca Epsilon modelo SN E98328. Cabe mencionar que las probetas fueron divididas en dos grupos: 11 probetas fueron ensayadas con extensómetro y 9 probetas ensayadas sin el uso del mismo. En la tabla 1.8 se indica las propiedades que se prevé se puedan obtener de acuerdo al tipo de ensayo realziado.

Tabla 1.8 – Distribución de las probetas para los ensayos mecánicos.

Probetas	**Esfuerzo máximo**	**Esfuerzo a la fluencia**	**Módulo de Young**	**Coieficiente de Poisson**
	σ_{max}	σ_y	E	ν
1-1	X	X		
1-2	X	X		
1-3	X	X		
1-4	X	X	X	X
1-5	X	X	X	X
2-1	X	X	X	X
2-2	X	X		
2-3	X	X		
2-4	X	X	X	X
2-5	X	X	X	X
3-1	X	X		
3-2	X	X		
3-3	X	X		
3-4	X	X	X	X
3-5	X	X	X	X
4-1	X	X		
4-2	X	X		
4-3	X	X	X	X
4-4	X	X		
4-5	X	X	X	X

1.5.1.2 Análisis de resultados experimentales y validación mediante software especializado. Ver figura 1.12.

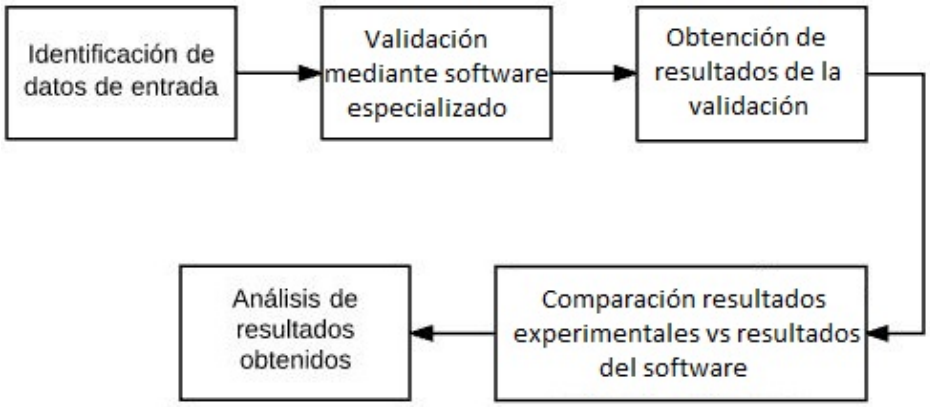
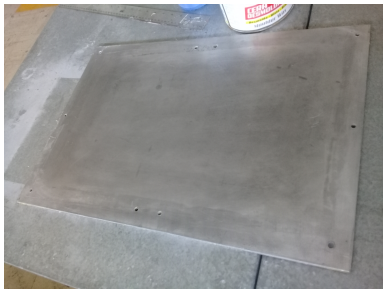


Figura 1.12 – Metodología para el análisis de resultados.

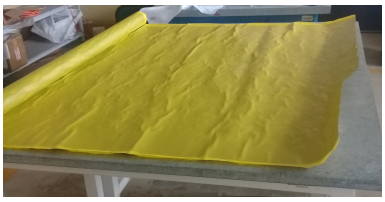
1.6 Resultados

1.6.1 Resultados del proceso de laminado

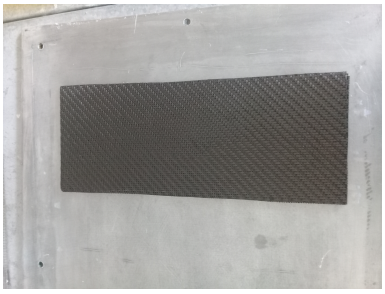
El proceso de preparación de las probetas antes del mecanizado se observa en la figura 1.13.



(a) Cera y alcohol polivinilico



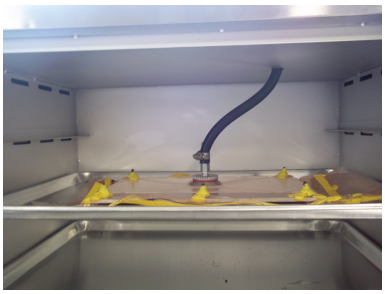
(b) Corte del material



(c) Laminado

(d) Película porosa

(e) Respirador

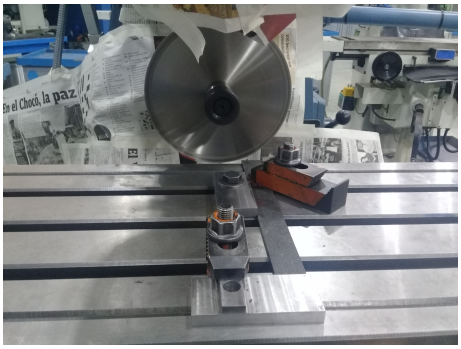


(f) Vacío y curado

Figura 1.13 – Preparación de las probetas antes del mecanizado

El proceso de mecanizado se observa en la figura 1.14

(a) Corte longitudinal



(b) Corte transversal

Figura 1.14 – Mecanizado de las probetas.

El lote de probetas para ser ensayadas se observan en la figura 1.15.

Figura 1.15 – Lote de probetas.

Las dimensiones de las probetas fabricadas se observan en la tabla 1.9

Tabla 1.9 – Dimensiones de las probetas

N° de probeta	Longitud (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm)	N° de probeta	Longitud (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm)
1-1	250	25.2	2.7	68.9	3-1	250	25.3	2.6	66.5
1-2	249.5	25.3	3.5	88.8	3-2	250	25.2	2.6	66.1
1-3	250.5	25.3	3.5	88.0	3-3	250	25.2	2.6	66.4
1-4	250	25.4	3.5	88.2	3-4	250	25.4	2.6	66.7
1-5	250	25.3	2.6	66.2	3-5	250	25.4	2.6	65.4
2-1	250	25.2	2.6	66.1	4-1	250	25.3	2.6	66.5
2-2	250	25.2	2.6	66.1	4-2	250	25.3	2.6	65.5
2-3	250.5	25.4	2.6	66.4	4-3	250	25.2	2.6	65.9
2-4	250	25.2	2.6	65.9	4-4	250	25.2	2.7	67.1
2-5	250	25.2	2.6	66.1	4-5	250	25.3	2.6	65.4

1.6.2 Resultados de ensayos mecánicos

Después de los resultados de los ensayos mecánicos, para realizar el análisis de las propiedades tensiles fue necesario seguir la secuencia mostrada en la figura 1.16.

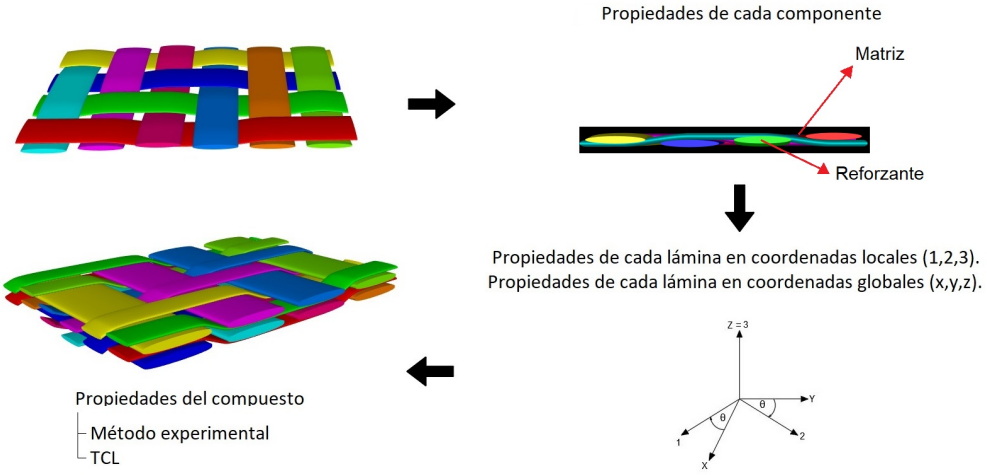


Figura 1.16 – Proceso para el análisis mecánico del material.

Los ensayos realizados son de tracción, en la figura 1.17 se esquematiza estos ensayos para los distintos tipos de probetas, en donde las flechas indican la dirección de la carga aplicada.

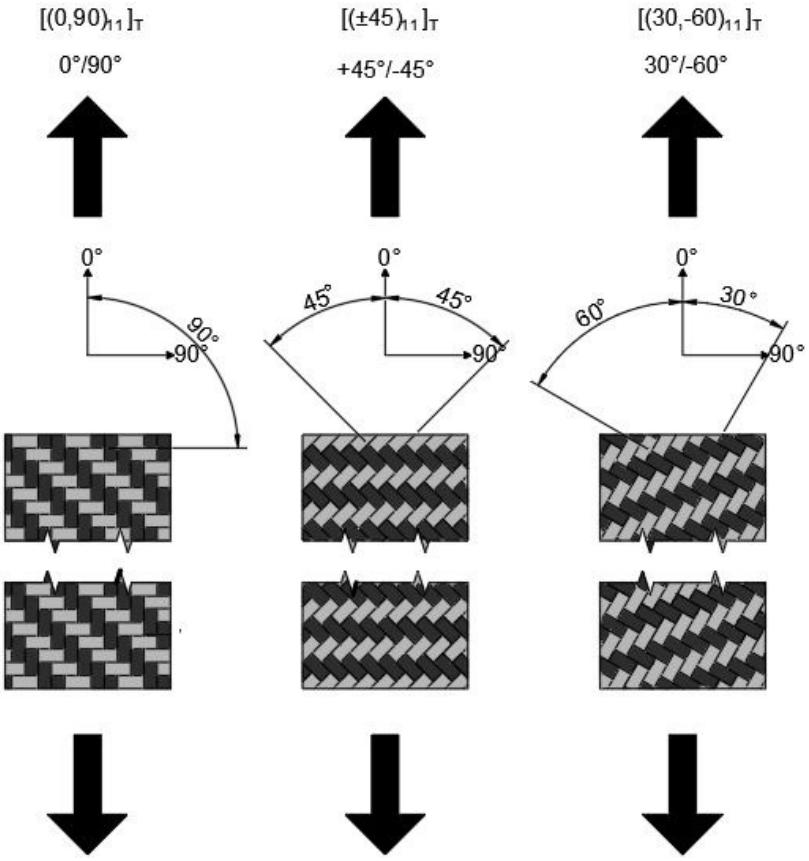


Figura 1.17 – Esquema de los ensayos a tracción realizados

En la figura 1.18 se observa el montaje de las probetas con y sin extensómetro en la máquina de ensayos mecánicos.

(a) Montaje con extensómetro

(b) Montaje sin extensómetro

Figura 1.18 – Montaje de las probetas.

La Norma ASTM D3039 muestra los fallos típicos que pueden presentarse en las probetas después de ser ensayadas. Estos se observan en la figura 1.19.

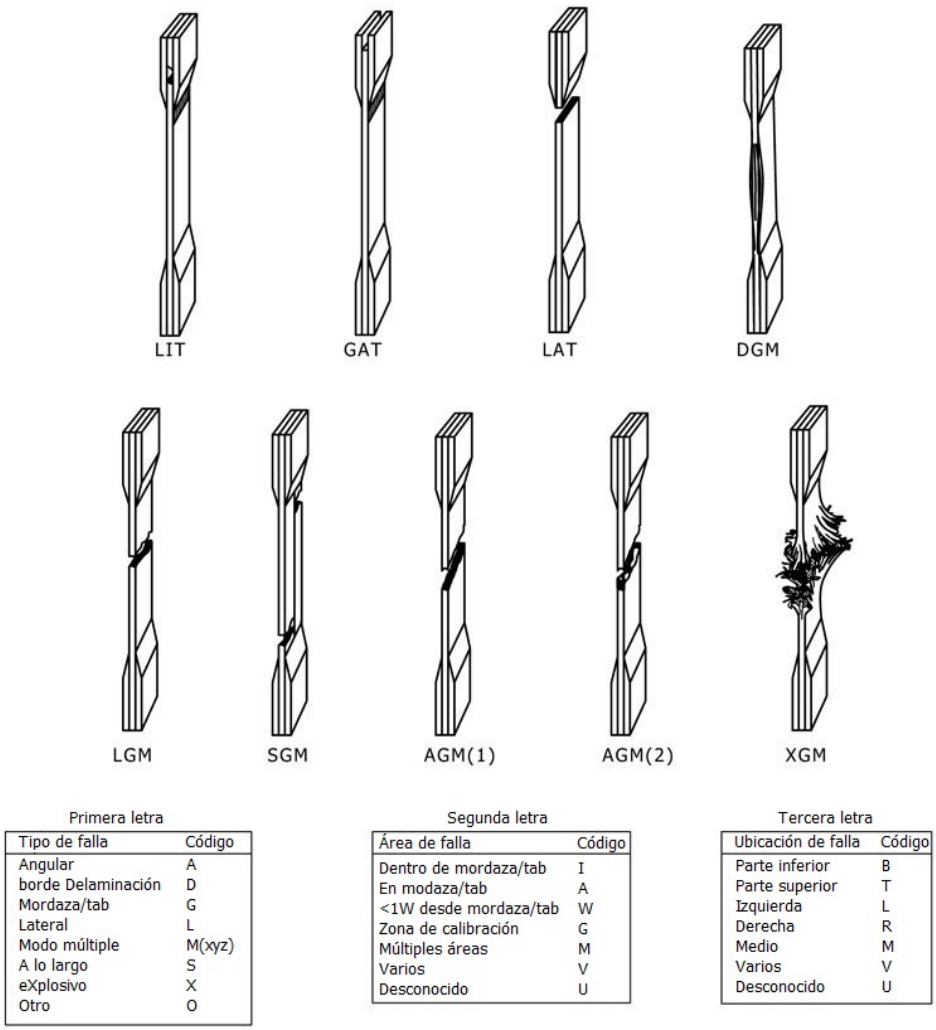


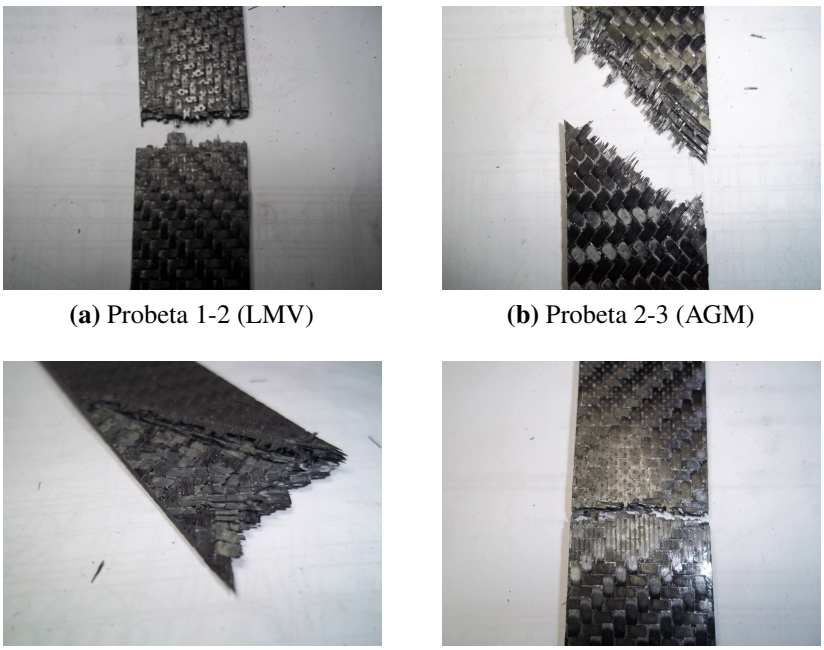
Figura 1.19 – Fallos típicos de acuerdo a la Norma ASTM D3039. Modificado de [58].

En los ensayos realizados en esta investigación los tipos de fallos que se presentaron en las probetas ensayados son los mostrados en la tabla 1.10.

Tabla 1.10 – Tipo de fallo en las probetas

Designación en el ensayo	Tipo de laminado	Tipo de fallo	Designación en el ensayo	Tipo de laminado	Tipo de fallo
1-1	$[(0/90)_{11}]_T$	LAT	3-1	$[(30/-60)_{11}]_T$	DGM
1-2	$[(0/90)_{11}]_T$	LMV	3-2	$[(30/-60)_{11}]_T$	DGM
1-3	$[(0/90)_{11}]_T$	LAT	3-3	$[(30/-60)_{11}]_T$	DGM
1-4	$[(0/90)_{11}]_T$	LAT	3-4	$[(30/-60)_{11}]_T$	LGM
1-5	$[(0/90)_{11}]_T$	LAT	3-5	$[(30/-60)_{11}]_T$	LGM
2-1	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	4-1	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	LAT
2-2	$[(\pm 45)_{11}]_T$	AGM (2)	4-2	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	LAT
2-3	$[(\pm 45)_{11}]_T$	AGM (2)	4-3	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	LAT
2-4	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	4-4	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	LAT
2-5	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	4-5	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	LAT

Algunas zonas de fractura típicas producidas en las probetas ensayadas son presentadas en la figura 1.20.



(a) Probeta 1-2 (LMV) **(b)** Probeta 2-3 (AGM)

(c) Probeta 3-3 (DGM) **(d)** Probeta 4-4 (LAT)

Figura 1.20 – Probetas después de los ensayos.

Los resultados para las propiedades tensiles se muestran en la tabla 1.11 y en la tabla 1.12 los promedios de estas propiedades las cuales fueron determinadas de acuerdo a lo establecido en la Norma ASTM D3039 [58]. La desviación estándar es mostrada entre paréntesis.

Tabla 1.11 – Propiedades tensiles de las probetas.

Designación en el ensayo	Tipo de laminado	Esfuerzo máximo (MPa)	Deformación máxima (%)	Módulo de elasticidad (GPa)	Esfuerzo a la fluencia (MPa)	Coeficiente de Poisson	Esfuerzo máximo específico (MPa/$g \cdot cm^{-3}$)	Módulo de Young específico (GPa/$g \cdot cm^{-3}$)
1-1	$[(0/90)_{11}]_T$	413.361	*3.996	N/A	413.361	N/A	262.250	N/A
1-2	$[(0/90)_{11}]_T$	287.861	*5.108	N/A	287.861	N/A	182.629	N/A
1-3	$[(0/90)_{11}]_T$	274.702	*4.586	N/A	274.702	N/A	174.280	N/A
1-4	$[(0/90)_{11}]_T$	239.585	0.562	41.217	239.585	0.023	152.001	26.149
1-5	$[(0/90)_{11}]_T$	443.123	0.786	55.547	443.123	0.051	281.132	35.241
2-1	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	N/A	9.029	44.016	0.486	N/A	5.728
2-2	$[(\pm 45)_{11}]_T$	159.278	*15.804	N/A	46.153	N/A	101.052	N/A
2-3	$[(\pm 45)_{11}]_T$	161.668	*16.724	N/A	50.059	N/A	102.567	N/A
2-4	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	N/A	11.293	59.464	0.458	N/A	7.165
2-5	$[(\pm 45)_{11}]_T$	N/A	N/A	10.716	56.876	0.441	N/A	6.799
3-1	$[(-30/60)_{11}]_T$	211.133	*3.008	N/A	211.133	N/A	133.950	N/A
3-2	$[(-30/60)_{11}]_T$	215.260	*3.110	N/A	215.260	N/A	136.568	N/A
3-3	$[(-30/60)_{11}]_T$	213.316	*3.188	N/A	213.316	N/A	135.335	N/A
3-4	$[(-30/60)_{11}]_T$	320.218	1.353	27.452	319.869	0.288	203.157	17.416
3-5	$[(-30/60)_{11}]_T$	319.244	1.343	27.203	318.706	0.300	202.539	17.258
4-1	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	388.001	*4.032	N/A	388.001	N/A	246.161	N/A
4-2	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	373.399	*3.455	N/A	373.399	N/A	236.897	N/A
4-3	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	394.706	0.860	45.166	394.706	0.135	250.414	28.655
4-4	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	401.914	*3.917	N/A	401.914	N/A	254.988	N/A
4-5	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	428.409	0.900	52.212	427.659	N/A	271.797	33.125

* Valores obtenidos sin el uso del extensómetro

Tabla 1.12 – Promedios de las propiedades tensiles de las probetas.

Designación en el ensayo	Tipo de laminado	Esfuerzo máximo MPa	Deformación máxima (%)	Módulo de elasticidad GPa	Esfuerzo a la fluencia MPa	Coeficiente de Poisson	Esfuerzo máximo específico (MPa/$g \cdot cm^{-3}$)	Módulo de Young específico (GPa/$g \cdot cm^{-3}$)
1	$[(0/90)_{11}]_T$	331.727(90.470)	0.674(0.159)	48.382(10.133)	331.727(90.470)	0.037(0.020)	210.459(57.397)	30.695(6.429)
3	$[(30/-60)_{11}]_T$	255.834(58.349)	1.348(0.007)	27.328(0.176)	255.657(58.107)	0.294(0.008)	162.310(37.018)	17.337(0.112)
2	$[(\pm 45)_{11}]_T$	160.473(1.690)	N/A	10.346(1.176)	51.314(6.687)	0.462(0.023)	101.810(1.072)	6.564(0.746)
4	$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	397.286(20.332)	0.880(0.029)	48.689(4.982)	397.136(20.045)	0.135	252.051(12.899)	30.890(3.161)

En las figuras 1.21 - 1.24 se muestran los resultados promedios de de esfuerzo máximo, módulo de Young, esfuerzo de fluencia y coeficiente de Poisson correspondientes a las probetas ensayadas. En los anexos, se puede observar las curvas de esfuerzo-deformación de los datos experimentales en las figuras C.1 - C.19.

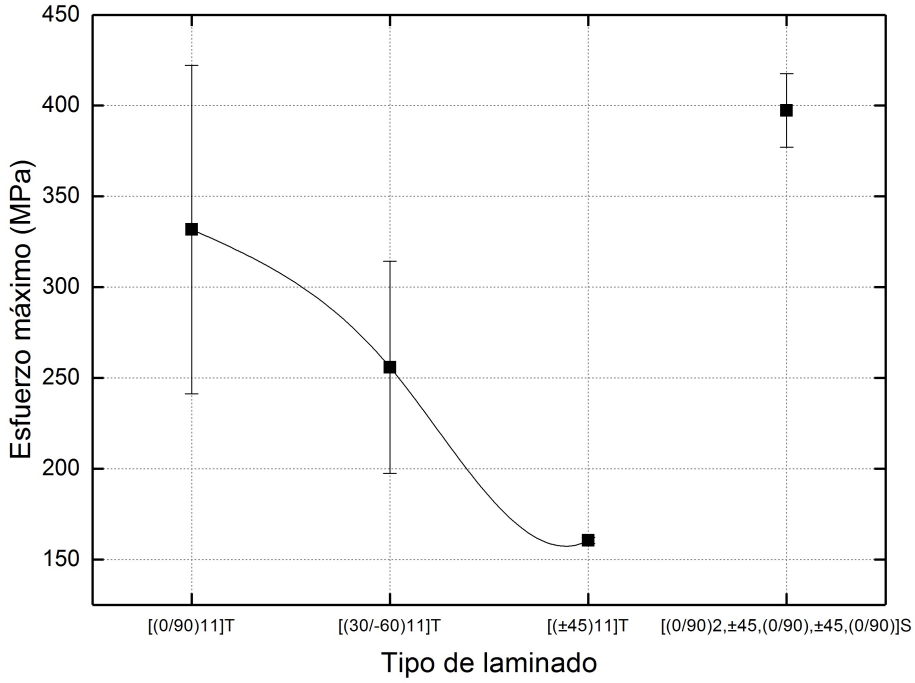


Figura 1.21 – Esfuerzos máximos promedios.

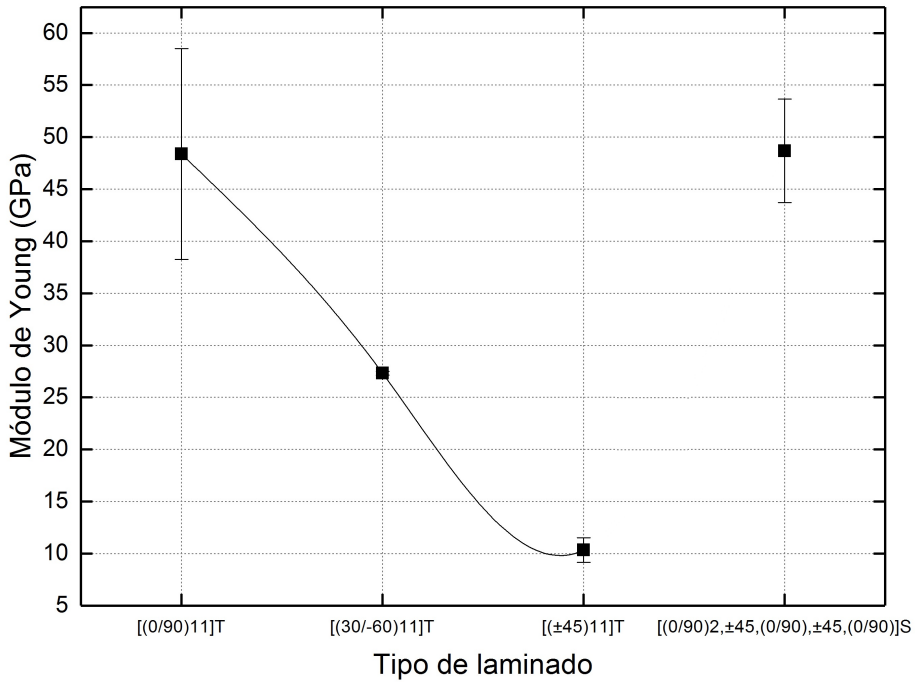


Figura 1.22 – Módulos de elasticidad promedios.

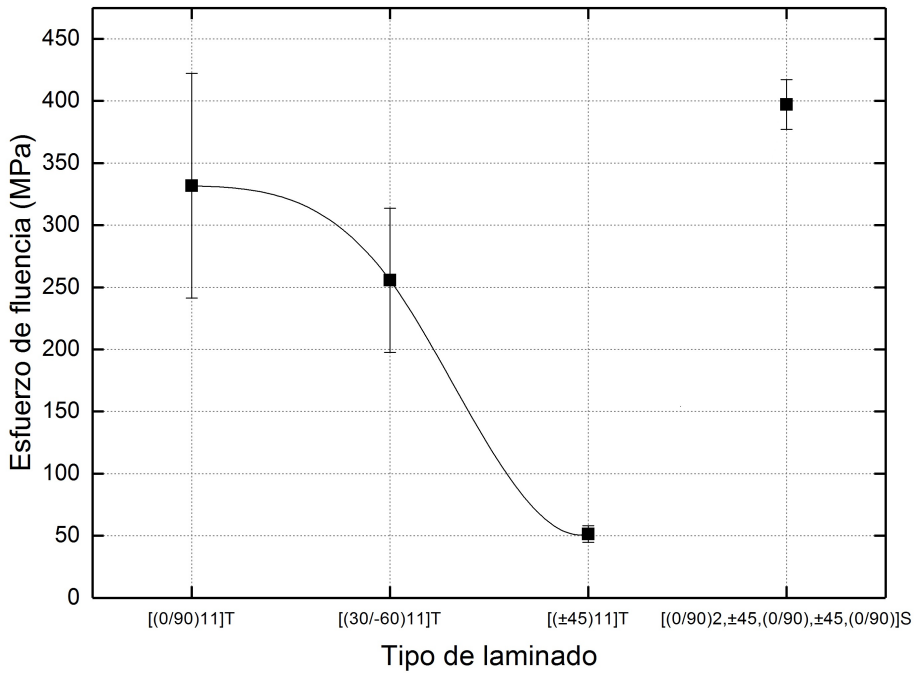


Figura 1.23 – Esfuerzos de fluencia promedios.

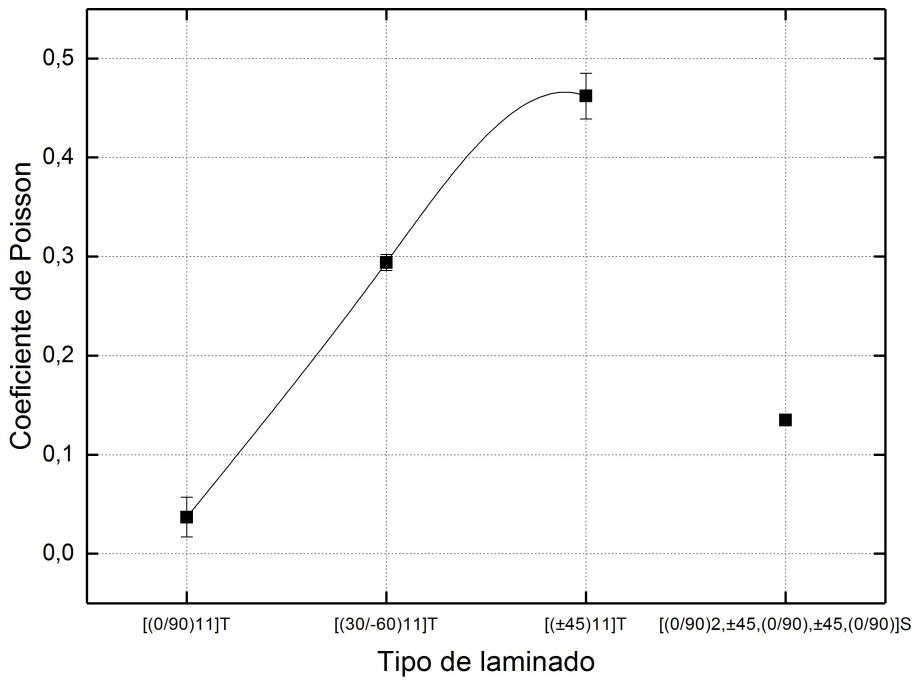


Figura 1.24 – Coeficientes de Poisson promedios.

En la figura 1.21 se observa la relación entre la orientación de las fibras y el esfuerzo máximo desarrollado por cada configuración. A medida que se incrementa el ángulo de orientación con respecto a la dirección de la carga tensil la resistencia de los compuestos disminuye progresivamente. Es decir, existe una relación inversa entre estos dos parámetros.

Para evaluar si las diferencias entre las propiedades tensiles son estadísticamente significativas entre cada configuración se realizó un análisis de varianza ANOVA que permite establecer con un nivel de confianza del 95% si las medias son significativamente diferentes. El procesamiento mencionado ejecuta un análisis de varianza de un factor para esfuerzo a tracción y compara los valores medios de esta propiedades para los tres diferentes niveles de configuación: $[(0/90)_{11}]_T$, $[(\pm 45)_{11}]_T$ y $[(30/-60)_{11}]_T$.

La tabla 1.13 resume los estadísticos pricipales de esfuerzo para cada uno de los tres niveles de configuración. La intención principal del análisis de varianza de un factor es la de comparar las medias de los diferentes niveles..

Tabla 1.13 – Resumen estadístico para esfuerzo a tracción.

Configuración	Recuento	Promedio	Desviación Estándar	Coeficiente de Variación	Mínimo	Máximo	Rango	Sesgo Estandarizado	Curtosis Estandarizada
30	5	255.83	58.353	22.81%	211.1	320.2	109.1	0.553	-1.5191
45	2	160.473	1.690	1.05%	159.3	161.7	2.39		
90	5	331.726	90.470	27.27%	239.6	443.1	203.5	0.449	-1.22631
Total	12	271.561	90.6442	33.38%	159.3	443.1	283.8	0.985	-0.174524

La tabla ANOVA, tabla 1.14, descompone la varianza de esfuerzo a tracción en dos componentes: un componente *entre grupos* y un componente *dentro de grupos*. La razón-F, que en este caso es igual a 4.27243, es el cociente entre el estimado *entre grupos* y el estimado *dentro de grupos*. Puesto que el valor-P de la prueba-F es menor que 0.05, existe una diferencia estadísticamente significatica entre la media de esfuerzo a tracción entre un nivel de configuración y otro, con un nivel del 95% de confianza.

Tabla 1.14 – Tabla ANOVA para esfuerzo a tracción.

Fuente	Suma de cuadrados	GI	Cuadrado Medio	Razón-F	Valor-P
Entre grupos	44017.80	2	22008.9	4.27	0.0496
Intra grupos	46362.4	9	5151.38		
Total (Corr.)	90380.1	11			

La tabla 1.15 muestra la media para esfuerzo a tracción para cada nivel de configuración. También muestra el error estándar de cada media, el cual es una medida de la variabilidad de su muestreo. El error estándar es el resultado de dividir la desviación estándar mancomunada entre el número de observaciones en cada nivel. La tabla también muestra un intervalo alrededor de cada media. Los intervalos mostrados actualmente están basados en el procedimiento de la diferencia mínima significativa (LSD) de Fisher. Están construidos de tal manera que si dos medias son iguales, sus intervalos se traslaparán un 95% de las veces.

Tabla 1.15 – Tabla de medias para esfuerzo a tracción por configuración con intervalos de confianza del 95%

Configuración	Casos	Media	Error estándar (s agrupada)	Límite inferior	Límite superior
30	5	255.83	32.0979	204.487	307.174
45	2	160.473	50.7512	79.2918	241.654
90	5	331.726	32.0979	280.383	383.07
Total	12	217.561			

En la tabla 1.16 se aplica un procedimiento de comparación múltiple para determinar cuáles medias son significativamente diferentes de otras, se han identificado dos grupos homogéneos según la alineación de las X's en columnas. No existen diferencias estadísticamente significativas entre aquellos niveles que compartan una misma columna de X's. La tabla 1.17 muestra las diferencias entre cada par de medias. El asterico colocado indica que este par muestra diferencias estadísticamente significativas con un nivel del 95% de confianza. El método empleado actualmente para discriminar entre las medias es el procedimiento de diferencia mínima significativa (LSD) de Fisher. Con este método hay un riesgo del 5% al decir que cada par de medias es significativamente diferente, cuando la diferencia real es igual a 0.

Tabla 1.16 – Comparación múltiple para grupos homogéneos de esfuerzo a tracción.

Configuración	Casos	Media	Grupos Homogéneos
45	2	160.473	X
30	5	255.83	XX
90	5	331.726	X

Tabla 1.17 – Comparación múltiple para diferencias significativas de esfuerzo a tracción.

Contraste	Sig.	Diferencia	+/- Límites
30-45		95.3572	135.842
30-90		-75.8962	105.687
45-90	*	-171.253	135.842

* Indica una diferencia significativa

En la figura D.1 de anexos se indica las medias para esfuerzo a tracción en función de la configuración.

De manera similar, se ejecuta un análisis de varianza para el Módulo de Young. La tabla 1.18 muestra la tabla ANOVA, esta descompone el módulo de Young en dos componentes: un componente *entre grupos* y un componente *dentro de grupos*. La razón-F, que en este caso es igual a 33.0044, es el cociente *entre grupos* y el estimado *dentro de grupos*. El valor-P de la prueba-F es

menor que 0.05 y esto indica que existe una diferencia estadísticamente significativa entre la media de Módulo de Young entre un nivel de configuración y otro, con un nivel de 95% de confianza.

Tabla 1.18 – Tabla ANOVA para módulo de Young

Fuente	Suma de Cuadrados	GI	Cuadrado Medio	Razón-F	Valor-P
Entre grupos	1740.55	2	870.273	33.00	0.0033
Intra grupos	105.474	4	26.2684		
Total (Corr.)	1846.02	6			

La tabla 1.19 se muestra la media de Módulo de Young para cada nivel de configuración. También se muestra el error estándar de cada media, el cual es una medida de la variabilidad de su muestreo. El error estándar es el resultado de dividir la desviación estándar mancomunada entre el número de observaciones en cada nivel. La tabla también muestra un intervalo un intervalo alrededor de cada media. Los intervalos mostrados actualmente están basados en el procedimiento de la diferencia mínima significativa (LSD) de Fisher. Están construidos de tal manera que, si dos medias son iguales, sus intervalos se traslapan 95% de las veces.

Tabla 1.19 – Tabla de medias para Módulo de Young por configuración con intervalos de confianza del 95%

Configuración	Casos	Media	Error estándar (s agrupada)	Límite inferior	Límite superior
30	2	27.3375	3.63101	20.1989	34.4561
45	3	10.346	2.9647	4.52555	16.1665
90	2	4.382	3.63101	41.2534	55.5106
Total	7	26.0653			

La tabla 1.20 muestra que se han identificado 3 grupos homogéneos según la alineación de las X's en columnas, aplicando la compración mútiple. El método empelado actualmente para discriminar entre las medias es el procedimietno de difrerencia mínima significativa (LSD) de Fisher. En la tabla 1.21 el asterisco que se encuentra al lado de los tres pares indica que estos pares muestran diferencias estadísticamente significativas con un nivel deñ 95% de confianza.

Tabla 1.20 – Comparación múltiple para grupos homogéneos de Módulo de Young.

Configuración	Casos	Media	Grupos Homogéneos
45	3	10.346	X
30	2	27.328	X
90	2	48.382	X

Tabla 1.21 – Comparación múltiple para diferencias significativas para Módulo de Young.

Contraste	Sig.	Diferencia	+/- Límites
30-45	*	16.9815	13.015
30-90	*	-21.0545	14.257
45-90	*	-38.036	13.015

* Indica una diferencia significativa

En la figura D.2 de anexos se indica las medias para módulo de Young en función de la configuración.

De acuerdo a la literatura revisada para compuestos poliméricos epoxy-carbono en configuraciones de tejido a 0°/90° los valores de esfuerzo máximo oscilan entre 462 [7] y 1185 [32] MPa, mientras que el módulo de Young toma valores entre 57 y 71 GPa [32]. Para configuraciones de tejido a ±45° los valores de esfuerzo máximo bordean los 75 MPa y el módulo de Young cerca de 5 GPa [28]. Los valores más altos obedecen al proceso de Autoclave utilizado y la diferencia entre los valores reportados por literatura y los obtenidos experimentalmente obedecen al proceso de manufactura, el estado de conservación de los preimpregnados y a la cantidad mínima de probetas.

En un laminado de tipo $[(0/90)_{11}]_T$ se logra mayores valores para Módulo de Young cuando la carga aplicada tiene una orientación a 0° y 90°, mientras que los valores de coeficiente de Poisson son más altos cuando la carga es aplicada en ángulos de ±45°. Este laminado se define como anisotrópico pues solo alcanza valores máximos de las propiedades en orientaciones determinadas de la carga, como se observa en la carta polar de la figura 1.25. La anisotropía tambien se presenta para las configuraciones de $[(30/-60)_{11}]_T$ y $[(\pm 45)_{11}]_T$.

Para los laminados de $[(30/-60)_{11}]_T$ los valores máximos de Módulo de Young se alcanzan unicamente cuando la carga es aplicada en ángulos cercanos a ±45° y el coeficiente de Poisson es elevado cuando la carga es aplicada a 0° y 90°, como indica la carta polar de la figura 1.26. Para los laminados con la configuración de $[(\pm 45)_{11}]_T$ los valores máximos para módulo se alcanzan cuando la carga es aplicada en orientaciones a ±45° y para el coeficiente de Poisson se comporta de manera similar a la configuración de $[(30/-60)_{11}]_T$ como se observa en la figura 1.27.

Las probetas de tipo 3, con la configuración $[(30/-60)_{11}]_T$, no están balanceadas ya que las fibras se encuentran en dos direcciones como se muestra en la figura 1.17, esto genera que el material tienda a responder como un compuesto unidireccional (aunque no alcanza su máxima resistencia). En estas condiciones se sub-utiliza la característica de tejido del preimpregnado, por lo tanto no se recomienda esta configuración. Este comportamiendo es evaluado en el software indicando los resultados mostrados en la tabla 1.22.

La carta polar mostrada en la figura 1.25 corresponde al laminado de tipo balanceado y simétrico, es decir, $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$, es cuasi-isotrópico debido que tiende a presentar propiedades similares idependientemente de la dirección de la carga, esta característica es de gran importancia cuando se desea diseñar componenetes que estarán sometidos a cargas externas en

diferentes orientaciones.

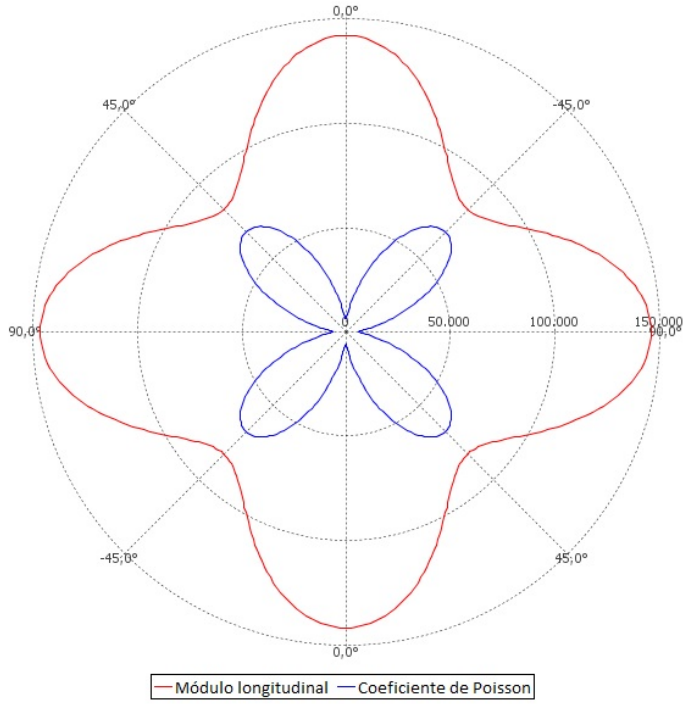


Figura 1.25 – Carta polar para el laminado $[(0/90)_{11}]_T$.

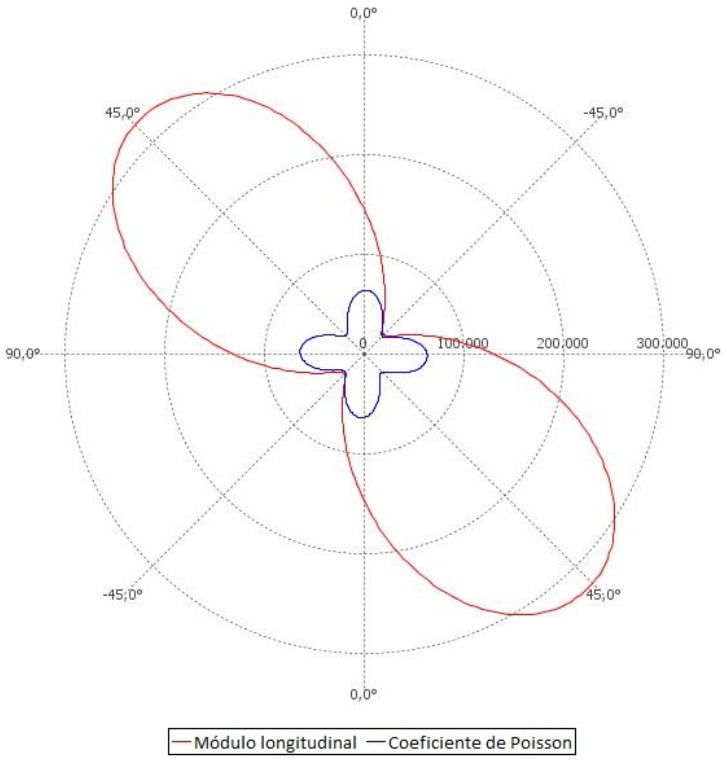


Figura 1.26 – Carta polar para del laminado $[(30/-60)_{11}]_T$.

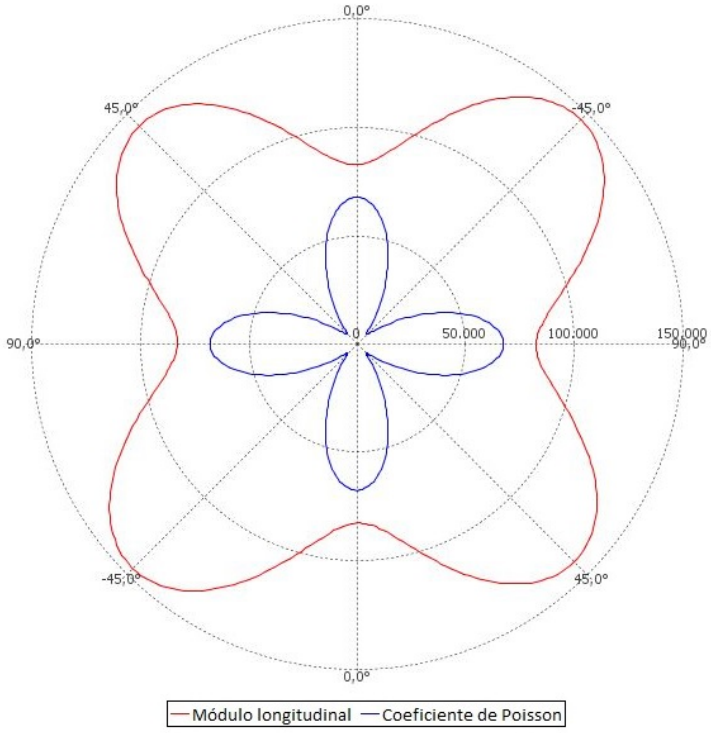


Figura 1.27 – Carta polar para el laminado $[(\pm 45)_{11}]_T$.

1.22.

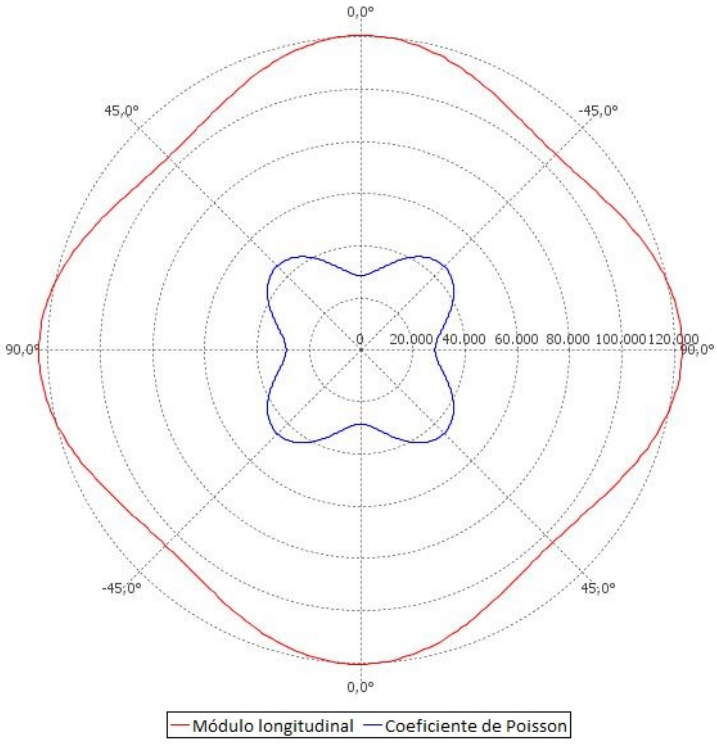


Figura 1.28 – Carta polar para el laminado $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$

En la figura 1.29 se observa el comportamiento de las configuraciones de laminado estudiadas con respecto al esfuerzo máximo específico y al módulo específico. La configuración de $[(0/90)_{11}]_T$

se destaca por ofrecer simultáneamente alta resistencia específica y rigidez específica, aunque no es isotrópica (esto puede ser un limitante en aplicaciones con cargas multi axiales). Las características ingenieriles más críticas en el diseño de autopartes han sido la rigidez específica y la resistencia específica esto debido a que los diseñadores y fabricantes buscan hacer énfasis en diseños con mejor rendimiento y menor peso [59].

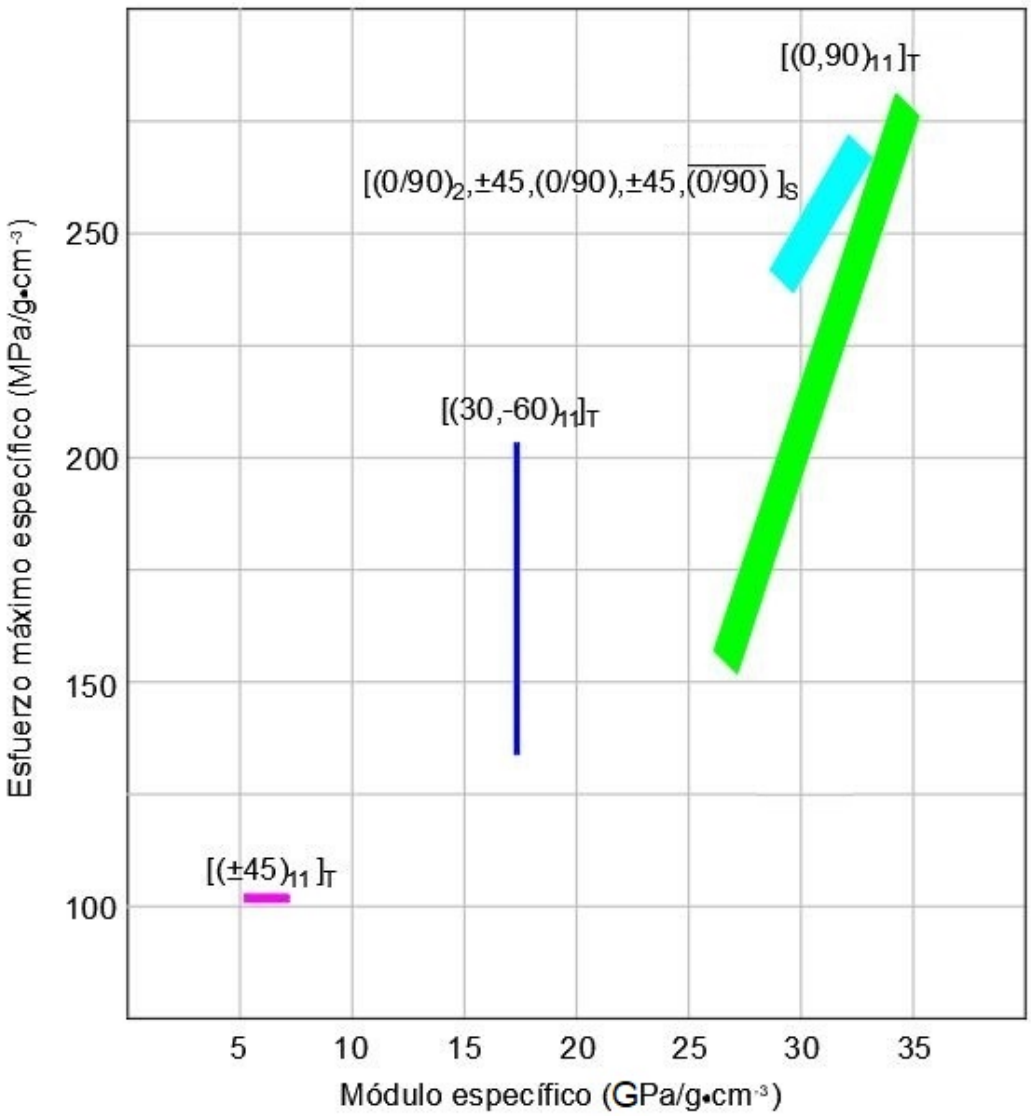


Figura 1.29 – Comportamiento de las configuraciones de laminado estudiadas con respecto al esfuerzo máximo específico y al módulo específico.

Al considerar que el resultado de las propiedades está en función del ángulo (α) para las probetas de tipo 1, 2 y 3, se realiza un ajuste lineal que permita predecir valores de estas propiedades en configuraciones con orientaciones diferentes a las ensayadas. Este ajuste lineal se observa de la ecuación 1.21 a la ecuación 1.24 al igual que en las figuras 1.30 - 1.33.

$$\sigma_{max}(\alpha) = 355.92655 - 4.34304\alpha \tag{1.21}$$

R^2=0.8913

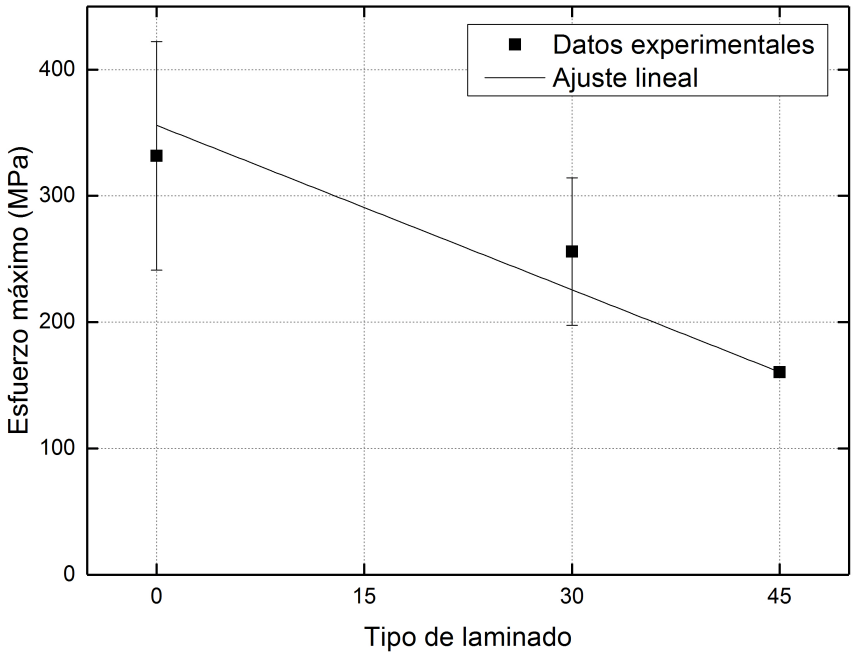


Figura 1.30 – Ajuste lineal para los esfuerzos máximos promedios.

$$E(\alpha) = 49.30414 - 0.82475\alpha \tag{1.22}$$

R^2=0.967

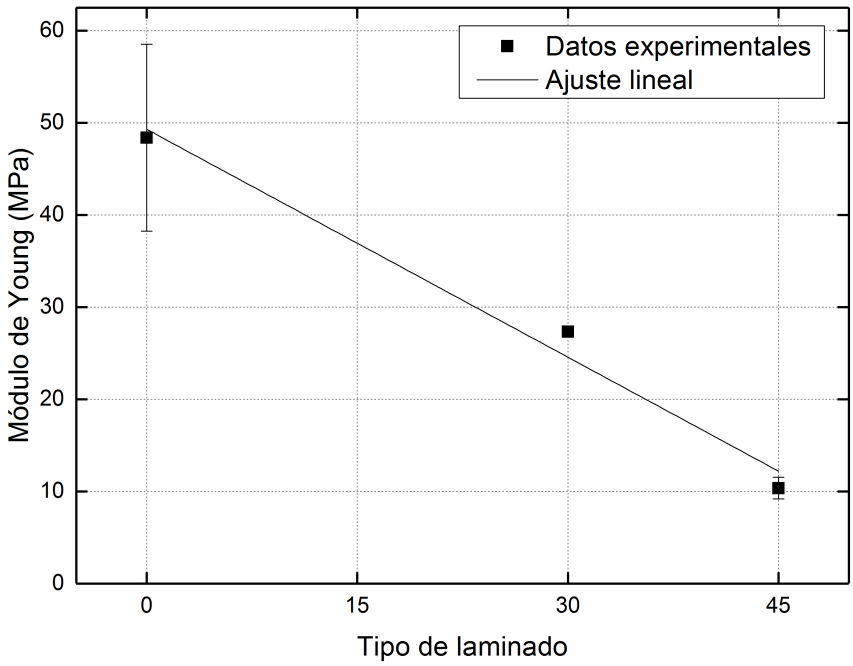


Figura 1.31 – Ajuste lineal para los módulos de elasticidad promedios.

$$\sigma_y(\alpha) = 355.48529 - 5.70344\alpha \tag{1.23}$$

R^2=0.62422

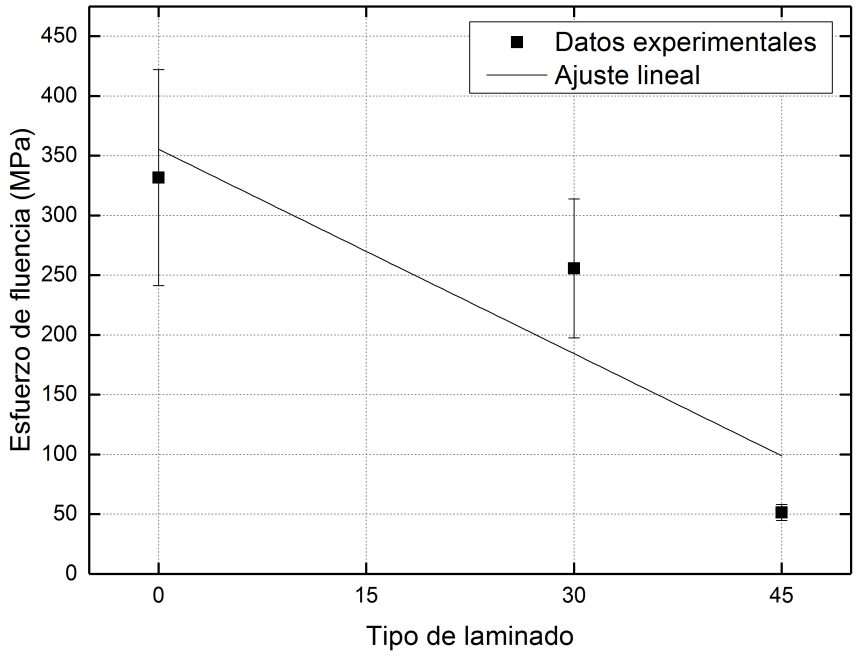


Figura 1.32 – Ajuste lineal para los esfuerzos de fluencia promedios.

$$\nu(\alpha) = 0.03136 + 0.00932\alpha \tag{1.24}$$

R^2=0.99027

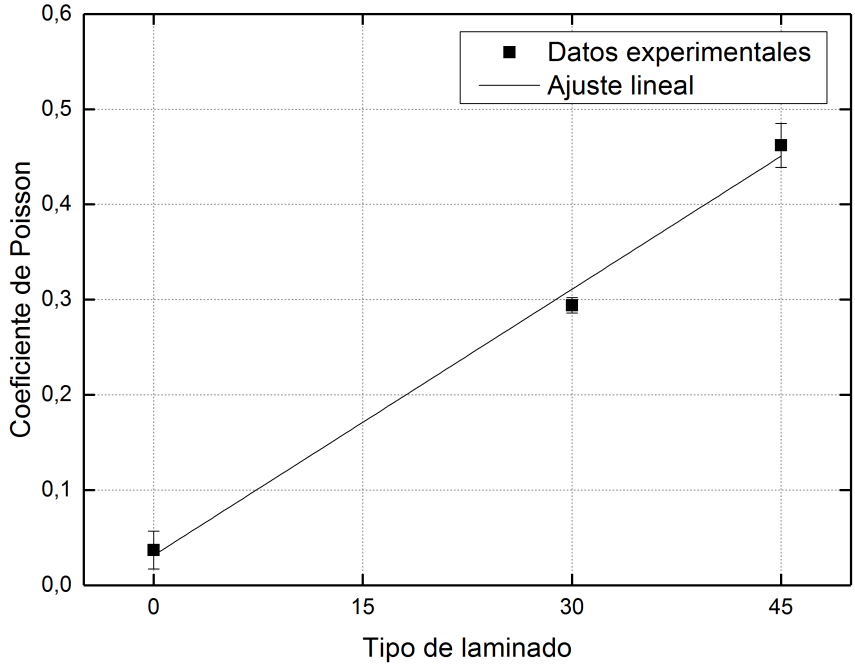
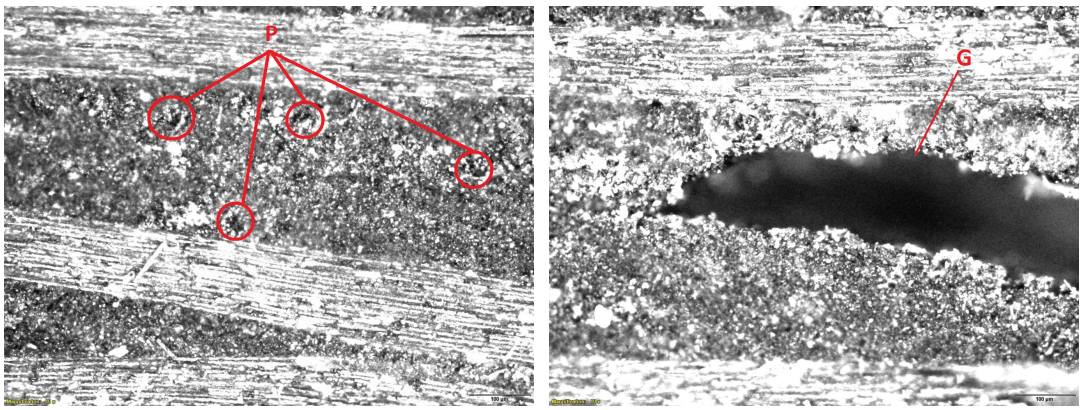


Figura 1.33 – Ajuste lineal para los coeficientes de Poisson promedios.

Este ajuste permitirá estimar propiedades tensiles para distribuciones intermedias de α con

buena aproximación como la sugiere el valor de R^2 en cada ajuste.

Con la finalidad de comprender mejor los efectos del proceso de manufactura sobre las propiedades de las probetas desarrolladas se realizó una inspección microscópica en la zona de fractura del compuesto. A partir de este análisis se determinó que las probetas presentan delaminación. De las muestras tomadas en el microscópio, en la figura 1.34 (a) se muestran porosidades (P) presentes en el interior de las láminas, mientras que en la figura 1.34 (b) se distingue una grieta (G) en la dirección de la carga pero en una zona de fibras transversales del tejido. De acuerdo a la literatura revisada en el apartado 1.4.6.2 es común que este tipo de porosidades y grietas en materiales compuestos laminados y tejidos, estos defectos evolucionarán posteriormente como delaminación, en especial porque se producen en zonas en donde la matriz es determinante para transportar las cargas como se describe en el apartado 1.4.6.2.



(a) **(b)**

Figura 1.34 – Microfotografías de las probetas después del esayo a tracción.

1.6.3 Resultados de validación.

Para verificar los resultados experimentales con respecto a la Teoría Clásica de Laminados (TCL) y por lo tanto evaluar el proceso de manufactura se utilizó eLamX el cual es un software libre desarrollado por el Instituto de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Técnica de Dresde en Alemania [60].

El programa cuenta con una base de datos de materiales compuestos. Para la validación se seleccionó un material con propiedades similares a las del compuesto de esta investigación, denominado como C-'CFS003' | EP-'LTM25' (Las propiedades el material se observan en la figura B.1 de los anexos), con el fin de evaluar la similitud entre el modelo (TCL) y los experimentos. Se seleccionó el criterio de falla Tsai-Wu.

La comparación entre los resultados del software y los resultados experimentales promedio para las probetas se muestra en la tabla 1.22.

Tabla 1.22 – Análisis de resultados de validación con Teoría Clásica de Laminados.

Tipo de ensayo	**Forma de análisis**	**Esfuerzo máximo MPa**	**Módulo de elasticidad GPa**	**Coeficiente de Poisson**	**Esfuerzo máximo específico (MPa/$g \cdot cm^{-3}$)**	**Módulo de Young específico (GPa/$g \cdot cm^{-3}$)**
Tipo 1	Ensayos Experimentales	331.727	48.382	0.037	210.459	30.695
$[(0/90)_{11}]_T$	TCL	361.264	53.6	0.042	274.638	40.747
	Error realitivo (%)	8.176	9.735	11.905	23.369	24.670
	COV (%)	27.272	20.943	53.739	27.272	20.943
Tipo 3	Ensayos Experimentales	255.834	27.328	0.294	162.310	17.337
$[(30/-60)_{11}]_T$	TCL (validación tejido a 30°)	131.091	12.9664	0.77	99.657	9.857
	TCL (validación unidireccional a 30°)	275.892	27.289	0.15	209.737	20.745
	Error realitivo respecto lámina unidirec. (%)	7.270	0.143	96.000	22.613	16.430
	COV (%)	22.807	0.644	2.774	1.053	11.370
Tipo 2	Ensayos Experimentales	160.473	10.346	0.462	101.810	6.564
$[(\pm 45)_{11}]_T$	TCL	163.333	10.361	0.818	124.168	7.877
	Error realitivo (%)	1.751	0.145	43.521	18.006	16.664
	COV (%)	1.053	11.370	4.923	22.807	0.644
Tipo 4	Ensayos Experimentales	397.286	48.689	0.135	252.051	30.890
$[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$	TCL	467.81	48.732	0.129	355.636	37.047
	Error realitivo (%)	15.075	0.088	4.651	29.127	16.619
	COV (%)	5.118	10.232	N/A	5.118	10.232

Las propiedades generadas por el Software se muestras en anexos, en las figura E.1-E.4

Los valores del COV mayores al 10 % indican alta variabilidad en los datos experimentales para ciertas propiedades. Esta situación se debe fundamentalmente a bajo número de probetas ensayadas, anisotropía de los materiales y erroes sitemáticos en el proceso de manufactura.

Finalmente, si se considera la diferencia entre los valores experimentales y las predicciones mediante TLC, se puede deducir que dichas diferencias se deben principalmente a defectos producidos en el proceso de manufactura como porosidades y mala adherencia entre láminas que evolucionan en delaminación al someterse a cargas externas lo que disminuye su resistencia. Se sugiere que estos defectos son producidos durante el proceso de manufactura ya que como fue mencionado anteriormente en la tabla 1.4, el proceso utilizado, presenta como desventaja que la calidad del producto no es uniforme.

1.7 Conclusiones

En base al trabajo desarrollado y atendiendo a los objetivos específicos propuestos en el presente proyecto, se puede concluir:

- **O.E.1** Es posible manufacturar probetas con el material preimpregnado Epoxi-Carbono en el laboratorio de materiales LabAMit del grupo GIIT.
- El método utilizado actualmente genera defectos volumétricos como poros y falta de adhesión entre láminas en ciertos sectores del laminado los que derivan en reducción de las propiedades tensiles del compuesto generando errores relativos entre 0.088% y 15% con respecto a los valores esperados para estos materiales compuestos en base a los resultados por la literatura revisada y a las simulaciones en base a TCL.
- **O.E.2** La caracterización de las propiedades tensiles de diferentes configuraciones de materiales compuestos epoxy-carbono permite definir una base de datos de las propiedades de los materiales compuestos Epoxi-Carbono desarrollados en los laboratorios LabAMit de la UPS y que se resumen en la tabla 1.22. Esta información será de gran utilidad para futuros diseños dentro del proyecto FSAE.
- **O.E.3** En general los compuestos formulados epoxi- carbono presentaron la mejor combinación de propiedades específicas en la configuraión 0-90 dado que las fibras de carbono fueron capaces de aportar la totalidad de su efecto reforzante. No obstante se ven limitadas cuando están sometidas a cargas en direcciones dentro del intervalo: $0° < \alpha > 90°$.
- Los compuestos formulados con orientación de las fibras a $\pm$ 45 permiten que el material tenga cierta ductilidad por el mayor trabajo que realiza la matriz desde el inicio de la deformación hasta que las fibras tienden a realinearse. De acuerdo a esto un laminado optimizado sería

aquel que combine las orientaciones antes mecionadas de acuerdo a las necesidades de rigidez o ductilidad del componente a fabricar, es decir utilizar un material con características quasi-isotrópicas.

- Un laminado con una cofiguración de 30°/-60° no es recomendable ya que esto genera que el laminado no sea balanceado y que un material tejido se comporte como un material unidireccional, y por lo tanto se genere una sub-utilización del mismo.
- Se demostró que es posible conseguir un comportamiento cuasi-isotrópico al diseñar un laminado con orientaciones $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$. Esta configuración es muy utilizada cuando se requiere una combinación de buenas propiedades e isotropía. La resistencia y el módulo fueron 16.5% menores al laminado $[(0/90)_{11}]_T$ pero se consiguen propiedades similares en todas las direcciones de aplicación de la carga.

1.8 Recomendaciones

- Incrementar el Número de ensayos para reducir la desviación estándar.Para este tipo de materiales la norma ASTM D3039 recomienda al menos 10 ensayos válidos.
- Definir con claridad las solicitaciones mecánicas a las que se someterá el material compuesto para optimizar su diseño y fabricación.

1.9 Trabajos futuros

- Realizar un estudio sobre el efecto de número de capas en el laminado.
- Modelar un componente real del FSAE y emplear los valores obtenidos en el presente estudio para evaluar su comportamiento ante estados reales de tensiones.
- Realizar ensayos dinámicos sobre el material con el fin de obtener otras propiedades, tales como la tenacidad a la fractura, que aporten al diseño de productos para el FSAE.

Referencias bibliográficas

[1] FAA, *Aviation Maintenance Technician-Airframe Handbook*, U.S. Departament of Transportation, 2008, vol. 1.

[2] J. N. Reddy, *Mechanics of Composite Materials: Selected Works of Nicholas J. Pagano*. Springer Science & Business Media, 1994.

[3] T.-W. Chou, *Microstructural Design of Fiber Composites*. Cambridge University Press, 2005.

[4] H. Lengsfeld, V. Altstädt, F. Wolff-Fabris, J. Krämer, and J. Lacalle, *Composite Technology: Prepregs and Monolithic Part Fabrication Technologies*. Hanser Fachbuchverlag, 2016.

[5] L. S. Arias Maya and L. Vanegas Useche, "Falla de los materiales compuestos laminados," *Scientia Et Technica*, vol. X, no. 25, 2004.

[6] P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*, 3rd ed. CRC Press, 2007.

[7] R. Murugan, R. Ramesh, and K. Padmanabhan, "Investigation on Static and Dynamic Mechanical Properties of Epoxy Based Woven Fabric Glass/Carbon Hybrid Composite Laminates," *Procedia Engineering*, vol. 97, pp. 459–468, 2014.

[8] Z. Hashin, "Analysis of Properties of Fiber Composites With Anisotropic Constituents," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 46, no. 3, pp. 543–550, 1979.

[9] J. R. Vinson, "Anisotropic Elasticity and Composite Laminate Theory," in *Plate and Panel Structures of Isotropic, Composite and Piezoelectric Materials, Including Sandwich Construction*, ser. Solid Mechanics and Its Applications. Springer, Dordrecht, 2005, pp. 157–203.

[10] J. Obradovic, S. Boria, and G. Belingardi, "Lightweight design and crash analysis of composite frontal impact energy absorbing structures," *Composite Structures*, vol. 94, no. 2, pp. 423–430, 2012.

[11] J. I. Fajardo, L. E. Valarezo, L. M. López, and A. P. Sarmiento, "Experiencies in obtaining polymeric composites reinforced with natural fiber from Ecuador," 2013.

[12] L. M. López, A. P. Sarmiento, J. I. Fajardo, L. E. Valarezo, and R. Zuluaga Gallego, "Determinación del porcentaje de humedad, solubles e insolubles en agua de la fibra de Carludovica Palmata (paja toquilla)," 2013.

[13] C. Paltán, "Validación del sistema de inyección de un biomaterial compuesto PP-GAK mediante modelamiento CAD-CAE," Master's thesis, 2016.

[14] P. Albarracín and E. Castillo, "Determinación de la distribución de orientación y longitud de fibras mediante procesamiento digital de imágenes en compuestos poliméricos reforzados con fibras cortas," Master's thesis, 2014.

[15] E. Espinoza and J. Hidalgo, "Caracterización de materiales compuestos para la aplicación en la carrocería del vehículo monoplaza tipo Formula SAE," Master's thesis, Mar. 2016. [Online]. Disponible en: http://dspace.ups.edu.ec/handle/123456789/12033

[16] M. Hagan, J. Rappolt, and J. Waldrop, "Formula SAE Hybrid Carbon Fiber Monocoque / Steel Tube Frame Chassis," Tesis, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2014.

[17] I. M. Daniel and O. Ishai, *Engineering mechanics of composite materials*, segunda edición ed. Oxford university press New York, 2006.

[18] A. Miravete, *Materiales compuestos I*. Barcelona, ES: Editorial Reverté, 2012.

[19] P. Kere, "Design with Composites," in *Wiley Encyclopedia of Composites*. John Wiley & Sons, Inc., 2012.

[20] W. Steinmann and A.-K. Saelhoff, "Essential Properties of Fibres for Composite Applications," *Fibrous and Textile Materials for Composite Applications*, pp. 39–73, 2016.

[21] J. L. Figueiredo, C. Bernardo, R. T. K. Baker, and K. J. Hüttinger, *Carbon Fibers Filaments and Composites*. Springer Science & Business Media, 1990.

[22] D. D. L. Chung, *Carbon Fiber Composites*. Butterworth-Heinemann, 2012.

[23] C. T. Herakovich, "Composite Materials: Lamination Theory," in *Wiley Encyclopedia of Composites*. John Wiley & Sons, Inc., 2012.

[24] U. S. Koruche and S. F. Patil, "Application of Classical Lamination Theory and Analytical Modeling of Laminates," *International Research Journal of Engineering and Technology*, 2015.

[25] Y. Ma, Y. Yang, T. Sugahara, and H. Hamada, "A study on the failure behavior and mechanical properties of unidirectional fiber reinforced thermosetting and thermoplastic composites," *Composites Part B: Engineering*, vol. 99, pp. 162–172, 2016.

[26] H. Rahmani, S. H. M. Najafi, S. Saffarzadeh-Matin, and A. Ashori, "Mechanical properties of carbon fiber/epoxy composites: Effects of number of plies, fiber contents, and angle-ply layers," *Polymer Engineering & Science*, vol. 54, no. 11, pp. 2676–2682, 2013.

[27] H. Rahmani, S. H. M. Najafi, and A. Ashori, "Mechanical performance of epoxy/carbon fiber laminated composites," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 33, no. 8, pp. 733–740, 2014.

[28] V. Çeçen, M. Sarikanat, H. Yildiz, and I. H. Tavman, "Comparison of mechanical properties of epoxy composites reinforced with stitched glass and carbon fabrics: Characterization of mechanical anisotropy in composites and investigation on the interaction between fiber and epoxy matrix," *Polymer Composites*, vol. 29, no. 8, pp. 840–853, 2008.

[29] K. Majerski, B. Surowska, and J. Bieniaś, "Tensile properties of carbon fiber/epoxy laminates at low and room temperatures," *Composites Theory and Practice*, vol. R. 12, nr 3, pp. 182–185, 2012.

[30] M. V. Ramana and S. Ramprasad, "Experimental Investigation on Jute/Carbon Fibre reinforced Epoxy based Hybrid Composites," *Materials Today: Proceedings*, vol. 4, no. 8, pp. 8654–8664, 2017.

[31] J. E. Bailey, P. T. Curtis, and A. Parvizi, "On the transverse cracking and longitudinal splitting behaviour of glass and carbon fibre reinforced epoxy cross ply laminates and the effect of Poisson and thermally generated strain," *Proc. R. Soc. Lond. A*, vol. 366, no. 1727, pp. 599–623, Jul. 1979.

[32] J. M. F. d. Paiva, S. Mayer, and M. C. Rezende, "Comparison of tensile strength of different carbon fabric reinforced epoxy composites," *Materials Research*, vol. 9, no. 1, pp. 83–90, 2006.

[33] E. C. Botelho, . Figiel, M. C. Rezende, and B. Lauke, "Mechanical behavior of carbon fiber reinforced polyamide composites," *Composites Science and Technology*, vol. 63, no. 13, pp. 1843–1855, 2003.

[34] Y. Ma, M. Ueda, T. Yokozeki, T. Sugahara, Y. Yang, and H. Hamada, "A comparative study of the mechanical properties and failure behavior of carbon fiber/epoxy and carbon fiber/polyamide 6 unidirectional composites," *Composite Structures*, vol. 160, no. Supplement C, pp. 89–99, 2017.

[35] P. M. Bhagwat, M. Ramachandran, and P. Raichurkar, "Mechanical Properties of Hybrid Glass/Carbon Fiber Reinforced Epoxy Composites," *Materials Today: Proceedings*, vol. 4, no. 8, pp. 7375–7380, 2017.

[36] P. K. Saha, *Aerospace Manufacturing Processes*. CRC Press, Sep. 2016.

[37] M. E. Tuttle, *Structural Analysis of Polymeric Composite Materials, Second Edition*. CRC Press, Dec. 2012.

[38] N. I. Baurova and V. A. Zorin, "Current prepreg-formation technologies," *Polymer Science, Series D*, vol. 10, no. 2, pp. 156–159, 2017.

[39] V. C. G. M. Ferrari, V. L. Lourenço, R. d. C. L. Dutra, M. F. Diniz, M. F. P. Azevedo, and L. H. David, "Caracterização de um pré-impregnado aeronáutico por FT-IR e análise térmica," *Polímeros*, vol. 22, no. 4, pp. 369–377, 2012.

[40] J. B. Knoll, B. T. Riecken, N. Kosmann, S. Chandrasekaran, K. Schulte, and B. Fiedler, "The effect of carbon nanoparticles on the fatigue performance of carbon fibre reinforced epoxy," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 67, pp. 233–240, 2014.

[41] S. Thomas, K. Joseph, S. K. Malhotra, K. Goda, and M. S. Sreekala, *Polymer Composites, Macro- and Microcomposites*. John Wiley & Sons, Feb. 2012.

[42] A. S. Argon, *The Physics of Deformation and Fracture of Polymers*. Cambridge University Press, 2013.

[43] F. C. Campbell, *Structural Composite Materials*. ASM International, 2010.

[44] E. Carrera, "Theories and finite elements for multilayered, anisotropic, composite plates and shells," *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 87–140, 2002.

[45] R. A. Shenoi and G. L. Hawkins, "Micromechanics approaches to predict damage in FRP composite laminates," University of Southampton, Ship Science Reports, 1996.

[46] T. Barry, "Study of a Post Structure in Composite Material for Rail Line Electrification Assembly," Final Project of Master, Universidad de Sevilla, España, 2011.

[47] J. Gutiérrez, "Análisis de laminados compuestos mediante el método de los elementos finitos," Tesis de ingeniería, Universidad de Buenos Aires, Buenos Aires - Argentina, 2007.

[48] J. P. Carey, *Handbook of Advances in Braided Composite Materials: Theory, Production, Testing and Applications*. Woodhead Publishing, Aug. 2016, google-Books-ID: RANQCwA-AQBAJ.

[49] G. Verchery, "Designing with anisotropy - Part 1," in *Proc. Int. Symp. Composit Materials with Textile Reinforcement for Use in Building Construction and Related Applications*, Paris, 1999.

[50] P. A. Muñoz-Rojas, *Optimization of Structures and Components*. Springer Science & Business Media, Sep. 2013.

[51] A. K. Elshennawy and G. S. Weheba, *Manufacturing Processes & Materials*, 5th ed. Society of Manufacturing Engineers (SME), 2015.

[52] D. B. Miracle, A. I. H. Committee, and S. L. Donaldson, *ASM Handbook*. ASM International, 2001, vol. 21.

[53] D. R. Hufner and M. L. Accorsi, "A progressive failure theory for woven polymer-based composites subjected to dynamic loading," *Composite Structures*, vol. 2, no. 89, pp. 177–185, 2009.

[54] F. C. Campbell, *Manufacturing Processes for Advanced Composites*. Elsevier, Dec. 2003.

[55] R. M. Jones, *Mechanics Of Composite Materials*. CRC Press, Jul. 1998.

[56] P. W. R. Beaumont, C. Soutis, and A. Hodzic, *The Structural Integrity of Carbon Fiber Composites: Fifty Years of Progress and Achievement of the Science, Development, and Applications*. Springer, Nov. 2016.

[57] M. R. Wisnom, "The role of delamination in failure of fibre-reinforced composites," *Phil. Trans. R. Soc. A*, vol. 370, no. 1965, pp. 1850–1870, Apr. 2012.

[58] ASTM, "Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials," ASTM, Tech. Rep.

[59] R. Herdman, *Advanced automotive technology : visions of a super-efficient family car*. DIANE Publishing, 1995.

[60] T. U. D. U. Dresden, "eLamX." [Online]. Disponible en: https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/lft/elamx2/startseite/?set_language=en

Anexos

A Ficha técnica del material

ACP Composites

1-800-811-2009
www.acpsales.com

Carbon Fiber Room Temperature Storage Prepreg

Our Carbon Fiber Room Temperature Prepreg is a 5.9oz 2x2 twill weave fabric woven from 3K carbon fibers and impregnated with a thermosetting epoxy resin system. It is storable at room temperatures and does not require freezer storage. With the long out life of the resin matrix, the carbon fiber prepreg can be shipped and handled at room temperatures. It is ideal for use when a long shelf life is desired, high-temperature capabilities are not required and controlled resin content is wanted.

Physical Fabric Properties	
Weight	5.9 oz/yd^2
Thickness	.012"
Construction (W x F)	13x13 2x2 Twill Weave
Fiber Type	3K Carbon Fiber Standard Modulus PAN, 33MSI
Resin Matrix	Thermosetting Epoxy
Resin Content	36%

Technical Resin Properties	
Density	1.229 g/cc
Tg (fromG" DMA curve)	270°F
Tensile Strength	10.7 ksi
Tensile Modulus	440 ksi
Elongation @ Break	4.0%
Tg after 24hr Water Boil	169°F
Water Absorption	3.9%

Cure Cycles	
There are three optional cure cycles. All three will produce similar properties.	
1.	• 5°F-per-minute ramp up to 310°F (154°C) • Hold for 1 hour • <5°F-per-minute ramp down to at least 150°F (66°C) before removing from oven
2.	• 5°F-per-minute ramp up to 290°F (154°C) • Hold for 2 hours • <5°F-per-minute ramp down to at least 150°F (66°C) before removing from oven
3.	• 5°F-per-minute ramp up to 270°F (154°C) • Hold for 4 hours • <5°F-per-minute ramp down to at least 150°F (66°C) before removing from oven

Shelf Life/Storage

The material should remain sealed when not is use and be stored indoors, out of the weather.

- The shelf life is 6 months from the date of manufacture when the maximum storage temperature shall not exceed 90°F (32°C).
- The shelf life is 12 months from the date of manufacture when the maximum storage temperature shall not exceed 75°F (24°C).
- The shelf life is 30 months from the date of manufacture when the maximum storage temperature shall not exceed 0°F (-18°C), with an additional 6 months at <75 °F (24°C).

All the information contained in these properties is believed to be reliable. It is intended for comparison purposes only as each manufactured lot will exhibit variations. The user should evaluate the suitability of each product for their application. We cannot anticipate the variations in all end use and we make no warranties and assume no liability in connection with the use of this information.

ACP Composites

ISO 9001:2008 Certified I No. 49881

All Rights Reserved © 2014 Copyright ACP Composites, Inc.

78 Lindbergh Ave I Livermore, CA 94551
1-800-811-2009 I P. 925-443-5900 I F. 925-443-5901
Revision: C I June, 2015 I Page: 1 of 1

Figura A.1 – Ficha técnica del material.

B Propiedades del material seleccionado en el software

General Properies	
Name	C-'CFS003' | EP-'LTM25'
Density	1,45E-9
Stiffness Properties	
$E_{\|\|}$	53600,0
$E_{\perp}$	55200,0
$\nu_{\|\|\perp}$	0,042
$G_{\|\|\perp}$	2850,0
hygrothermal Properties	
$\alpha^{T}_{\|\|}$	3,83E-6
$\alpha^{T}_{\perp}$	3,8E-6
$\beta_{\|\|}$	0,0E0
$\beta_{\perp}$	0,0E0
Strength Properties	
X_t	618,0
X_c	642,0
Y_t	652,0
Y_c	556,0
SC	84,1
Additional Properties	
α(Autodesk Helius Hashin)	1,0
R_{23}(Autodesk Helius Hashin)	150,0
β (Chang-Chang MAT054 LS-DYNA)	0,0
$G_{Ic(L)}$(Daimler-Camanho LS-DYNA)	0,28
$G_{IIc(L)}$(Daimler-Camanho LS-DYNA)	0,79
α_0(Daimler-Pinho LS-DYNA)	53,0
$\mu_{\perp\|\|}$ (FMC)	0,15
m (FMC)	3,1
α_0(LaRC03 ANSYS)	53,0
$G_{Ic(L)}$(LaRC03 ANSYS)	0,28
$G_{IIc(L)}$(Daimler-Camanho LS-DYNA)	0,79
α_0(Daimler-Pinho LS-DYNA)	53,0
$\mu_{\perp\|\|}$ (FMC)	0,15
m (FMC)	3,1
α_0(LaRC03 ANSYS)	53,0
$G_{Ic(L)}$(LaRC03 ANSYS)	0,28
$G_{IIc(L)}$(LaRC03 ANSYS)	0,79
ε_x (MaxStrain)	3,0E-3
ε_y (MaxStrain)	3,0E-3
γ_{xy} (MaxStrain)	6,0E-3
use global strains (> 0.5) (MaxStrain)	0,3
λ_{min} (Puck)	0,5
a_0 (Puck)	0,5
$p_{\perp\|\|c}$ (Puck)	0,3
$p_{\perp\|\|t}$ (Puck)	0,35
E_m (Rotem)	4500,0
R_{mc} (Rotem)	50,0
R_{mt} (Rotem)	50,0
σ_{biax}(Tsai-Wu Abaqus)	0,0
F_{12}^{*} (Tsai-Wu Abaqus)	-0,5
σ_{biax}(Tsai-Wu Autodesk Helius)	0,0
F_{12}^{*} (Tsai-Wu Autodesk Helius)	-0,5
β (Tsai-Wu MAT055 LS-DYNA)	0,0
F_{12}^{*} (TsaiWu)	-0,5
F_{12}^{*} (ZTL)	-0,5

Figura B.1 – Material Seleccionado en eLamX [60].

C Diagramas esfuerzo-deformación

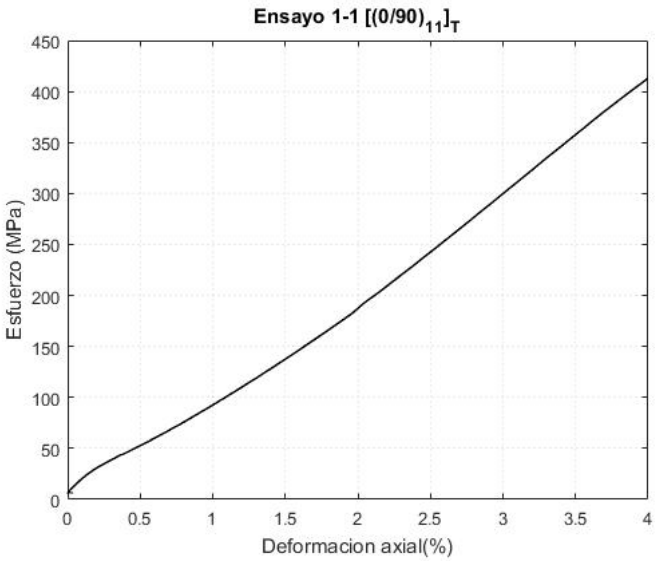


Figura C.1 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-1

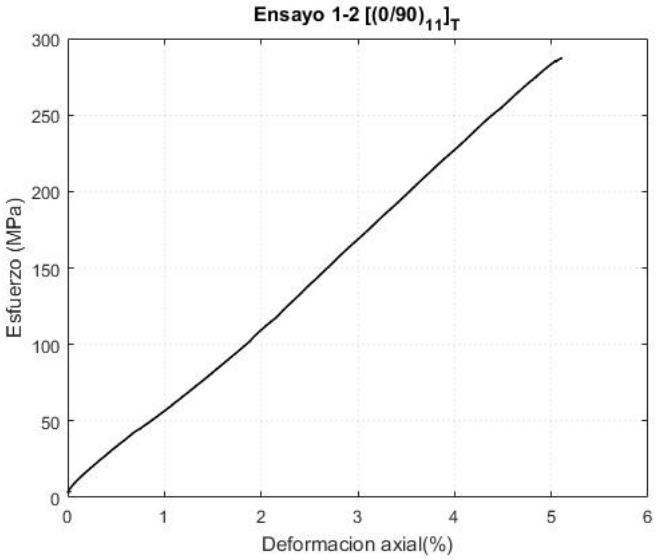


Figura C.2 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-2

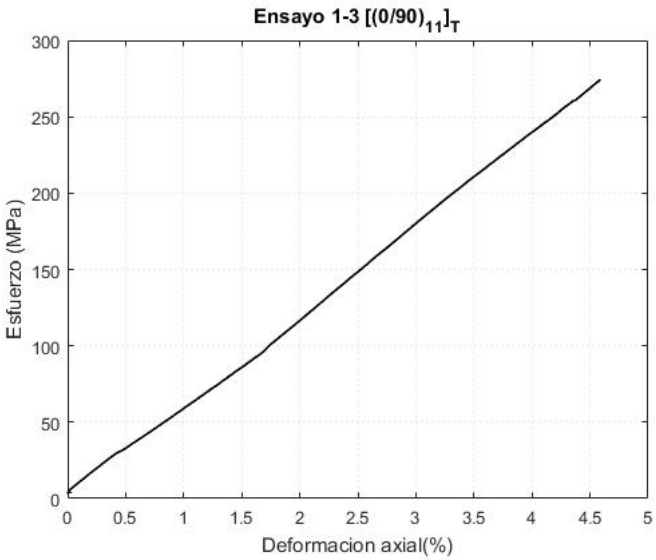


Figura C.3 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-3

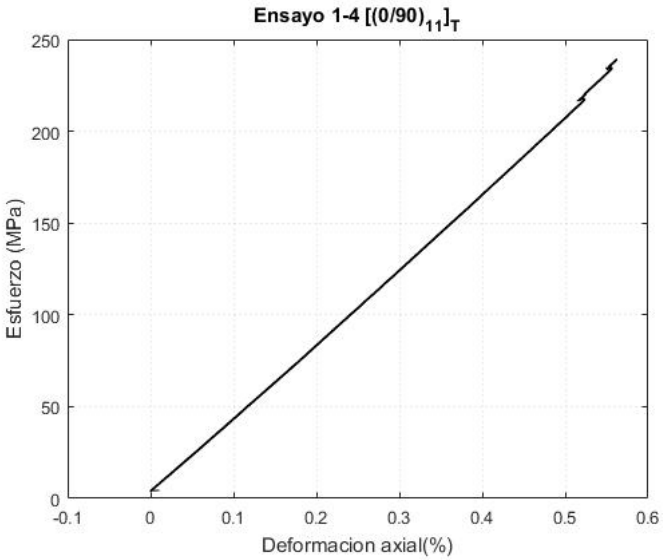


Figura C.4 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-4

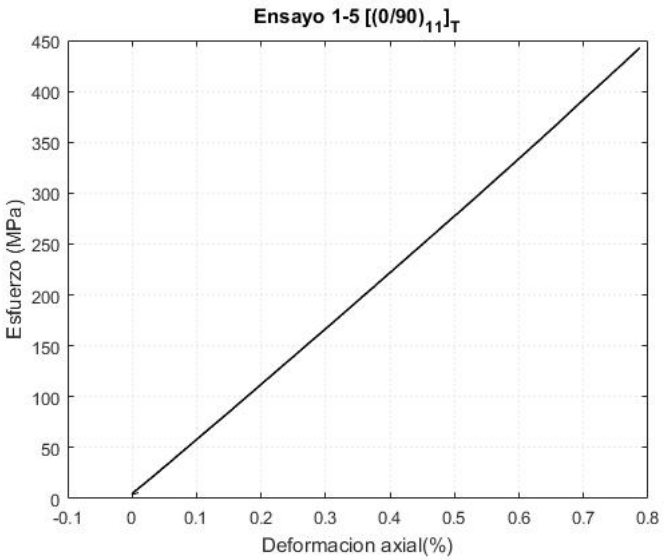


Figura C.5 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 1-5

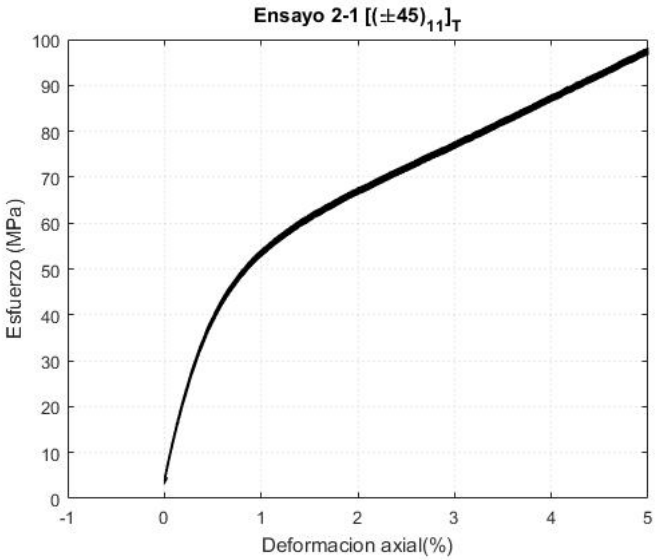


Figura C.6 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-1

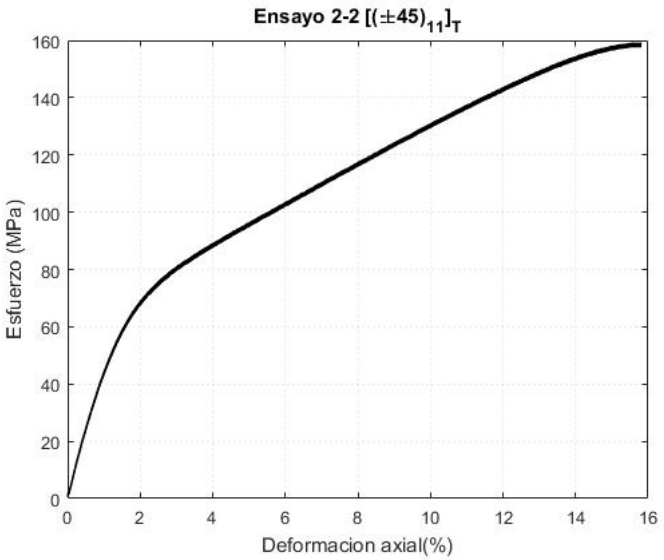


Figura C.7 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-2

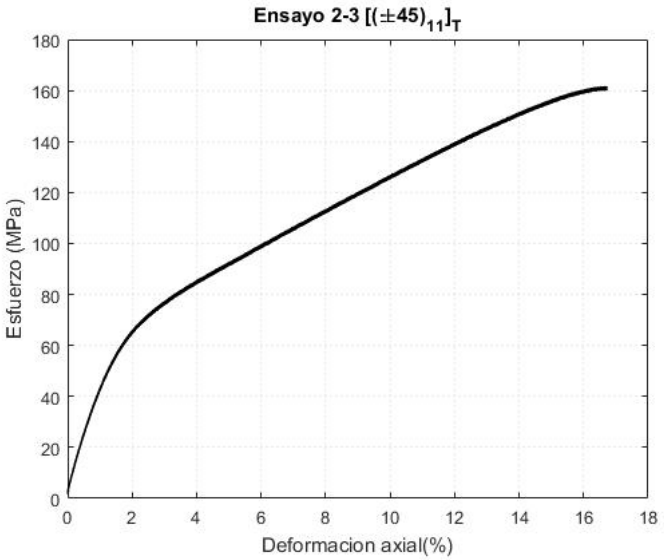


Figura C.8 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-3

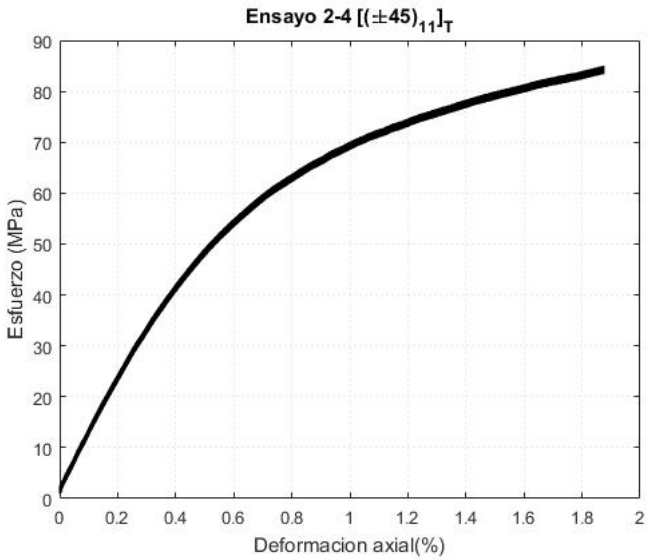


Figura C.9 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-4

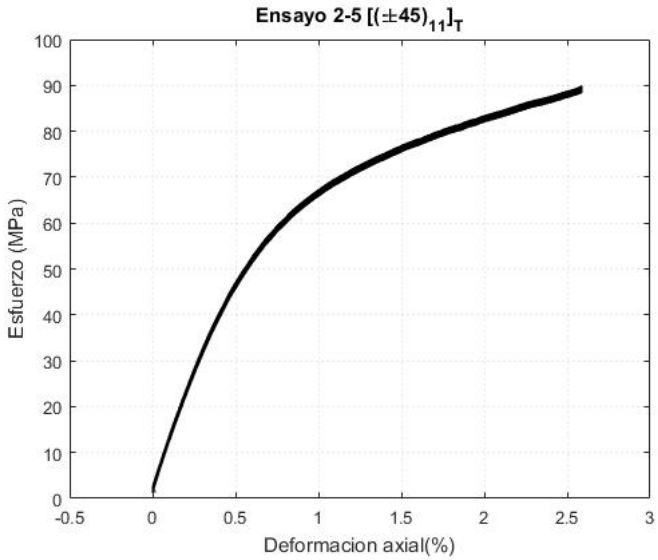


Figura C.10 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 2-5

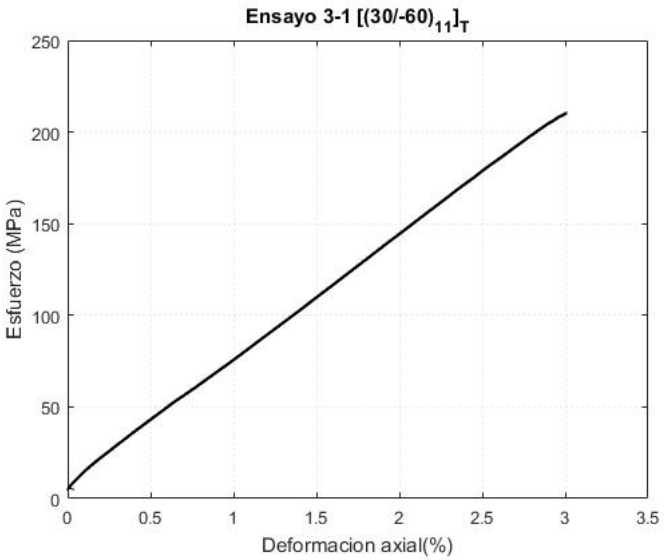


Figura C.11 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-1

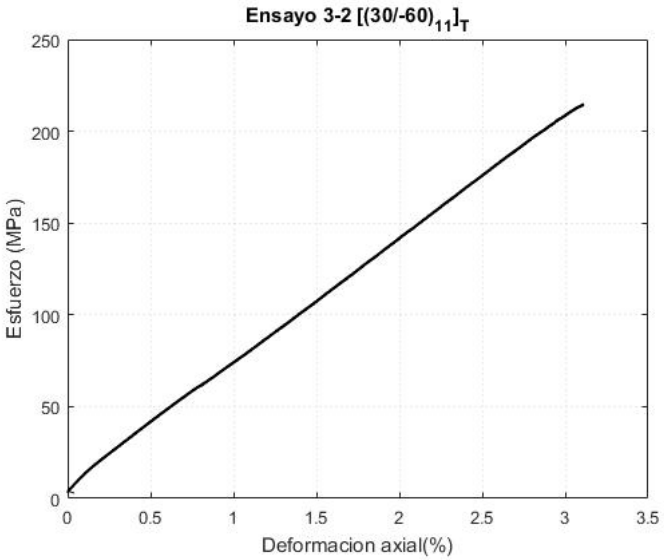


Figura C.12 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-2

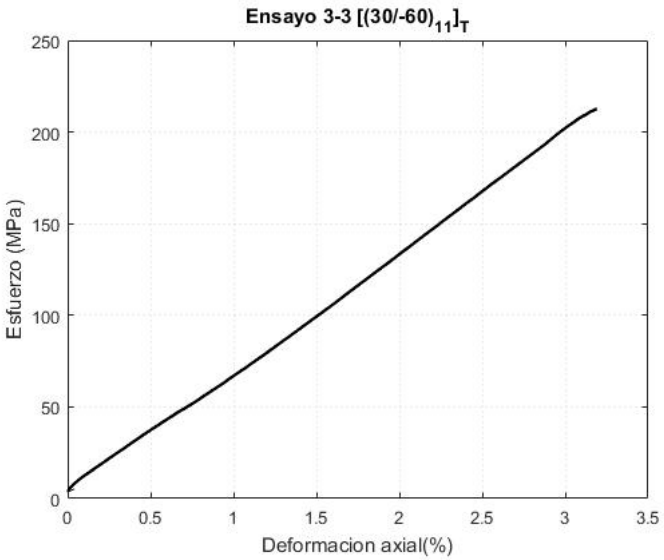


Figura C.13 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-3

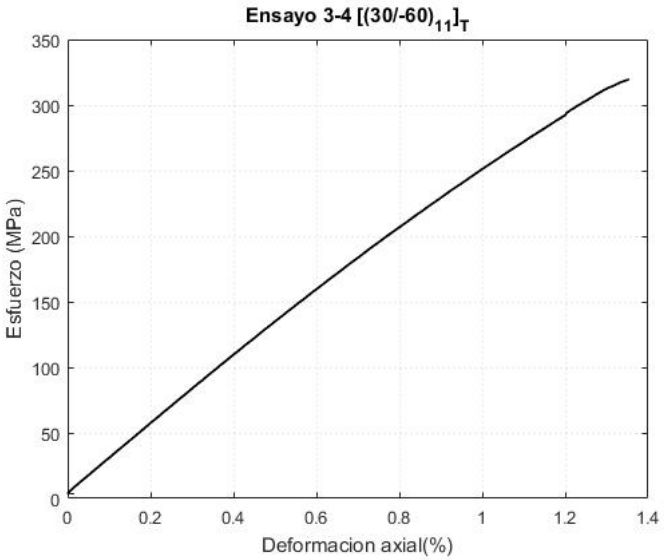


Figura C.14 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-4

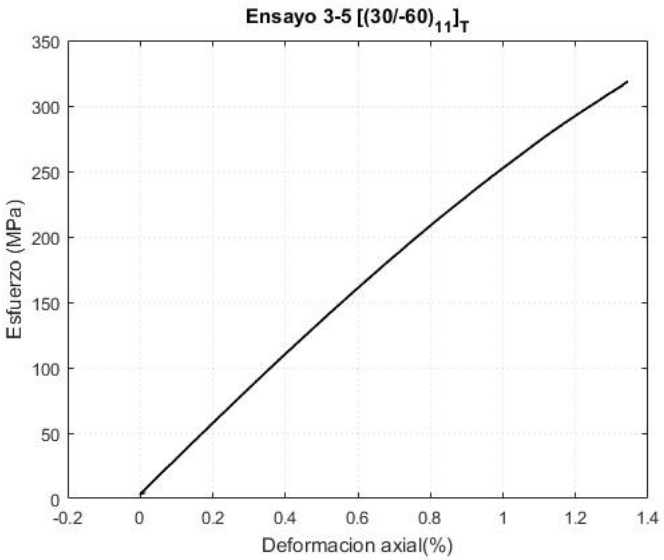


Figura C.15 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 3-5

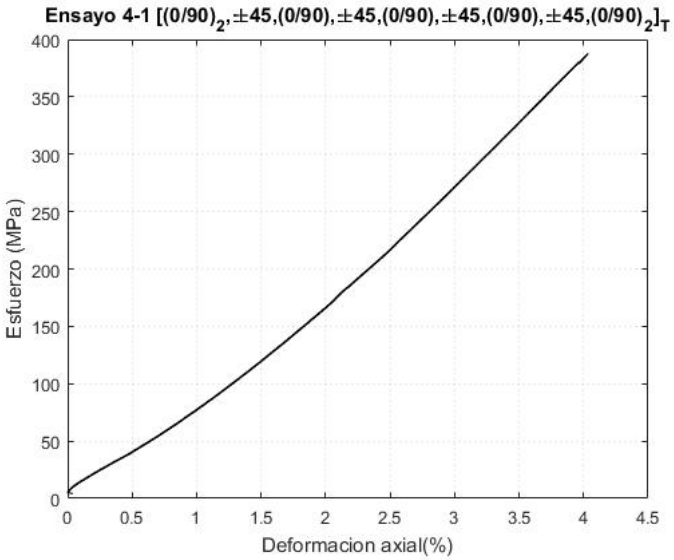


Figura C.16 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-1

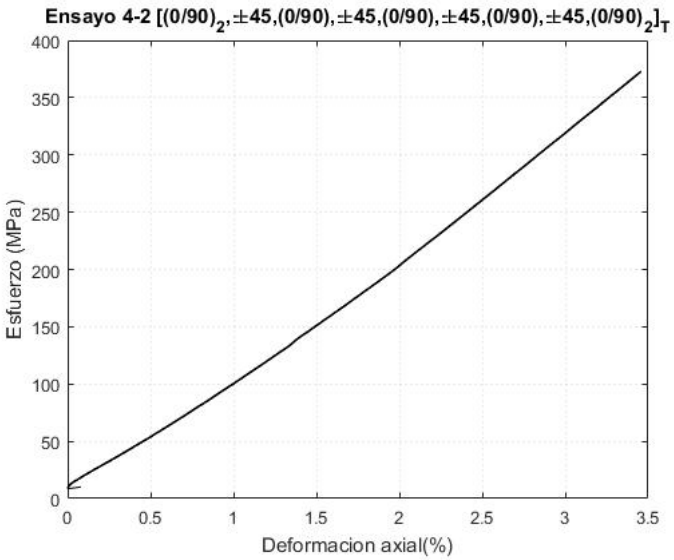


Figura C.17 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-2

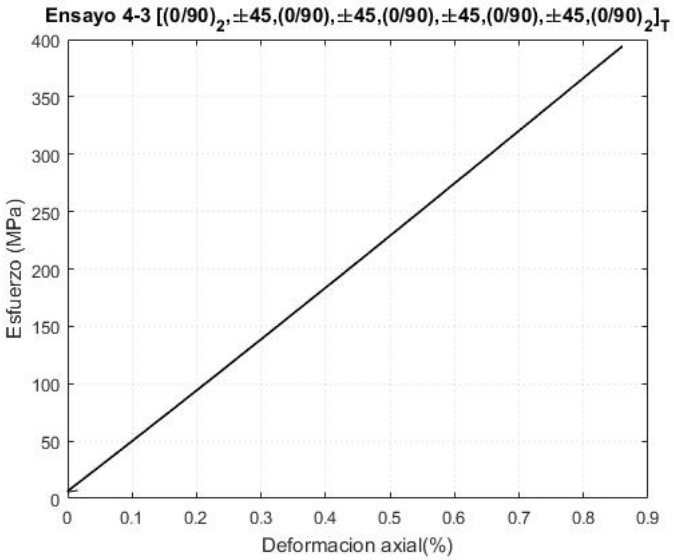


Figura C.18 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-3

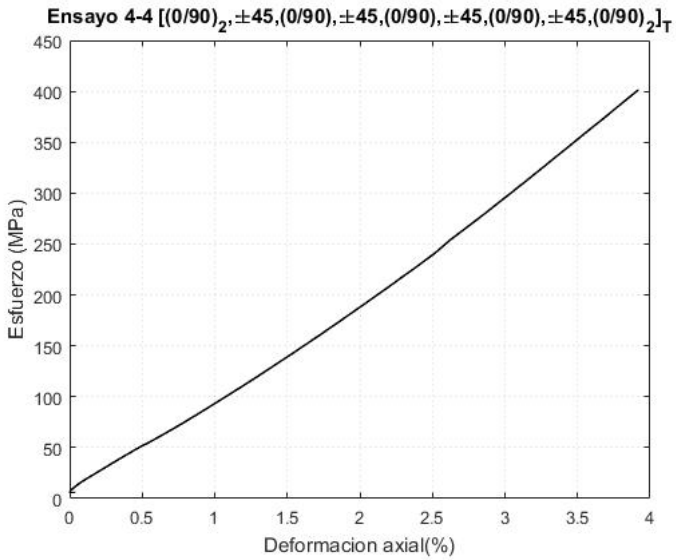


Figura C.19 – Diagrama esfuerzo-deformación para la probeta 4-4

D Gráficos estadísticos.

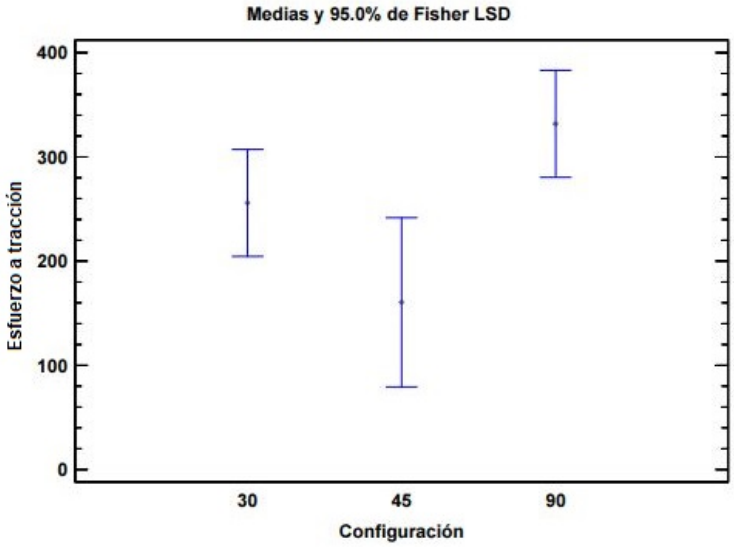


Figura D.1 – Medias para esfuerzo a tracción en función de la configuración.

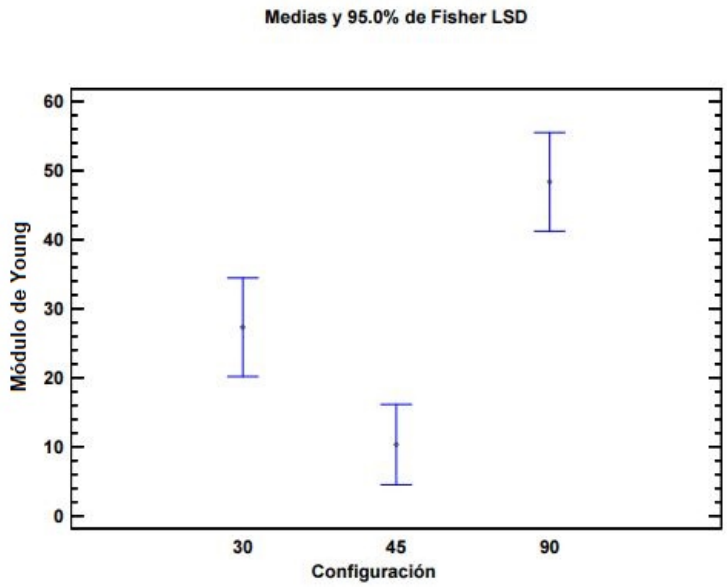


Figura D.2 – Medias para Módulo de Young en función de la configuración.

E Propiedades generadas por el Software eLamX

Engineering Constants

		without Poisson		with Poisson	
		Membrane	Flexural	Membrane	Flexural
E_x	=	53697,6	53697,6	53600,0	53600,0
E_y	=	55300,5	55300,5	55200,0	55200,0
G_{xy}	=	2850,0	2850,0	2850,0	2850,0
v_{xy}	=	-	-	0,042	0,042
v_{yx}	=	-	-	0,043	0,043
t_{tot}	=		2,64		
Area Weight	=		3,828E-9		

Coefficients of hygrothermal Expansion

α^T_x=	3,83E-6	α^T_y=	3,8E-6	α^T_{xy}=	0,0E0
β_x=	0,0E0	β_y=	0,0E0	β_{xy}=	0,0E0

Figura E.1 – Propiedades de la configuración $[(0/90)_{11}]_T$.

Engineering Constants

		without Poisson		with Poisson	
		Membrane	Flexural	Membrane	Flexural
E_x	=	55483,8	61335,0	24952,8	26126,1
E_y	=	49583,9	43732,7	23513,0	21816,3
G_{xy}	=	28478,0	28478,0	7862,5	7861,6
v_{xy}	=	-	-	-0,150	-0,147
v_{yx}	=	-	-	-0,141	-0,122
t_{tot}	=		2,64		
Area Weight	=		4,224E-9		

Coefficients of hygrothermal Expansion

α^T_x=	0,0E0	α^T_y=	0,0E0	α^T_{xy}=	0,0E0
β_x=	0,0E0	β_y=	0,0E0	β_{xy}=	0,0E0

Figura E.2 – Propiedades de la configuración $[(30/-60)_{11}]_T$.

Engineering Constants

		without Poisson		with Poisson	
		Membrane	Flexural	Membrane	Flexural
E_x	=	31260,8	31260,8	10360,5	10360,5
E_y	=	31260,8	31260,8	10360,5	10360,5
G_{xy}	=	26088,2	26088,2	26082,5	26082,5
v_{xy}	=	-	-	0,818	0,818
v_{yx}	=	-	-	0,818	0,818
t_{tot}	=		2,64		
Area Weight	=		3,828E-9		

Coefficients of hygrothermal Expansion

α^T_x=	3,815E-6	α^T_y=	3,815E-6	α^T_{xy}=	3,0E-8
β_x=	0,0E0	β_y=	0,0E0	β_{xy}=	0,0E0

Figura E.3 – Propiedades de la configuración $[(\pm 45)_{11}]_T$.

Engineering Constants

		without Poisson		with Poisson	
		Membrane	Flexural	Membrane	Flexural
E_x	=	45538,7	49584,4	43045,0	48732,4
E_y	=	46558,8	50893,5	44009,2	50019,0
G_{xy}	=	11300,3	7110,0	11299,5	7109,9
v_{xy}	=	-	-	0,231	0,129
v_{yx}	=	-	-	0,237	0,133
t_{tot}	=		2,64		
Area Weight	=		3,828E-9		

Coefficients of hygrothermal Expansion

α^T_x=	3,8291E-6	α^T_y=	3,8009E-6	α^T_{xy}=	2,5185E-8
β_x=	0,0E0	β_y=	0,0E0	β_{xy}=	0,0E0

Figura E.4 – Propiedades de la configuración $[(0/90)_2, \pm 45, (0/90), \pm 45, \overline{(0/90)}]_S$.