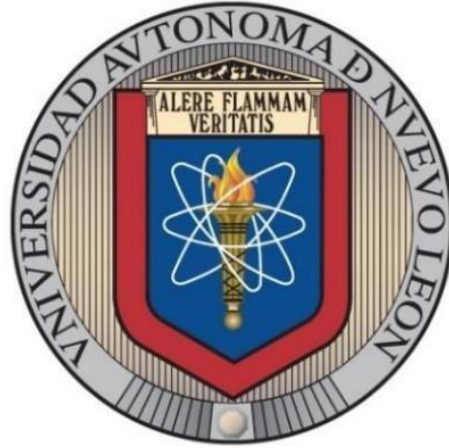


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



TESIS

**CARACTERIZACIÓN DE LA FRACTURA POR TENSIÓN Y DELAMINACIÓN
MODO 1 EN COMPÓSITO LAMINADO REFORZADO EN SECCIÓN
TRANSVERSAL PARA APLICACIONES AERONÁUTICAS**

Por

MANUEL ALEJANDRO LIRA MARTÍNEZ

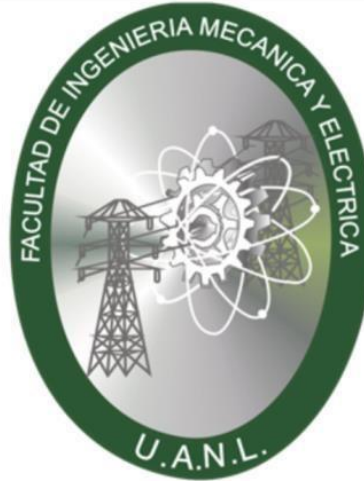
Como requisito parcial para obtener el Grado de DOCTORADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA
EN AERONÁUTICA

San Nicolás de los Garza, Ciudad Universitaria, Julio de 2022

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



TESIS

**CARACTERIZACIÓN DE LA FRACTURA POR TENSIÓN Y DELAMINACIÓN
MODO 1 EN COMPÓSITO LAMINADO REFORZADO EN SECCIÓN
TRANSVERSAL PARA APLICACIONES AERONÁUTICAS**

Por

MANUEL ALEJANDRO LIRA MARTÍNEZ

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
DOCTORADO EN CIENCIAS EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN
MATERIALES**

DIRECTOR DE TESIS

DRA. CITLALLI GAONA TIBURCIO

JULIO 2022

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Posgrado

Los miembros del Comité de Evaluación de Tesis recomendamos que la Tesis “Caracterización de la fractura por tensión y delaminación modo I en compuesto laminado reforzado en sección transversal para aplicaciones aeronáuticas”, realizada por el estudiante Manuel Alejandro Lira Martínez, con número de matrícula 1696247, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Doctor en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica.

El Comité de Evaluación de Tesis

Dra. Citlalli Gaona Tiburcio
Director

Dr. Facundo Almeraya Calderón
Revisor

Dr. José Ángel Cabral Miramontes
Revisor

Dr. Francisco Estupiñan López
Revisor

Dra. María Lara Banda
Revisor

Dr. Juan Pablo Flores de los Ríos
Revisor

Vo.Bo.


Dr. Simón Martínez Martínez
Subdirector de Estudios de Posgrado

Institución 190001

Programa 557603

Acta Núm. 337

Ciudad Universitaria, a 15 de febrero de 2024.

Abstract

Delamination propagation in laminated composite materials is a common issue that always concerns when we think in using composites for structural purpose. Many possible solutions have been study, the most famous is the 3d woven composites materials, which have promising interlaminar fracture resistance but at the cost of reducing other mechanical properties, such as tensile or compressive resistance because of the width of the warp binder.

In this paper a tensile and Mode 1 Interlaminar Fracture toughness testings has been studied for an composite material made of E-Glass Saertex 830 g/m² Biaxial (+/-45°) with Sypol 8086 CCP polyester resin with a orthogonal 3d woven of warp binder of nylon monofilament line of 0.22 diameter. 4 types of samples were made with longitudinal distance between the warp binders of 0.5, 1, 1.5 and 2 cm respectively. The results show a considerable increase in interlaminar fracture toughness, but the tensile resistance properties have been compromise, it also has been found the creation of several stress concentrators because the new yarn and premature failure in the matrix.

Contenido

CAPÍTULO 1. Introducción.....	13
1.1 Antecedentes	22
1.2 Descripción del problema y justificación	33
1.3 Hipótesis.....	37
1.4 Objetivos	37
1.4.1 Objetivos específicos.....	37
CAPÍTULO 2. Marco teórico	38
2.1 Introducción a la ciencia y tecnología de los materiales en la industria aeronáutica	38
2.2 Materiales utilizados en la industria aeroespacial.....	39
2.3 Compósitos laminados	40
2.4 Refuerzos en compósitos.....	42
2.5 Matrices poliméricas en compósitos	44
2.6 Interfase	45
2.7 Aplicaciones de los compósitos en aeronáutica	45
2.8 Compósitos vs aluminio	48
2.9 Delaminación.....	53
2.10 Ensayo de delaminación.....	53
2.11 Ensayo de tensión	57
CAPÍTULO 3. Metodología Experimental	63
3.1 Selección de refuerzo transversal	63
3.2 Elaboración de probetas	64
3.3 Ensayo de delaminación.....	70
3.4 Ensayo de tensión	77
3.5 Análisis de la fractura	80

CAPÍTULO 4. Resultados y Discusión.....	81
4.1 Ensayos de delaminación	81
4.1.1 Zona A.....	103
4.1.2 Zona B.....	106
4.1.3 Zona C.....	108
4.2 Ensayo de tensión	112
4.3 Análisis de Fracturas por Microscopia	118
CAPÍTULO 5. Conclusión.....	127
5.1 Ensayo de delaminación.....	127
5.2 Ensayo de tensión	128
5.3 Fracturas del Compósito	128
Referencias.....	129

Contenido de figuras

Figura 1.1 Tipos de refuerzo en material compuesto [4].....	14
Figura 1.2 Comparativa de costos de manufactura de compósitos [5]	15
Figura 1.3 Comparación eficiencia estructural relativa [6]	16
Figura 1.4 Comparación relación fatiga- densidad [6]	16
Figura 1.5 Delaminación en compósito	18
Figura 1.6 Tipos de delaminación [10]	18
Figura 1.7 Tejido 3d de fibra de carbono [11].....	19
Figura 1.8 Turbofan LEAP [13].....	20

Figura 1.9 Álabe de tejido en 3D de Leap [13].....	20
Figura 1.10 Tipos de costuras en 3d. a) ORT, b) LTL y c) AI [17].	23
Figura 1.11 Tomografía computarizada de compósito 3D en configuración a),b) ORT; c),d) LTL y e),f) LTL respectivamente [22]	26
Figura 1.12 Diagramas esfuerzo- deformación de muestras en configuración a) ORT, b) LTL y c) AI. En Negro: Tensiones en dirección de urdimbre. En Rojo: Tensiones en dirección de la trama [23]	27
Figura 1.13 Diagramas de esfuerzo deformación de a) ORT, b) LTL y c) AI de tensiones fuera de plano.....	28
Figura 1.14 Fallas macroscópicas en probetas con tensión orientada a las fibras a) ORT, b) LTL y c) AI [22].	29
Figura 1.15 Fallas macroscópicas en probeta con tensión fuera de plano a) ORT, b) LTL, c) AI [23]	29
Figura 1.16 Diagrama esfuerzo deformación de compósito 3D en ORT [25]	31
Figura 1.17 Diagrama esfuerzo deformación de compósito 3D en AI [26].....	32
Figura 1.18 a) Flap delaminado b) Esquema de partes de lap c) Repuesto [29]	34
Figura 1.19 Mamparo Sección 47 de 787 Dreamliner [29]	35
Figura 1.20 Hueco en estabilizador vertical de 787 [30].....	36
Figura 2.1 Diferenciación de escalas de composición estructural de los materiales en compósitos [5]	39
Figura 2.2 Evolución del uso de materiales en la industria aeronáutica [31].....	40
Figura 2.3 Efecto de la orientación de las fibras en la resistencia. [36].....	41
Figura 2.4 Orientación de la fibra: (a) continua y alineada (b) discontinua y alineada y (c) discontinua al azar. [35]	42
Figura 2.5 Propiedades básicas de termoplásticos, termoestables y elastómeros [2].....	44
Figura 2.6 Aplicación de composites en el F-35 Lightning II [31].....	46

Figura 2.7 Estructuras de composites en el Airbus 320 (mostradas de negro) [31]	46
Figura 2.8 Transbordadores que utilizan componentes de compósitos [35]	48
Figura 2.9 Comparación entre aleación aluminio-litio a) vs compósito de carbono unidireccional en dirección a favor de las fibras b) compósito de carbono en dirección en contra de las fibras, c) Compósito de fibra de carbono multidireccional [34]	50
Figura 2.10 Curva resistencia a la compresión vs severidad del daño de compósito [34]	51
Figura 2.11 Comparación de comportamiento de grieta ante cargas repetidas en un metal vs un compósito [34]	52
Figura 2.12 Delaminación [35]	53
Figura.2.13 Delaminación en fibras. [39]	53
Figura 2.14. Probetas para ensayo de delaminación [42].....	54
Figura 2.15 Variables en diagrama de delaminación [40].....	55
Figura 2.16 Curva de resistencia de delaminación [41]	56
Figura 2.17 Tipos de esfuerzos [52]	57
Figura 2.18 Ensayo de tensión	58
Figura 2.19 Deformación de probeta de metal por ensayo de tensión [44].	59
Figura 2.20 Diagrama esfuerzo-deformación [44]	60
Figura 2.21 Diagrama esfuerzo dedormación [54]	61
Figura 3.1 Metodología del proyecto.....	63
Figura 3.2 Patrón de tejido de refuerzo a utilizar	64
Figura 3.3 Tejidos para probetas de delaminación.....	66
Figura 3.4 Medición de probeta.....	67
Figura 3.5 Vidrio templado para realizar infusión	67
Figura 3.6 Superficie con cera desmoldante.....	68
Figura 3.7 Capa protectora en probetas de delaminación	68

Figura 3.8 Preparación de infusión	69
Figura 3.9 Infusión de resina.....	69
Figura 3.10 Probetas posterior a la infusión.....	70
Figura 3.11 Probetas para ensayo de delaminación [41].....	70
Figura 3.12 Probeta para delaminación.....	72
Figura 3.13 Probeta de delaminación con vista de prefalla.....	72
Figura 3.14 Probeta de delaminación sección transversal	72
Figura 3.15 Arreglo en máquina universal para ensayo de delaminación.....	73
Figura 3.16 Probeta instalada en máquina universal.....	74
Figura 3.17 Representación de variables a usar para cálculo de Tenacidad de fractura a delaminación [41].....	75
Figura 3.18 Representación de variables a usar para cálculo de Tenacidad de fractura a delaminación en ensayo.....	75
Figura 3.19 Seguimiento de delaminación mediante Tracker	76
Figura 3.20 Medición de delaminación.....	77
Figura 3.21 Ensayo de tensión	78
Figura 3.22 Cálculo de Esfuerzo de Cedencia	79
Figura 3.23 Cálculo de Módulo de Resiliencia	79
Figura 3.24 Cálculo de Módulo de Tenacidad.....	80
Figura 4.1 Secuencia de desprendimiento de bisagra en ensayo de delaminación	81
Figura 4.2 Desprendimiento de bisagra	82
Figura 4.3 Daño del refuerzo hacia la matriz	82
Figura 4.4 Secuencia ensayo delaminación probeta A7	84
Figura 4.5 Secuencia ensayo de delaminación probeta D6	85
Figura 4.6 Delaminación convencional de compuesto 3D [50]	86

Figura 4.7 Secuencia ensayo de delaminación probeta ST6.....	86
Figura 4.8 Fractura en refuerzo y desprendimiento de fibra.....	88
Figura 4.9 Diagramas Esfuerzo- deformación de ensayo delaminación de probetas a) ST6, b) A6 y A7, c) B6 y B7, d) C6, e) D6.....	90
Figura 4.10 Diagramas de resistencia a la delaminación de probetas a) ST6, b) A6, c) A7, d) B6, e) B7, f) C6, g) D6.....	91
Figura 4.11 Diagrama esfuerzo deformación de ensayo de delaminación de comparación de todas las probetas.....	93
Figura 4.12 Gráfica de esfuerzos máximos en ensayos de delaminación.....	95
Figura 4.13 Gráfica de módulos de tenacidad de ensayos de delaminación.....	95
Figura 4.14 Diagrama de ensayos resistencia- delaminación.....	96
Figura 4.15 Diagramas Fuerza- desplazamiento de probetas de fibra de carbono/ epoxy [62] .	99
Figura 4.16 Diagramas esfuerzo deformación a) a favor del sentido de la urdimbre, b) a favor del sentido de la trama [63].....	99
Figura 4.17 Diagrama fuerza- desplazamiento en ensayo de delaminación de compuesto fibra de carbono/ epoxy 3D en ORT [64].....	100
Figura 4.18 a) Diagrama de esfuerzo- desplazamiento y b) curva R de compósitos reforzados con fibra de carbono, hilo de acero e hilo de cobre [50].....	101
Figura 4.19 Mecanismo de pull out y fiber bridging [73].....	101
Figura 4.20 Definición de zonas de falla en probetas de ensayo de delaminación.....	102
Figura 4.21 Dispersión de grieta de compuesto [35].....	103
Figura 4.22 Fracturas en plano de inserto de probeta ST6.....	104
Figura 4.23 Mecanismos de fractura en zona A.....	105
Figura 4.24 Superficie delaminada [62]	106
Figura 4.25 Mecanismos de fractura en zona B.....	107
Figura 4.26 Mecanismos de fractura en zona C.....	109

Figura 4.27 Sección transversal de probeta de delaminación 3D convencional [63]	110
Figura 4.28 Delaminación debido al refuerzo transversal [64].....	111
Figura 4.29 Zona de delaminación de compósito 3D de fibra de carbono a) Mecanismos de fractura, b) Fractura frágil en fibra [50]	112
Figura 4.30 Diagramas esfuerzo- deformación de tensión de probetas: a) ST, b) A, c) B, d) C, e) D	113
Figura 4.31 Falla por tensión e probeta B2.....	114
Figura 4.32 Gráfica de promedios de UTS.....	116
Figura 4.33 Gráfica de promedios de Módulo de Elasticidad	117
Figura 4.34 Gráfica de promedios de Módulo de Tenacidad.....	117
Figura 4.35 Fracturas representativas en ensayos de tensión: a) ST, b) A, c), B, d) C, e) D.....	119
Figura 4.36 Fracturas representativas en ensayos de tensión vista lateral: a) ST, b) A, c), B, d) C, e) D	120
Figura 4.37 Mecanismos de fractura en ensayo de tensión	120
Figura 4.38 Microscopia de probeta fracturada por tensión.....	121
Figura 4.39 Fractura AGM.....	122
Figura 4.40 Diagrama esfuerzo deformación de WD1 y WD2 [21].....	122
Figura 4.41 Zonas ricas en resina de WD1 [21].....	123
Figura 4.42 Fracturas de WD1 y WD2 1) Probetas en macroescala, 2) Fracturas por Micro- CT [21]	124
Figura 4.43 Diagrama esfuerzo deformación de probetas reforzadas por 3D a) probetas de baja densidad, b) probetas de alta densidad [74]	125
Figura 4.44 Fracturas en probeta hO1 [74].....	125
Figura 4.45 Fracturas en a) IO, b)hO2 [74].....	126

Contenido de Tablas

Tabla 1.1 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de compósitos con carga orientada a la urdimbre y la trama [23]	27
Tabla 1.2 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de ensayo de tensión con dirección fuera de plano (45°)	28
Tabla 1.3 Módulo de Young y Relación de Poisson de compósito 3D en ORT [25]	31
Tabla 1.4 UTS en compósito 3D en ORT [25]	31
Tabla 1.5 Módulo de Young y Relación de Poisson de compósito 3D en AI [26].....	32
Tabla 1.6 UTS en copósito 3D en AI [26].....	32
Tabla 2.1 Características de las fibras y sus propiedades [4].....	42
Tabla 2.2 Propiedades mecánicas de matrices [3].....	45
Tabla 2.3 Componentes de composites en aerolíneas Airbus y Boeing [31].....	47
Tabla 3.1 Propiedades de fibra, refuerzo y resina [47] [48] [49].....	65
Tabla 3.2 Medidas utilizadas en probetas de delaminación.....	71
Tabla 4.1 Esfuerzo máximo y tenacidad de ensayos de delaminación	94
Tabla 4.2 Resultados de G_{IC} en ensayo de resistencia a delaminación.....	97
Tabla 4.3 Resultados de ensayos de delaminación por Rzeczkowski et al [59], CCM=	98
Tabla 4.4 Resultado de ensayo de tensión	115

1 CAPÍTULO 1. Introducción

Un material compuesto (también conocido como “composite” o “compósito”) es un sistema de 2 o más fases que se les conoce como refuerzo y matriz, cuyas propiedades y desempeños están diseñadas para que juntos generen un material con propiedades mecánicas superiores a sus partes actuando independientemente [1].

Por lo general el “Refuerzo” es un material de fase distribuida, muy rígido y fuerte cuya función es soportar los esfuerzos externos que estén en dirección longitudinal de este mismo, mientras que la “Matriz” es un material de fase continua, más débil, menos rígida, pero inerte a muchos agentes electroquímicos y tenaz, que se encarga de mantener unido al refuerzo a la forma final del molde en el que se encuentre, proteger al refuerzo contra agentes externos, soportar esfuerzos indirectos a la longitud del refuerzo y ayudar a distribuir la energía mecánica externa hacia el refuerzo, a fin de que este último lo distribuya y lo soporte. En algunos casos que dependen de la naturaleza de las 2 fases mencionadas, puede haber una tercera fase como resultado de la interacción química entre la unión del refuerzo y la matriz conocida como “Interfaz” [1].

A partir de aquí se clasifica el compósito debido a la forma del refuerzo, como continua o discontinua en forma de partículas fibras o hojuelas, como se aprecia en la Figura 1.1, y al tipo del proceso de fabricación de la matriz, pudiendo ser matriz polimérica, cerámica y/o metálica. Cuando se manufacturan los compósitos como un conjunto de capas o láminas, como se ilustra en la Figura 1.1 c), conocido popularmente como laminado [2] [3]. En el presente documento se trabajará con un compósito laminado de refuerzo de fibras de vidrio continuas y una matriz polimérica de resina poliéster.

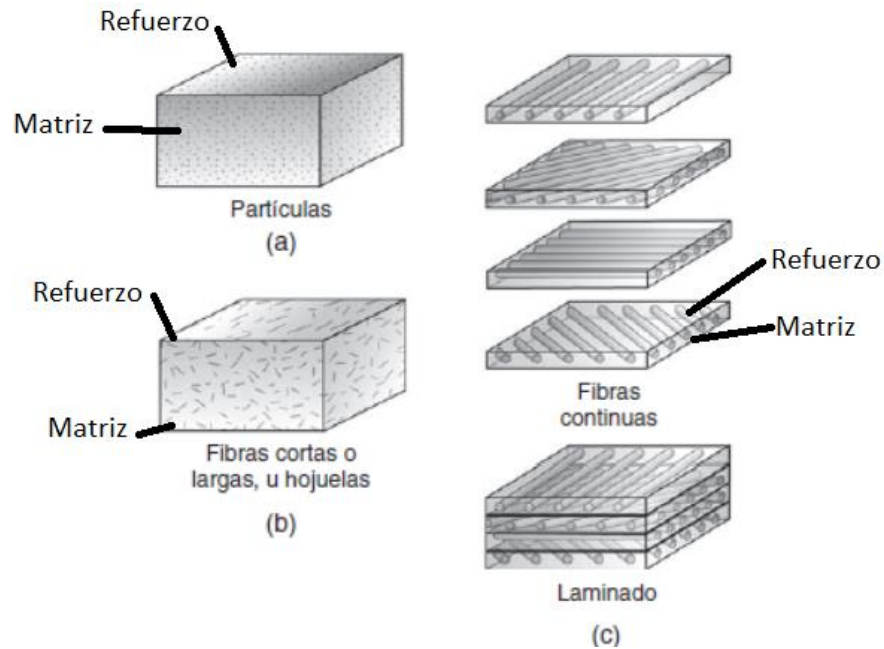


Figura 1.1 Tipos de refuerzo en material compuesto [4]

El uso de los compósitos en la industria aeroespacial ha crecido rápidamente desde mediados de los 90's hasta la actualidad, de tal forma que ahora, en conjunto con el aluminio, como el material más comúnmente usado en las aeronaves. Por el hecho del crecimiento del uso de los compósitos, al haber más demanda de su manufactura, su costo de producción se reduce. En la Figura 1.2 se muestra un aproximado en la reducción de costos por kilogramo desde 1980 hasta 2010, hoy en día la tendencia es mejor [5].

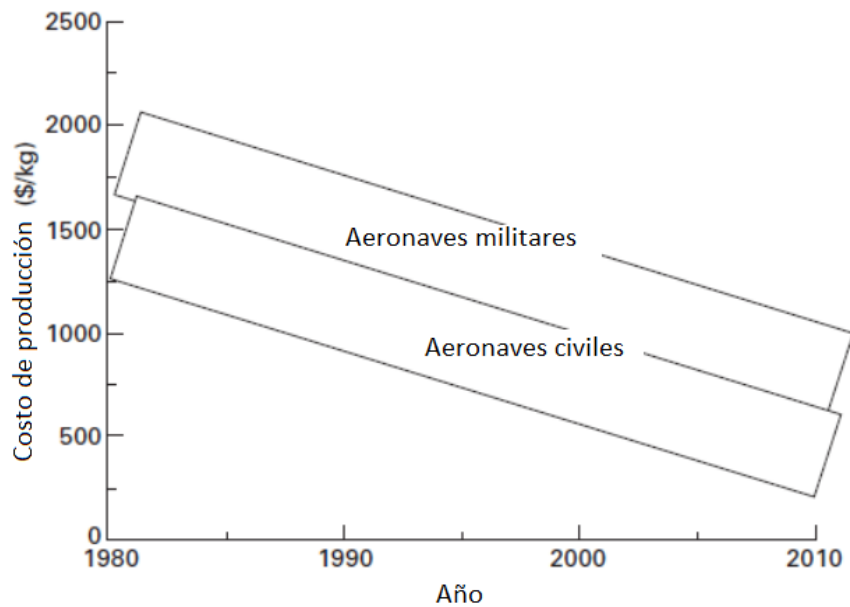


Figura 1.2 Comparativa de costos de manufactura de compósitos [5]

La razón de este interés e inversión en los compósitos es debido a que en mucho de los casos sus propiedades en general son mejores que las de los metales: baja densidad, mejores propiedades mecánicas, no se corroen y con un buen diseño se pueden reducir costos de ensamble al reducir elementos de unión sólidos como remaches o tornillos. La relación resistencia/ densidad y módulo elástico/ densidad de compósitos de fibra de carbono son mucho mayores que de los metales más fuertes comúnmente usados en la industria aeroespacial, como la aleación de titanio Ti 6Al 4V o la aleación de aluminio 7075-T6, resultando en un ahorro de combustible debido a un menor peso de los componentes, mejor desempeño y el rediseño de componentes para mejorar la eficiencia en las aeronaves. En la Figura 1.3 se muestran gráficas de comparación de la eficiencia estructural relativa, la cual es una relación entre el UTS de los materiales y su respectiva densidad, entre un compósito de fibra de carbono contra las aleaciones más convencionales en el ramo aeroespacial y en la Figura 1.4 se muestra una comparación entre la relación de resistencia a la fatiga por tensión-densidad, donde se pueden apreciar las grandes propiedades del compósito [6].

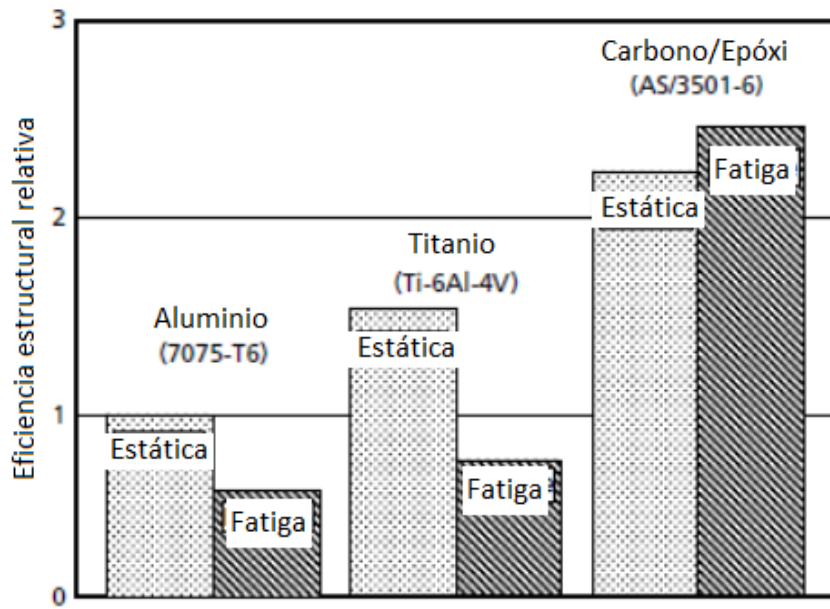


Figura 1.3 Comparación eficiencia estructural relativa [6]

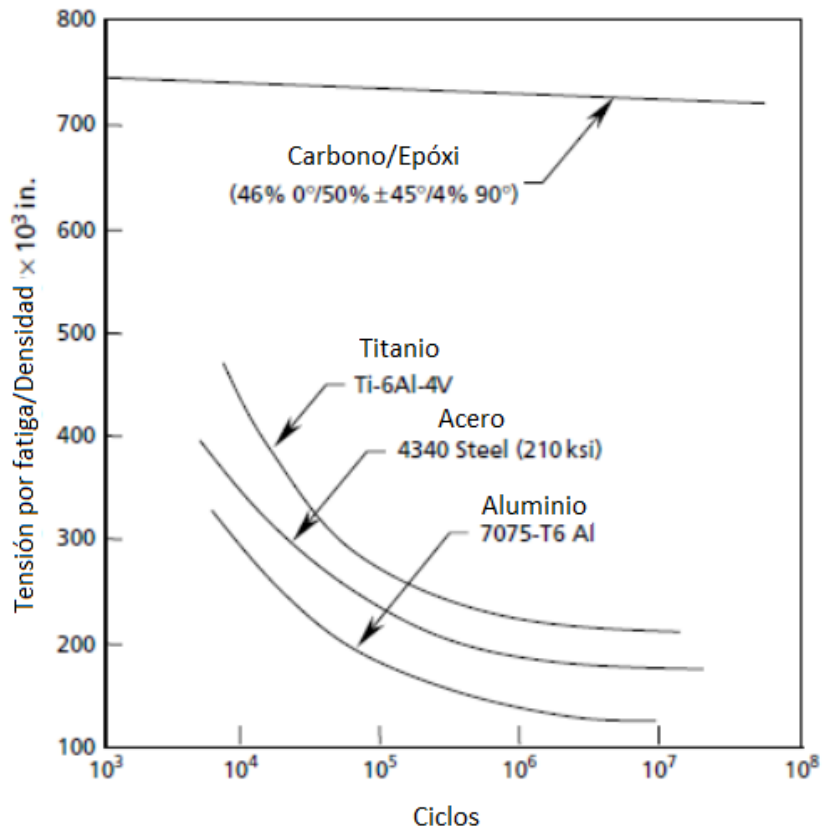


Figura 1.4 Comparación relación fatiga- densidad [6]

Desafortunadamente el uso de compósitos laminados de matriz polimérica tiene consecuencias:

1. La temperatura es un factor que limita su uso debido a la naturaleza de la matriz;
2. La reparación de piezas de compósitos puede llegar a ser muy compleja en comparación con los metales;
3. Los compósitos, aunque no sufren de corrosión, sí sufren de absorción de humedad que tienden a debilitar la interfaz, que conlleva a fragilizar el material y por ende tener fallas prematuras;
4. El proceso de manufactura puede ser más complejo que el de algunos metales y por ende su costo aumenta, principalmente por el hecho de que la generación de defectos es muy alta debido a problemas de curado por negligencia o anomalías en las atmosferas controladas, por mencionar algunos, que puede reducir considerablemente las propiedades del material;
5. La mayoría de los compósitos son anisotrópicos: si existen esfuerzos externos que no estén en dirección longitudinal de las fibras, la matriz tendrá que soportar las cargas y puede llegar a fallar;
6. No son buenos resistiendo impactos;
7. Tampoco son buenos resistiendo esfuerzos compresivos en dirección longitudinal del refuerzo;
8. Son susceptibles a la delaminación [7] [6] [8].

La delaminación es definida como un mecanismo de falla crítico en materiales compuestos de matriz polimérica reforzada con fibra laminada, y es un defecto que en las estructuras metálicas convencionales no existe. La delaminación es causada por tensiones interlaminares elevadas junto con la resistencia de espesor pasante típicamente muy baja. El fenómeno surge porque las fibras que se encuentran en el plano de un laminado no proporcionan refuerzo a través del espesor, por lo que el compósito transfiere toda la carga externa en esa dirección en la matriz relativamente débil; esto se ve agravado por el hecho de que las resinas de matriz suelen ser bastante frágiles, siendo muy susceptibles a esfuerzos cortantes, como se puede ilustra en la Figura 1.5 [9].



Figura 1.5 Delaminación en compósito

Se han realizado muchas investigaciones sobre la delaminación debido a tensiones a través del espesor, pero se ha menospreciado ampliamente que la delaminación también tiene un papel crucial para determinar la resistencia en el plano, lo que con frecuencia conduce a la iniciación prematura de fallas. La falla en el plano de los compósitos es impulsada por la energía liberada cuando se descargan las fibras. Esto puede ocurrir de dos maneras: por fractura de las fibras, o por delaminación y grietas de la matriz que se unen para producir una fractura en la superficie sin necesidad de romper las fibras. La delaminación también influye en el comportamiento de los compósitos bajo impacto, afectando tanto el daño causado bajo carga de impacto como la respuesta posterior en compresión tras impacto [9].

Actualmente están definidas 4 tipos de delaminación como mecanismos de fractura, y son mostradas en la Figura 1.6 [10]:

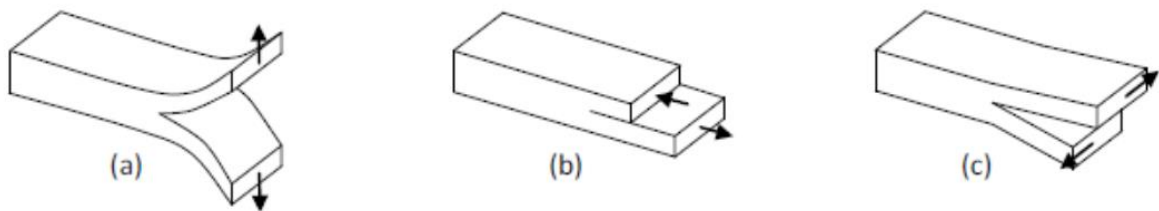


Figura 1.6 Tipos de delaminación [10]

1. Modo de apertura (Modo 1, Figura 1.6a): Tensiones normales se producen perpendiculares a la grieta, provocando que las láminas de ésta se desprendan una de la otra sin deslizamiento entre los planos.
2. Modo de deslizamiento (Modo 2, Figura 1.6b): Existe deslizamiento entre las láminas en sentidos opuestos debido a esfuerzos tangenciales.
3. Modo de torsión o rasgado (Modo 3, Figura 1.6c): Se genera un desplazamiento en dirección perpendicular a la longitud del material debido a esfuerzos tangenciales.
4. Modo mixto: Es cuando se presenta más de 1 modo de delaminación.

Muchas aplicaciones están expuestas a condiciones de carga fuera de plano, lo que hace que sea imposible recurrir a los compósitos laminados como la solución adecuada. Palas de aerogeneradores, largueros y refuerzos en aeronaves, recipientes a presión y aplicaciones de construcción, son algunos ejemplos de aplicaciones en las que se imponen condiciones de carga fuera del plano en la estructura. Por lo tanto, ha surgido la necesidad de compósitos con propiedades de "fuera de plano" de grosor total mejorado, que se conocen como compósito con tejido 3D, como se observa en la Figura 1.7[4].



Figura 1.7 Tejido 3d de fibra de carbono [11]

Convencionalmente el refuerzo usado para compósitos laminados es un tejido de 2 dimensiones (2D), de ahí su incapacidad para proteger el espesor. El refuerzo tridimensional (3D) para compósitos (Figura 1.7) contiene un tejido que abarca las 3 dimensiones (longitud, ancho y grosor), y es una tecnología que está teniendo mucho éxito en la industria aeroespacial en los álabes del nuevo turbofan LEAP (Figura 1.8), el cual es la nueva generación del aeroreactor CFM56, producido por CFM (Snecma y GE) y SAFRAN. LEAP reporta que en conjunto con este nuevo compósito el

aeroreactor ofrece una eficiencia de despegue del 99.98% junto con un 15% menos de consumo y emisiones CO₂, debido a su reducción de peso, costos de operación y mantenimiento [12].



Figura 1.8 Turbofan LEAP [13]

El aeroreactor LEAP usa 18 álabes de compuesto de fibra de carbono (Figura 1.9) que juntos tienen un peso estimado de 76 kg. El CFM56 (el aeroreactor que antecede a LEAP), tiene 36 álabes de titanio con un peso total de 150 kg [14]. Debido a esta disminución de peso, los álabes tendrán menos absorción de energía centrífuga en caso del escape de una de estas en situaciones de operación, lo cual va a permitir una masa o un disco menos grande. Todo esto da una reducción de 454 kg por aeronave A320 si se compara con el CFM56 [14].



Figura 1.9 Álabes de tejido en 3D de Leap [13]

Actualmente la aeronave comercial con mayor uso de compósitos en partes estructurales es el Boeing 787 Dreamliner [15], sin embargo, dicho compósito utiliza tejido en 2D, lo que genera una ventana de oportunidad para utilizar estos nuevos tejidos en 3D para aplicaciones estructurales en las aeronaves.

El propósito de los datos anteriores, es exponer el gran beneficio que ha dado el uso de los compósitos en 3D, y aplicaciones de oportunidad donde pudieran tener gran impacto. Ahora bien, para la fabricación de la semiala en compósitos, se sabe que las aeronaves modernas comerciales tienen alto porcentaje de uso de estas, pero no en su totalidad. Dificultades actuales en la fabricación de semialas con 100% de compósito en el Boeing 787 Dreamliner fueron expuestas por Mistubishi, quien es el proveedor principal en Asia de compósitos de Boeing. Estas dificultades son:

1. Componentes de materiales compuestos mucho más grandes que los existentes.
2. Grandes cargas de esfuerzos debido al aeroreactor y al tren de aterrizaje.
3. Línea de molde exterior afilada para un rendimiento aerodinámico superior.
4. Requisito de estanqueidad al combustible debido al uso del interior del ala como tanque de combustible [8].

Utilizando un compósito con tejido 3D es probable (si las propiedades mecánicas aumentan), que el material compuesto no tenga problemas con los esfuerzos debido al aeroreactor y al tren de aterrizaje. Las líneas de molde para un rendimiento aerodinámico es posible rediseñarlas si el material compuesto tiene las suficientes propiedades mecánicas para realizar perfiles más agresivos. En el caso de la estanqueidad sería un problema para considerar en el presente proyecto con un recubrimiento hidrofóbico, además de ayudar a que el compósito tenga más resistencia hidrofílica y prevenir posibles fallos prematuros en la interfaz.

El efecto destructivo que puede ocasionar la delaminación preocupa la aplicación de compósitos en estructuras principales en la aeronave, y una solución viable puede llevar a ampliar el uso de ellos en más partes de la aeronave y mejorar su eficiencia [7].

Actualmente una empresa anónima dedicada a la Industria Aeronáutica está interesada en investigar alternativas de procesos de manufactura en compósitos en tejidos 3D, ya que menciona que el costo de inversión de las maquinarias actuales para realizar dicho tejido no le es atractiva y ve como oportunidad el utilizar máquinas de costura industriales (de las cuales la empresa cuenta),

para coser el tercer tejido en forma de refuerzo transversal en tejidos en 2D, actualmente en el mercado se requiere una reducción de costos de producción, y ofrecer este nuevo material a sus diferentes clientes otorgará ventajas respecto a los productos actuales, por lo cual, este nuevo material debe ser caracterizado previo a su introducción y uso en el mercado.

Es por ello por lo que surge el interés en la investigación presente, acerca de la aplicación de materiales compuestos de tejido 3d para aplicaciones estructurales en la semiala de una aeronave con el propósito de:

1. Reducir el riesgo de delaminación debido a esfuerzos primarios resultantes de los esfuerzos generados en vuelo en la estructura alar;
2. Reducir costos de producción y mantenimiento;
3. Reducir peso y partes de la semiala y mediante eso;
4. Diseñar y fabricar un perfil aerodinámico con mayor eficiencia que lo impedía el uso de laministería.

En la presente tesis de doctorado se estudió la caracterización de la fractura por tensión y delaminación Modo 1 en compósitos laminados reforzados en sección transversal con un tejido 3D, cuyo objetivo es la aplicación en estructuras aeronáuticas. El refuerzo transversal se realizó mediante una máquina de coser industrial como parte de un proyecto de una empresa externa, y se utilizó un hilo de 0.5mm de diámetro. La variable de estudio en el refuerzo fue el espacio entre refuerzo y refuerzo longitudinal al compósito, teniendo refuerzos con distancia de 2, 1.5, 1 y 0.5 cm respectivamente. Se manufacturó el compósito reforzado y se realizó ensayo de tensión según la norma ASTM D3039 y se hizo un análisis de delaminación modo 1 según la norma ASTM D5528, para caracterizar su resistencia a la tensión y su resistencia a la delaminación, se compararon resultados “con refuerzo” y “sin refuerzo”, y se caracterizó las fallas mediante análisis fractográficos mediante estereoscopio.

1.1 Antecedentes

En la investigación realizada por Ansar [16], menciona que los tejidos en 3D se clasifica en dos grupos de acuerdo a la profundidad a la que penetra el tejido en Z (o sellador) a través de la tela (Figura 1.10). Si penetra en todo el espesor, se le conoce como interbloqueo de grosor total (through- tickness interlock o TT), mientras que se clasifica como capa a capa (Layer to layer o LTL) si el sellador solo une capas adyacentes (Figura 1.10b).

Esta clasificación se divide según el ángulo de entrelazado de la estructura. La primera categoría es el bloqueo de ángulo (angle interlock o AI), en el que el ángulo de entrelazado entre los hilos del sellador y los transversales pueden tener cualquier valor, excepto 90° (Figura 1.10c). La segunda categoría es un caso especial de la primera. El bloqueo ortogonal (ORT) (Figura 1.10a), se produce cuando el ángulo de entrelazado entre los hilos de sellado y transversales es igual a 90° [16].

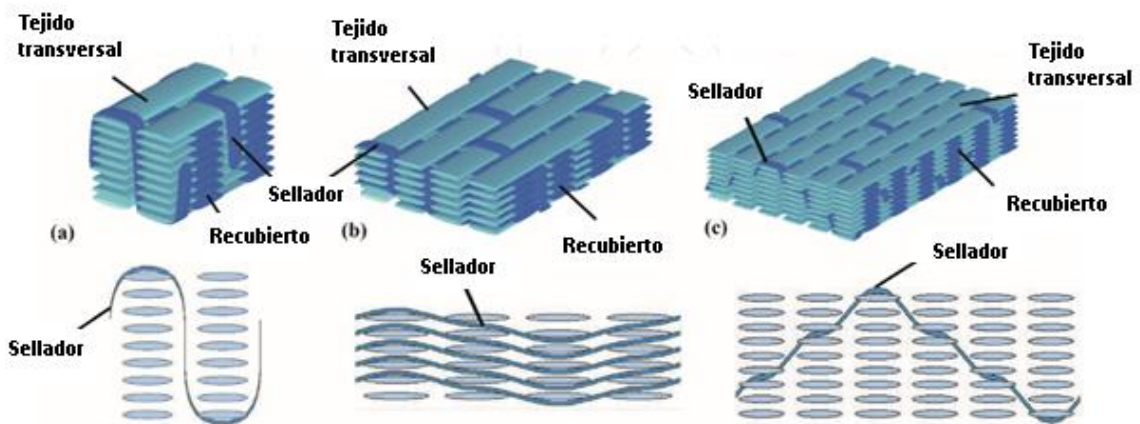


Figura 1.10 Tipos de costuras en 3d. a) ORT, b) LTL y c) AI [17].

El patrón de tejido utilizado durante el proceso de tejido también puede afectar la clasificación de los compuestos tejidos en 3D de acuerdo con Saleh [18]. Por ejemplo, en el caso del tejido ORT, la frecuencia de la encuadración en Z que barre las superficies superior e inferior del tejido, puede variar desde el patrón liso (Figura 1.10a) a sarga (Figura 1.10b) o satinado (Figura 1.10c). Esto afectará directamente el tamaño de la celda unitaria, el grado de rizado, la respuesta elástica y la resistencia al daño / delaminación, como se mencionó anteriormente.

En el artículo publicado por Hassan [17], menciona que se realizaron pruebas mecánicas para los 3 tipos de tejidos mostrados en la Figura 1.10, los resultados de tensión y flexión mostraron que el módulo y la resistencia eran significativamente mayores en la dirección del tejido transversal. La tela lisa LTL exhibió las propiedades mecánicas más bajas debido a la constante ondulación y puntos de cruce entre los hilos en la tela. Menciona que los puntos de cruce crearon áreas de alta tensión localizada lo cual debilitaron a este tejido. La tela asargada y la tela satinado se comportaron de manera bastante similar entre sí. Las dos telas tenían la misma cantidad de puntos de cruce (entrelazado), entre el sellado y el tejido transversal, que era menor con la tela de tejido liso. Debido a la menor cantidad de puntos de cruce en las telas, hubo menos áreas de tensión localizada, lo que

permitió que las telas soportaran cargas más altas. El tejido se ajustó bien a la técnica por infusión al vacío y se fabricó una pieza exitosa.

Aún hay algunas limitaciones en el proceso de tejido 3D de fibra de carbono para la elaboración de materiales compuestos, menciona Hassan [17]. Dos de las principales limitaciones son el tejido de calibre pesado (24k para arriba), y la orientación de la fibra. Los calibres de más de 24 k son difíciles de tejer con las máquinas de tejer convencionales. Además, fundamentalmente en el tejido los hilos de sellado se ejecutan en una dirección (dirección x), mientras que los hilos de trama se ejecutan en la dirección transversal (dirección y). Por lo tanto, es bastante la adición de un tercer eje al tejido. Actualmente, el tejido 3D representa un proceso automatizado que puede proporcionar materiales compuestos reforzados a través de espesores a altas tasas de colocación, utilizando materiales fibrosos en su forma de menor valor agregado. Por lo tanto, ofrece la capacidad de agregar funcionalidad, reducir los costos y los requisitos de tasa de éxito para la fabricación de compuestos de gran volumen, en comparación con los enfoques 2D tradicionales. Estos beneficios existen en la propia tela tejida, pero para convertir mecánicamente esta tela en una preforma utilizable para una operación de moldeo compuesto, se requieren varias soluciones, tales como espesores cónicos, estabilización y recorte de bordes. Estos procesos adicionales agregan flexibilidad adicional al mover al fabricante de un tejido de tela a un productor de preformas compuestas adaptadas para que coincidan con las especificaciones de rendimiento, por lo tanto, agregando un valor extra significativo. Los procesos complementarios actuales a menudo implican una serie de operaciones manuales lentas para convertir la tela en una preforma y, en muchos casos, también pueden distorsionarla o dañarla. Por lo tanto, el objetivo final del tejido de tejidos trenzados en 3D es lograr un proceso de fabricación integrado a través de la automatización para superar las lentas operaciones manuales en la cadena de suministro de los materiales compuestos. [17]

Gu [19] menciona que muchos investigadores se han preocupado por los daños que podrían producirse en las fibras durante el tejido de las preformas. Se encontró que la cantidad de daño de la fibra dependía del tipo de fibra utilizada; sin embargo, la infusión de la matriz en la preforma reduce el efecto del daño ya que la matriz puede transferir los esfuerzos a través del material. Además, la cantidad de tensión contenida en las fibras durante el proceso de tejido tiene un efecto dramático en el aspecto general de la arquitectura y las propiedades mecánicas. Una menor tensión producirá una mayor resistencia en el material, sin embargo, dará lugar a áreas dañadas más

grandes y reducirá sus propiedades mecánicas. También menciona que la máxima resistencia a la tracción se logró al garantizar que las fibras se mantuvieran lo más rectas posible, y que las curvas se mantuvieran lo más graduales posible.

Una comparación realizada por Pankow [20] indica que entre los patrones LTL y ORT, el ORT tuvo menor plasticidad, mientras que los LTL mostraron un comportamiento similar al "plástico". Los materiales ORT mostraron respuestas que eran independientes del grosor, mientras que los LTL mostraron respuestas dependientes del grosor. Todas las arquitecturas produjeron campos de tensión dependientes de la arquitectura en el material, junto con el agrietamiento de la matriz, que ocurrió donde se insertaron las fibras. Estas inserciones producen la aparición de fallos en el material y podrían ser utilizados para determinar si un material ha sido sobrecargado.

Los resultados de Monali [21] sobre las propiedades mecánicas del patrón LTL mencionan que estas telas a comparación de las convencionales brindan mayor resistencia al corte interlaminar y las tensiones transversales, y se adaptan en general a estas formas altamente curvadas en el molde, lo que es bueno para aplicaciones estructurales. Menciona que la abrasión entre los tejidos supera la combinación con la gravedad con la que se doblan los selladores durante el proceso de tejido, reduciendo el conjunto de materiales adecuados que se pueden usar en tejido 3D, y hasta los materiales más robustos pueden ver una reducción de hasta el 20% en la fuerza en el plano. Además, los parámetros de tejido como la ondulación también pueden contribuir a la reducción de las propiedades mecánicas.

En otro estudio realizado por Mohamed Nasr et al. [22], se caracterizó la resistencia a la tensión en la dirección de la urdimbre, de la trama y del refuerzo, y fuera de plano en diversos compósitos 3D de fibra de carbono HexTow IM7 (Hexcel) en epoxy MTM 57 en configuración ORT, LTL y AI por infusión de resina a alta temperatura. El ensayo de tensión fue con base a la norma ASTM D3039 y se fabricaron 4 probetas por material. Los tejidos finales se pueden ver en la Figura 1.11.

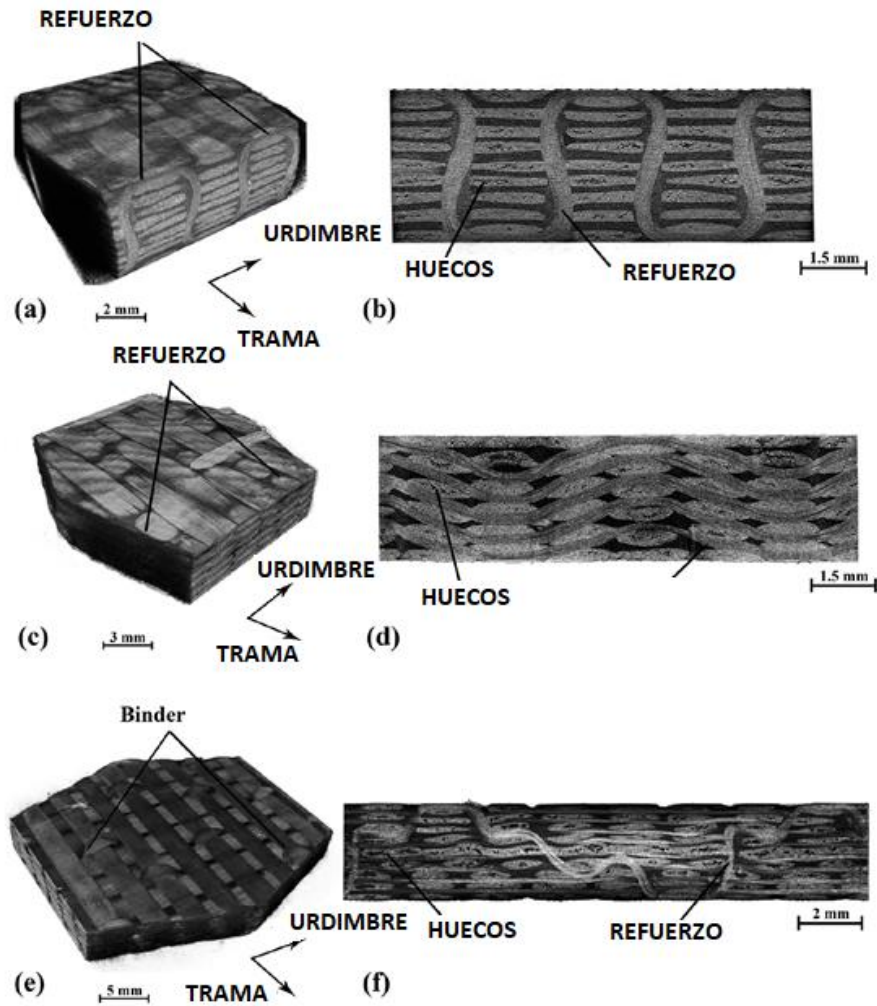


Figura 1.11 Tomografía computarizada de compuesto 3D en configuración a),b) ORT; c),d) LTL y e),f) LTL respectivamente [22]

En la Figura 1.12 se ilustra los resultados de los diagramas esfuerzo- deformación de tensión en dirección a la urdimbre (0°) y en dirección a la trama (90°), en la Tabla 1.1 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de compósitos con carga orientada a la urdimbre y la trama [23]. En la Figura 1.13 se ilustra el diagrama esfuerzo- deformación en dirección fuera de los planos de los refuerzos (a 45°) y en la Tabla 1.2 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de ensayo de tensión con dirección fuera de plano (45°).

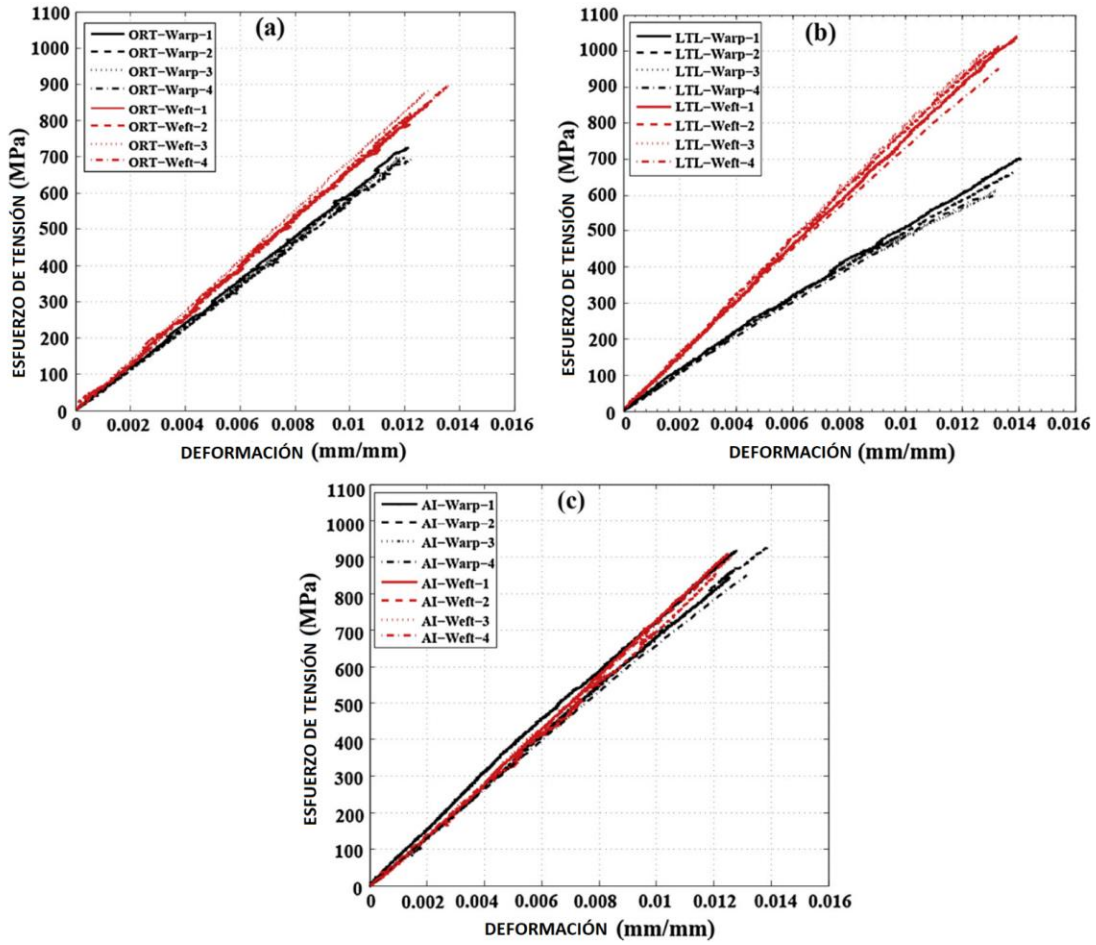


Figura 1.12 Diagramas esfuerzo- deformación de muestras en configuración a) ORT, b) LTL y c) AI. En Negro: Tensiones en dirección de urdimbre. En Rojo: Tensiones en dirección de la trama [23]

Tabla 1.1 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de compósitos con carga orientada a la urdimbre y la trama [23]

Configuración	Módulo de Young (GPa)		UTS (MPa)		Deformación al quiebre (%)	
	Urdimbre (0°)	Trama (90°)	Urdimbre (0°)	Trama (90°)	Urdimbre (0°)	Trama (90°)
ORT	56.6 ± 0.39	70.0 ± 1.86	711 ± 17.39	862 ± 23.07	1.20 ± 0.02	1.25 ± 0.03
LTL	53.9 ± 0.46	76.6 ± 0.84	681 ± 21.82	1029 ± 29.82	1.37 ± 0.04	1.34 ± 0.05
AI	71.0 ± 1.92	69.9 ± 1.42	913 ± 40.26	924 ± 31.68	1.28 ± 0.08	1.28 ± 0.09

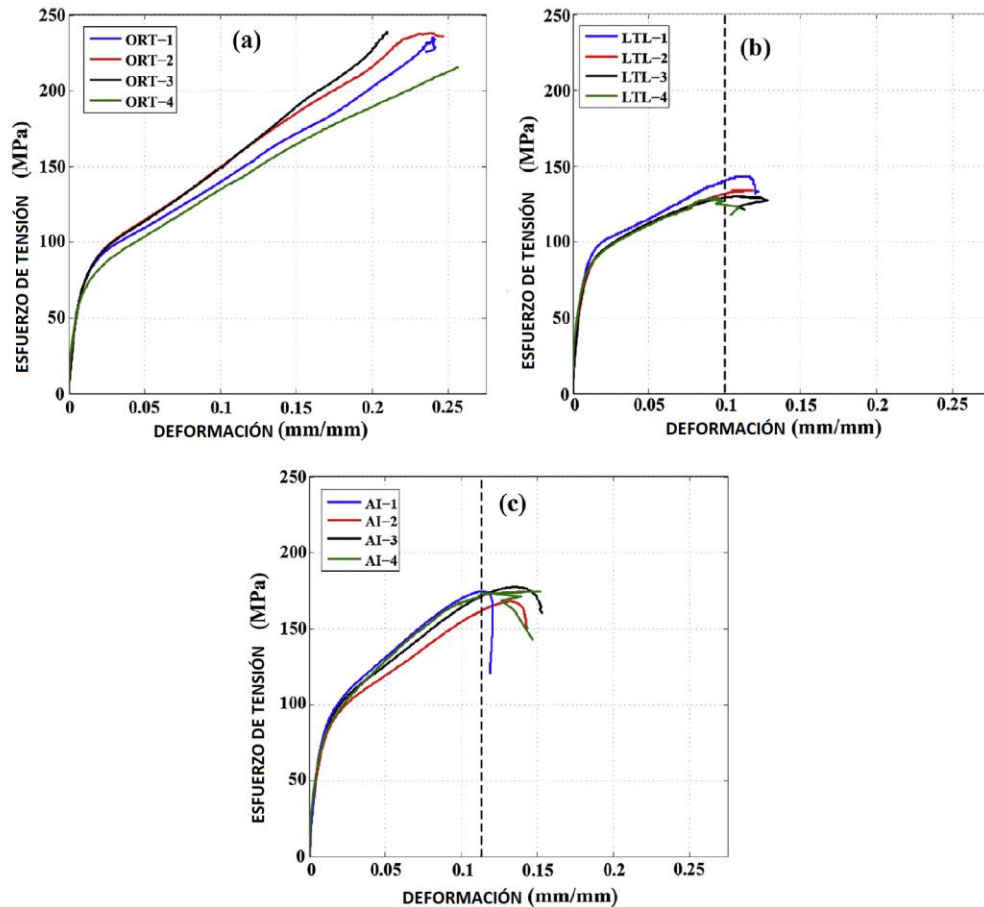


Figura 1.13 Diagramas de esfuerzo deformación de a) ORT, b) LTL y c) AI de tensiones fuera de plano

Tabla 1.2 Módulo de Young, UTS y deformación al quiebre de ensayo de tensión con dirección fuera de plano (45°)

Configuración	Módulo de Young (GPa)	UTS (MPa)	Deformación al quiebre (%)
ORT	7.93 ± 0.25	226.33 ± 11.04	24.20 ± 1.22
LTL	9.93 ± 0.37	132.02 ± 3.71	11.27 ± 0.33
AI	8.82 ± 0.28	172.76 ± 0.55	13.29 ± 0.48

Menciona Nasr Mohamed et Al. [22], Que la resistencia a la tensión fue mayor en la dirección de la trama debido a una mayor cantidad de fibra que en las demás direcciones. El material con menos resistencia fue la configuración ORT debido a que la complejidad de la curvatura del refuerzo reduce el flujo de resina en el material, y ocasiona la generación de huecos que reducen sus propiedades mecánicas, menciona el autor. En la Figura 1.14 se muestran las fracturas de las probetas.

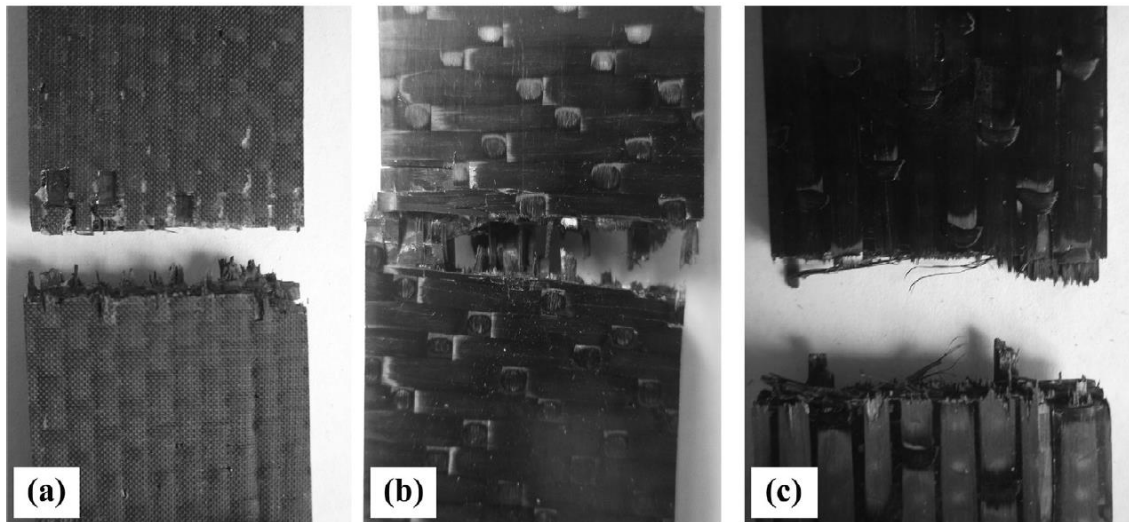


Figura 1.14 Fallas macroscópicas en probetas con tensión orientada a las fibras a) ORT, b) LTL y c) AI [22].

La falla se caracteriza por una clara fractura transversal, en todo el ancho de las muestras. Esto indica que la fractura final se debe predominantemente a la rotura longitudinal de las fibras. El daño generalmente comienza en los puntos de entrelazo de la urdimbre (o trama), y del refuerzo donde se amplifican los campos de tensión locales. Siguiendo la localización de la tensión en los puntos de entrelazamiento, las grietas transversales dentro de los hilos, perpendiculares a la dirección de carga, crecen instantáneamente y se multiplican en número hasta un punto de saturación. Luego, el mecanismo de daño cambia de agrietamiento transversal a delaminación (entre los hilos de urdimbre y trama y a lo largo del límite del refuerzo), y esta transición ocurre antes de que las fibras se rompan [22].

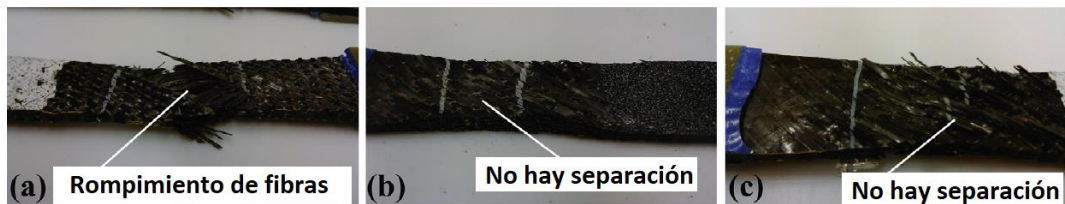


Figura 1.15 Fallas macroscópicas en probeta con tensión fuera de plano a) ORT, b) LTL, c) AI [23]

La muestra ORT tiene un refuerzo mayor que LTL y AI y esto permite la redistribución de la tensión en un tramo más largo de la muestra, y evita el deslizamiento entre los planos. Por lo tanto, se ve que el daño en ORT se distribuye uniformemente en toda la longitud de referencia del

espécimen. Por el contrario, tanto los especímenes LTL como AI, exhibieron daño localizado debido al daño por deslizamiento entre los planos entre urdimbre/ trama y una extensa delaminación entre hilos y se observa en la Figura 1.15. Los especímenes de ORT se rompieron en dos partes separadas con una fractura en ángulo, donde la rotura de los refuerzos es evidente alrededor del área de la fractura. La falla de los especímenes LTL y AI ocurrió en una región localizada que se caracteriza por una fractura en ángulo. No se encontró una separación aparente de las capas en las muestras LTL y AI, ya que los hilos del refuerzo evitaban la separación entre las capas de urdimbre y trama. Se realizó un escaneo por rayos X y se concluye que la falla final ocurre cuando los hilos de unión se fracturan [22].

Callus P. et al [23] menciona que los compósitos 3D en ensayos de tensión tienen una región lineal elástica al inicio, y esta decrece un 5% conforme avanza. Este “suavizamiento” ocurre debido a que la matriz se está agrietando entre el tejido, y se propaga hacia los puntos localizados de esfuerzos ocasionados por el refuerzo. Debido a la complejidad en el movimiento de las fibras, ocasionan otros mecanismos de fractura llamados “Encerramiento de fibra” y “Punteo de fibras”, el primero relacionado a la fricción y deslizamiento que ocurre entre los tejidos, y que en algún momento se creará un nudo entre ellos mismos generando un bloqueo al deslizamiento entre fibras. En este momento el nudo rígido se confina por la matriz agrietada, previniendo que las fibras se dispersen fuera de la probeta. El punteo de fibras se atribuye a cuando la matriz falla y las fibras siguen resistiendo la carga. Esto es muy común en compósitos 2D unidireccionales, pero causa del refuerzo en compósitos en 3D impide que este punteo se genere y promueve fallas prematuras [24].

Un estudio de Pankow et al. [20] menciona que se realizaron ensayos de tensión en compósitos 3D en configuración ORT y AI de fibra de vidrio S2, en resina epóxica SC-15 por infusión al vacío, con refuerzo transversal de 12.7 mm y 6.35 mm de espesor como variable principal en dirección de la urdimbre y la trama, las fracciones volumétricas del compósito con refuerzo grueso fue de 55.3% y 51.7% para el refuerzo delgado. Los resultados de los ensayos se presentan en las Figura 1.16 y Figura 1.17, Tabla 1.3, Tabla 1.4, Tabla 1.5 y Tabla 1.6, respectivamente.

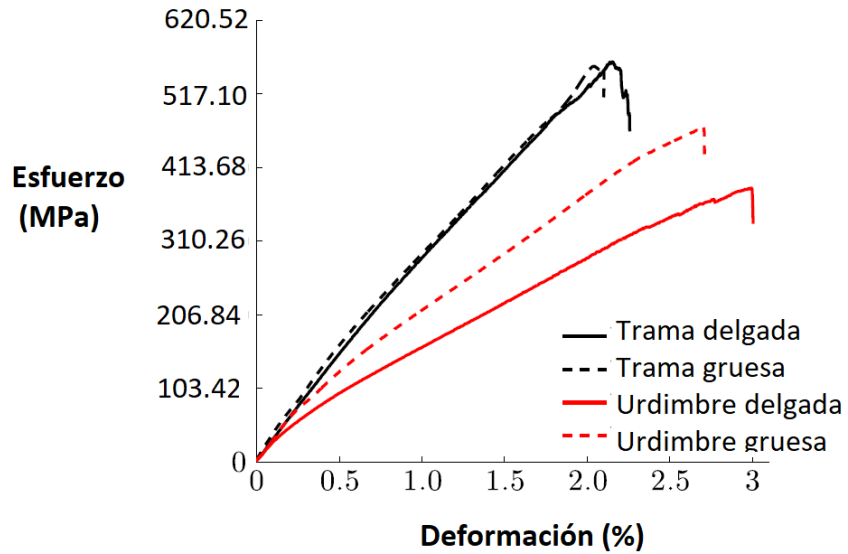


Figura 1.16 Diagrama esfuerzo deformación de compuesto 3D en ORT [25]

Tabla 1.3 Módulo de Young y Relación de Poisson de compuesto 3D en ORT [25]

	Modulo de Young		Relación de Poisson
	(GPa)	(Msi)	ν
Urdimbre delgado	13.10 ± 0.31	1.9 ± 0.05	0.022
Trama delgado	25.17 ± 0.79	3.65 ± 0.11	0.101
Urdimbre grueso	17.31 ± 0.27	2.51 ± 0.04	0.049
Trama gruesa	26.54 ± 0.61	3.85 ± 0.09	0.140

Tabla 1.4 UTS en compuesto 3D en ORT [25]

	(MPa)	(ksi)
Urdimbre delgado	394 ± 9	57.1 ± 1.3
Trama delgado	542 ± 20	78.6 ± 2.9
Urdimbre grueso	464 ± 7	67.2 ± 1.1
Trama gruesa	566 ± 8	82.2 ± 1.2

La configuración ORT muestra en la Figura 1.16 y en los resultados de la Tabla 1.3 y Tabla 1.4, que la orientación de la trama muestra una mayor resistencia, esto es debido a que dicha orientación tiene mayor concentración de tejidos que en la orientación de la urdimbre. La variación de espesor no tuvo mucho efecto debido a que las fibras de la urdimbre y la trama se mantuvieron rígidas en la manufactura, y se trató de evitar la posible ondulación debido al refuerzo. Respecto al mecanismo de la fractura, no se determinó variable el espesor del refuerzo, sin embargo, este tejido previno el desplazamiento de las fibras a lo largo del material, y evitar la falla por “Pull-out” [25].

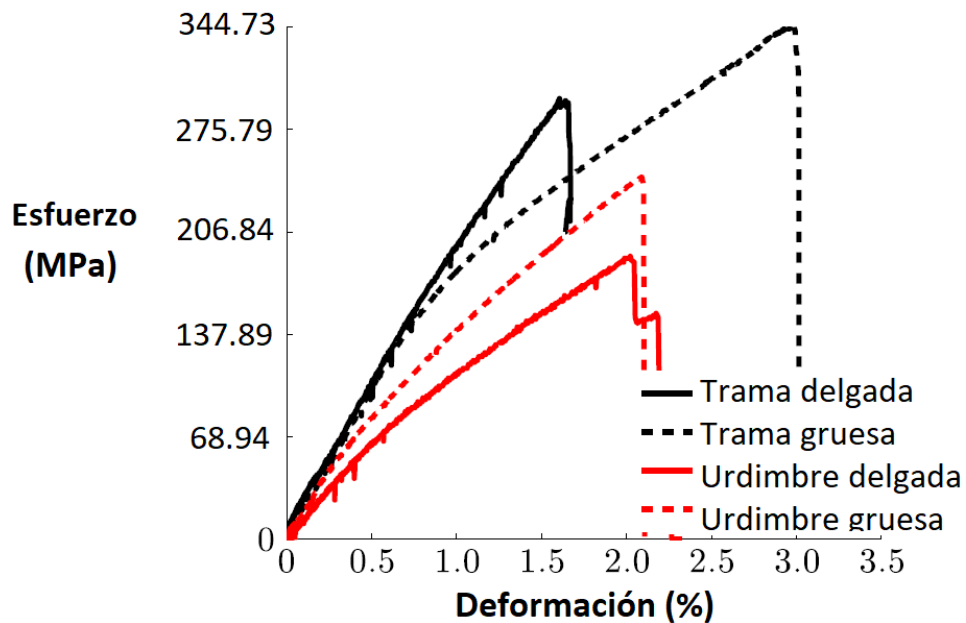


Figura 1.17 Diagrama esfuerzo deformación de compuesto 3D en Al [26]

Tabla 1.5 Módulo de Young y Relación de Poisson de compuesto 3D en Al [26]

	Modulo de Young		Relación de Poisson
	(GPa)	(Msi)	ν
Urdimbre delgado	13.28 ± 0.56	1.93 ± 0.08	0.160
Trama delgada	19.76 ± 0.38	2.87 ± 0.06	0.200
Urdimbre grueso	15.24 ± 0.82	2.21 ± 0.12	0.167
Trama gruesa	19.03 ± 0.39	2.76 ± 0.08	0.179

Tabla 1.6 UTS en copósito 3D en Al [26]

	(MPa)	(ksi)
Urdimbre delgado	190 ± 4	27.6 ± 0.6
Trama delgada	296 ± 1	42.9 ± 0.2
Urdimbre grueso	241 ± 4	35.0 ± 0.5
Trama gruesa	346 ± 6	50.3 ± 0.9

En la Figura 1.17, Tabla 1.5 y Tabla 1.6, se muestran los resultados del ensayo de tensión en el compuesto 3D reforzado en Al, donde aquí el cambio de espesor si tiene un mayor impacto en las propiedades mecánicas: Un mayor espesor mejora la resistencia a la tensión y también aumenta la deformación de la probeta [25]

1.2 Descripción del problema y justificación

Una de las aeronaves con más impacto respecto a delaminación ha sido el Boeing 787 Dreamliner, principalmente por su abundancia de uso en compósitos de fibra de carbono en las partes principales de la aeronave, que son el fuselaje, superficies de control y algunas partes del empenaje, que en conjunto con otras tecnologías muy innovadoras (como el uso de baterías de litio o el cambio de sistema neumático al eléctrico en algunos subsistemas), presume un 20% de eficiencia de energéticos en comparación con aeronaves de su misma capacidad [26].

En octubre del 2012 Flight Global [27] presentó un reporte llamado “La delaminación impulsa a Boeing a inspeccionar la flota del 787”, en el cual se menciona que se encontró que los refuerzos estructurales estaban mal unidos a la piel de compósito en la popa del fuselaje en las instalaciones de Boeing en Everett, lo que provocó que se delaminara el compósito. Cuando los largueros se instalan en el fuselaje de fibra de carbono, los marcos y los largueros se aseguran a la piel y se utilizan espaciadores que compensan las posibles variaciones de las piezas para que encaje en la estructura y quede un ajuste más apretado; sin embargo, estos espaciadores no fueron instalados.

Hubo al menos 3 fuselajes confirmados: La aeronave 56 de All Nippon Airways, donde se descubrió por primera vez el problema, y las aeronaves 57 y 58 de Qatar Airways. Boeing se negó a decir cuantas aeronaves más tenían este problema, pero según el reportaje las fuentes indican que hay más de 3 aeronaves involucradas [27].

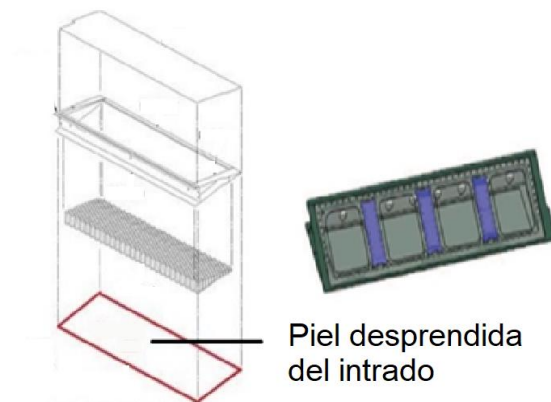
Boeing mencionó que esto es una reparación sencilla y que no plantea problemas de seguridad a corto plazo y pese a eso, se inspeccionaron al menos 50 estructuras de aeronaves procedentes de Everett y North Charleston. Anterior a esto Boeing ya había tenido problemas previos en Alenia Aeronáutica respecto a negligencia en ensamble, pero no se había reportado delaminación. Afortunadamente este problema no paso a mayores [27].

El 19 de enero del 2020 la Oficina Australiana de Seguridad en Transporte [28], reportó un caso de delaminación en un Boeing 737-800 en el aeropuerto de Gold Coast. Un pasajero se percató que había algo colgando del borde de salida de la semiala izquierda y lo reportó al personal de vuelo, esto sucedió justo en la etapa de ascenso de un vuelo de Brisbane, Queensland a Melbourne, Victoria, a escasos 250 millas náuticas de altitud a nivel del mar (FL), a 300 FL se procedió a descender y cancelar el vuelo, volviendo al aeropuerto de Brisbane. La investigación de este siniestro concluyó en que hubo un caso de delaminación en el borde de salida de uno de los flaps

de la semiala izquierda debido a absorción de humedad y exceso de calor por la tobera del turbofán. En la Figura 1.18a) se muestra el flap dañado, en la Figura 1.18b) se muestra el esquema donde se representa que el flap era un compósito tipo sándwich, y la lámina del intrado fue la que falló, y en la Figura 1.18c) se muestra un esquema de la pieza de repuesto, la cual ya no era de compósito si no de metal (el reporte no indica qué tipo de aleación), con elementos de unión sólidos.



a)



b)

c)

Figura 1.18 a) Flap delaminado b) Esquema de partes de lap c) Repuesto [29]

El 27 de agosto del 2020 Boeing confirmó a "The Air Current" [29], una revista enfocada a noticias en la aviación de Washington, que 8 aeronaves 787 Dreamliner fueron retiradas debido a problemas

en la unión entre el fuselaje con el empenaje, debido a que el ensamble no podría soportar el esfuerzo máximo que se produciría en condiciones de servicio y podría fallar. Existen 2 pernos de compósito de fibra de carbono que juntan la sección 47 y 48, que es la mampara del fuselaje (Figura 1.19) y la parte de ensamble del empenaje. Estos pernos al ser insertados dañan las superficies de las estructuras a unir. Además, en la estructura del empenaje existen huecos que se llenaron incorrectamente con calzas que ayudan a distribuir mejor los esfuerzos mediante una tecnología de calce predictiva, que en las aeronaves 787 se ha ejercido desde el 2010 por medio de laser. Estos 2 problemas en conjunto no permiten a la estructura soportar los esfuerzos máximos en pleno vuelo. Se presume que daños que podrían surgir de esto son esfuerzos residuales muy altos que probablemente generará delaminación del compósito, y por ende una disminución prematura de sus propiedades mecánicas y finalmente su fallo.



Figura 1.19 Mamparo Sección 47 de 787 Dreamliner [29]

El 10 de septiembre del 2020, KOMO News [30], una emisora de radio en Seattle, Washington reportó que actualmente la manufactura del Boeing 787 Dreamliner tiene problemas graves de manufactura y seguridad, luego de que en otra aeronave se reportara que en la caja de torsión del estabilizador vertical había “huecos”, donde tendría que haber elementos de unión. Un ex ingeniero de Boeing que fue entrevistado menciona que este tipo de imperfecciones puede traer como consecuencia la reducción de la usabilidad de la parte, o inclusive delaminación de este. La parte

afectada es parte de la sección de unión entre el empenaje y el fuselaje de la aeronave (Figura 1.20). Esto indica que más de 8 aeronaves fueron afectadas por este error de manufactura.



Figura 1.20 Hueco en estabilizador vertical de 787 [30]

Ante lo expuesto anteriormente, el problema de delaminación en aeronaves es real y la causa principal se debe a negligencias en la manufactura, incluso ya se han reportado este tipo de daños, y es posible que haya muchos más que aún no han sido identificados, principalmente debido a la dificultad de la localización prematura del daño. Afortunadamente, no ha habido pérdidas humanas o accidentes catastróficos, pero analizando la cantidad de eventos que hay, y los daños catastróficos que podría generar, es necesario trabajar en la investigación de posibles soluciones y rediseñar actividades de inspección en partes hechas de compósitos.

Una posible solución es la aplicación de compósitos 3D pero, como se expuso en el estudio de antecedentes, usar un tejido grueso como refuerzo contribuye a la disminución de las propiedades del material debido a conflictos en la continuidad a lo largo del material de la urdimbre y la trama, creando concentradores de esfuerzos por el contacto entre estos y la generación de espacios intersticial, que cuando se realiza la infusión genera aglomerados ricos en resina que fragilizan al material.

El surgimiento de la problemática a resolver consiste en elaborar un material compuesto reforzado en el plano transversal con un elemento que perjudique lo menos posible a la urdimbre y la trama, el cual deberá ser caracterizado antes de proceder a su comercialización.

El presente proyecto es importante ya que se hizo uso de tecnologías de vanguardia para aplicaciones que constantemente están evolucionando, como lo es en la industria aeroespacial,

cuya finalidad es mejorar la eficacia de la aeronave y su confiabilidad al desarrollar materiales cada vez más eficientes, con el objetivo de fabricar aeronaves aeronavegables con larga vida útil, y además cuenta con el interés de una empresa dedicada a la industria aeronáutica. El hecho de resolver uno de los mayores problemas en los compósitos, conllevará a ampliar la aplicación de este tipo de material, abriendo posibilidades para aplicar en más secciones críticas los compósitos, como lo es la totalidad de la estructura de la semiala. Esto va a hacer más eficiente la aeronave al reducir peso, y gracias a las propiedades mecánicas y la facilidad de manufacturar piezas con formas complejas, a diferencia de con láminas de aluminio, y se podrá realizar un rediseño en la parte estructural con el objetivo de hacer óptimo el uso del compósito.

1.3 Hipótesis

El uso de monofilamentos continuos de bajo espesor en compósitos laminados de matriz polimérica como refuerzo en la sección transversal del material, aumentará la resistencia interlaminar del material en modo 1, para evitar el problema de delaminación en compósitos sin reducir su resistencia a la tensión.

1.4 Objetivos

Caracterización de compósitos laminados reforzados en sección transversal con monofilamento de bajo espesor, de la resistencia, la fractura a la tensión y la delaminación modo 1.

1.4.1 Objetivos específicos

1. Definir el método de fabricación de compósito reforzado en sección transversal
2. Seleccionar el refuerzo, matriz y el proceso de manufactura
3. Realizar ensayo de tensión basado con la norma ASTM D3039
4. Realizar ensayo de delaminación basado con a la norma ASTM D5528
5. Caracterizar fallas de las probetas de los ensayos a través de fractografía por estereoscopio y microscopio electrónico de barrido
6. Analizar los mecanismos de fractura de los ensayos.

2 CAPÍTULO 2. Marco teórico

2.1 Materiales en la industria aeronáutica

La ciencia de los materiales en la industria aeroespacial es una de las ramas más vitales en la ingeniería, ya que de ello depende la construcción, mantenibilidad, confiabilidad, aeronavegabilidad y eficiencia acorde al diseño de una aeronave. Es importante que los materiales cumplan con los parámetros de diseño de las distintas aplicaciones para los que fueron seleccionados en una aeronave: desde el peso máximo que puede soportar el fuselaje, la alta flexión que confrontan las alas, las condiciones extremas a las que se someten las partes de los aeroreactores, hasta el impacto del tren de aterrizaje al aterrizar una aeronave y todo esto disfrazarlo (a través de materiales), para darle comodidad a la tripulación, como si los eventos extremos antes mencionados no pasaran [5].

Los materiales afectan en cada aspecto de la aeronave, como [31]:

- Costos de la aeronave: Desde la adquisición de una aeronave nueva, la mejora de partes estructurales para aeronaves actuales, su mantenimiento, eficiencia de uso de combustible debido al peso, la inversión de investigación y desarrollo de nuevos materiales, etc.
- La vida estimada de la aeronave.
- Las opciones y limitantes de diseño en componentes estructurales
- La dependencia de la capacidad de que los materiales puedan soportar las distintas cargas en la etapa de diseño.
- La eficiencia de la aeronave (velocidad, rango de vuelo, altura máxima, carga máxima).
- La seguridad y confiabilidad para que los vuelos no tengan riesgo de ningún tipo, conocido como aeronavegabilidad.
- El desecho y reciclaje al final de su vida.

La estructura atómica de los materiales se debe comprender para poder conocer el comportamiento del material en diferentes entornos. Los detalles estructurales importantes en las diferentes escalas de longitud, desde la atómica hasta la macroestructura para compósitos se muestran en la Figura 2.1. La composición química, las cadenas poliméricas que se generan entre ellos, la estructura de las fibras (y de que están hechas), y los defectos que se generan como los famosos huecos en la microestructura influenciarán en el comportamiento macroscópico del

material y por ende en la resistencia mecánica que puedan soportar, además de posibles mecanismos de fractura que se puedan generar debido a las características de la microestructura.

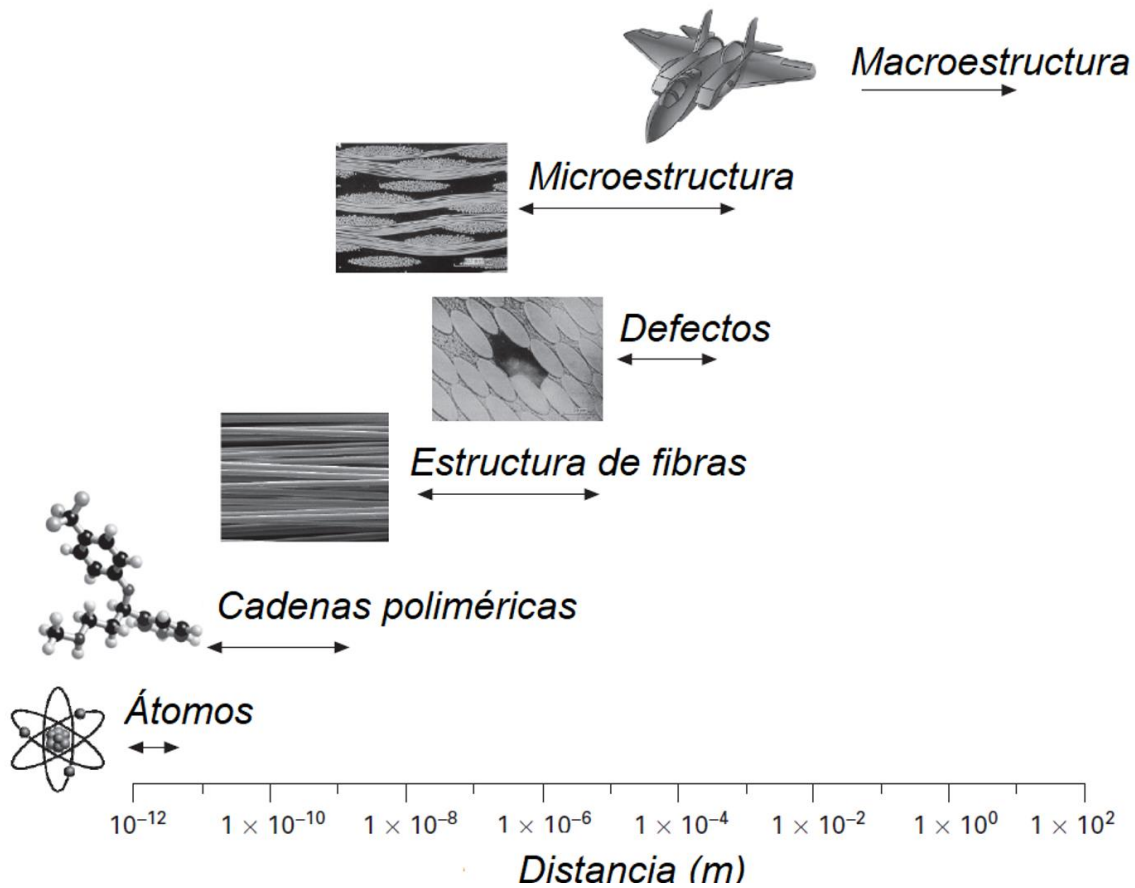


Figura 2.1 Diferenciación de escalas de composición estructural de los materiales en compósitos [5]

2.2 Materiales utilizados en la industria aeroespacial

En la ingeniería, se tiene un sinfín de materiales a disposición, sin embargo, debido a los ambientes tan peculiares en los que se somete cada sistema en las aeronaves, hacen que la cantidad de materiales a utilizar se limiten. Los materiales aeroespaciales deben ser ligeros, rígidos, fuertes, resistentes a los daños y resistentes a ambientes corrosivos específicos.

Los principales materiales que se utilizan en la estructura de las aeronaves son principalmente aleaciones de aluminio, seguido de aleaciones de titanio, aceros microaleados, superaleaciones y materiales compuestos [6].

Rara vez es un solo material capaz de proporcionar todas las propiedades que necesita la estructura y el motor de un avión. En su lugar, se utilizan combinaciones de materiales para lograr el mejor equilibrio entre costo, rendimiento y seguridad. En la Figura 2.2 se ilustra distintos tipos de materiales utilizados en diferentes tipos de aeronaves, como comerciales y militares, ya que dependiendo de su uso, la selección de materiales suele ser muy diferente, principalmente utilizando más materiales compuestos avanzados con matrices poliméricas modificadas y/o mayor cantidad de aleaciones de titanio. Aunque los porcentajes de peso de estos materiales difieren entre los tipos de aviones, los mismos cuatro materiales son comunes a los diferentes aviones y su peso combinado suele ser más del 80-90% de la masa estructural. El porcentaje pequeño de "otros materiales" son de aleaciones de magnesio, plástico, cerámica o algún otro material.

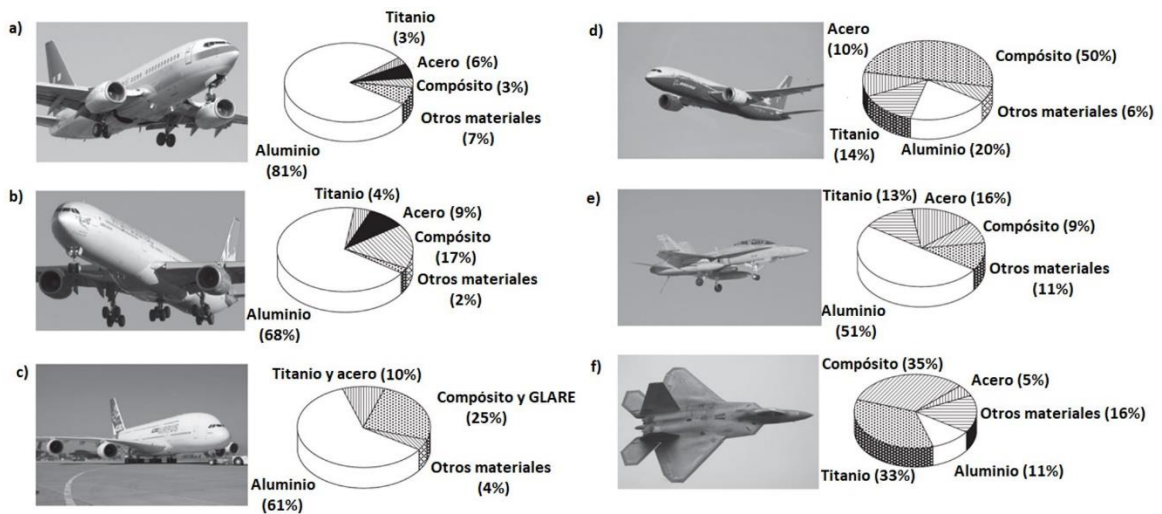


Figura 2.2 Diferentes tipos de aeronaves y su composición de materiales [31]

Cabe mencionar que en la Figura 2.2 además de mostrar los tipos de materiales utilizados, también se muestra el incremento de uso de materiales compósitos. Estos compósitos, como ya se mencionó anteriormente, se clasifican en a) su tipo de refuerzo, b) su tipo de matriz y c) el tipo de proceso de manufactura con el que se fabrican. Debido a la temática del presente proyecto, a continuación, se enfocará en compósitos laminados

2.3 Compósitos laminados

Los compósitos laminados de fibra continua son materiales en los cuales las capas o "láminas" están orientadas en dirección de la carga primaria. Los laminados unidireccionales (0 grados) son extremadamente fuertes y rígidos en la dirección 0 grados, pero también son muy débiles en la

dirección 90 grados, porque la carga debe ser transportada por la matriz polimérica mucha más débil [32]. Esto se ilustra en la curva de la Figura 2.3, donde se puede apreciar la disminución de la resistencia de la fibra conforme la orientación entre el esfuerzo y la fibra cambia hasta una orientación perpendicular, que es cuando la fibra resiste menos. Por tanto, debido a su dependencia de resistencia mecánica con la orientación de las fibras se le clasifica al compuesto laminado como un material ortotrópico [4].

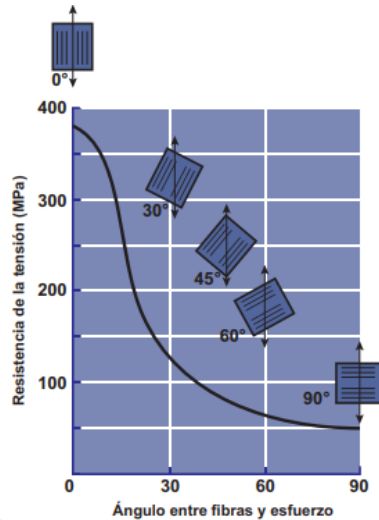


Figura 2.3 Efecto anisotrópico en la resistencia de las fibras. [33]

La disposición u orientación relativa de las fibras y su concentración y distribución influyen radicalmente en la resistencia y otras propiedades de los materiales compuestos reforzados con fibras. Con respecto a la orientación existen dos situaciones extremas: (1) alineación paralela de los ejes longitudinales de las fibras y (2) alineación al azar. Las fibras continuas normalmente se alinean (Figura 2.4a) mientras que las fibras discontinuas se pueden alinear (Figura 2.4b) u orientar al azar (Figura 2.4c) o alinearse parcialmente. Las mejores propiedades de los materiales compuestos se consiguen con la distribución uniforme de la fibra. Cuanto mayor es el contenido de fibras de un material, mayor es el incremento de resistencia producido. [34]

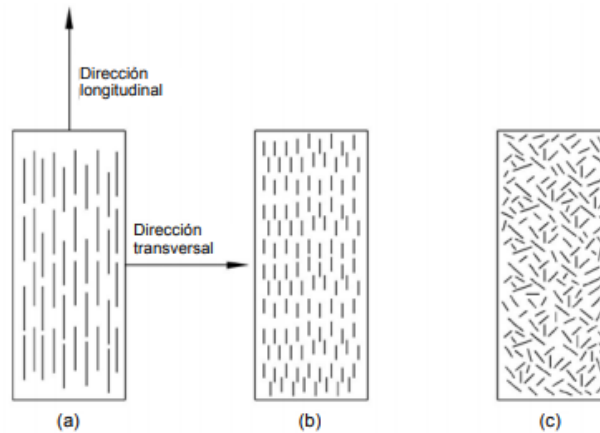


Figura 2.4 Tipos de distribuciones de fibras: (a) ordenada y continua (b) desordenada y discontinua y (c) desordenada. [34]

Sin embargo, la resistencia a cargas en direcciones transversales es muy mínima, y por ello, se ha hecho tendencia el uso de fibras ordenadas y continuas, con un incremento relativamente menor, pero la fabricación es más económica [34].

2.4 Refuerzos en compósitos

La resistencia a la tensión y la densidad de los tipos de fibra más comunes en compósitos laminados se presentan en la Tabla 2.1.

Tabla 2.1 Características de las fibras y sus propiedades [4]

Tipo	Esfuerzo de tracción (MPa)	Módulo elástico (GPa)	Densidad (kg/m ³)	Costo relativo
Boro	3500	380	2600	El más alto
Carbono				
Alta resistencia	3000	275	1900	Bajo
Alto módulo	2000	415	1900	Bajo
Vidrio				
Tipo E	3500	73	2480	El más bajo
Tipo S	4600	85	2540	El más bajo
Kevlar				
29	2800	62	1440	Alto
49	2800	117	1440	Alto
129	3200	85	1440	Alto
Nextel				
312	1630	135	2700	Alto
610	2770	328	3960	Alto
Spectra				
900	2270	64	970	Alto
1000	2670	90	970	Alto
2000	3240	115	970	Alto
Alúmina (Al ₂ O ₃)	1900	380	3900	Alto
Carburo de silicio	3500	400	3200	Alto

Nota: Estas propiedades varían significativamente según el material y el método de elaboración.

Las fibras de vidrio se usan con moderación en las estructuras de los aviones debido a su baja rigidez, y su modulo elástico bajo (suele ser de 3 a 6 veces más bajo que la fibra de carbono). Se usan en estructuras secundarias como carenados, radomos, vestiduras, puntas de alas y palas de rotor en helicóptero. El uso de la fibra de vidrio se atribuye a las siguientes características:

- Tiene buena relación entre alta resistencia a la tracción y alta resistencia con el peso equivalente del vidrio, la fibra tiene doble de resistencia que un alambre de acero.
- Estabilidad dimensional: el vidrio no se acorta ni se alarga con las diferentes condiciones ambientales.
- Alta resistencia térmica: conservan el 50% de su resistencia a la tracción a una temperatura de 340 grados Celsius.
- Baja absorción de humedad: el vidrio es un material acelular, por lo que la humedad no la penetra en sus filamentos.
- Buenas propiedades eléctricas: tiene constante dieléctrica baja por lo que se usa para transparentar bajo la radiación electromagnética (ondas de radar), y buena capacidad de aislamiento.
- Alta resistencia al fuego: el vidrio no se quema ni prende fuego.
- Son las que más se usan y son menos costosas [32] [3].

Los tipos de fibra de vidrio se clasifican de la siguiente manera:

- Tipo E: es el vidrio de aluminio borosilicato de calcio que es el tipo más comúnmente usado. Es conocido por sus aplicaciones eléctricas y es una fibra de bajo modulo, alta densidad y bajo modulo que tiene una buena resistencia contra agentes corrosivos y buena maneabilidad.
- Tipo S: es el vidrio de magnesita y aluminosilicatos. Se usa como vidrio estructural ya que tiene una fibra de mayor resistencia para los recipientes a presión de filamentos y carcasas de motores de cohetes sólidos. Tienen una buena densidad, buen rendimiento y bajo costo comparado al vidrio E y el carbono.
- Fibra de Cuarzo (Quartz): se usa en algunas aplicaciones eléctricas debido a su baja constante dieléctrica. Una gran desventaja es que suele ser muy costosa [4].

2.5 Matrices poliméricas en compósitos

La matriz polimérica es muy usual referirse a ella como resina, cuyas propiedades físicas y químicas depende de los tipos de proceso consecuentes para conseguir su forma final [5].

A la matriz se le atribuye las siguientes funciones [2]:

- Mantener el refuerzo embebido dentro de ella y transferir a ello toda la energía externa en forma de esfuerzos.
- Proteger al refuerzo contra el medio ambiente y cualquier agente externo.
- Disipar las grietas para evitar que se propaguen.

Una matriz debe proporcionar resistencia al calor, productos químicos y la humedad. Las matrices pueden ser termoplásticas o termofijas, y comúnmente consisten en epóxicos, poliéster, fenólicos o policarbonatos [3]. En la Figura 2.5 se muestra las características principales de las resinas termoplásticas y termofijas, así como la forma de las cadenas que generan.

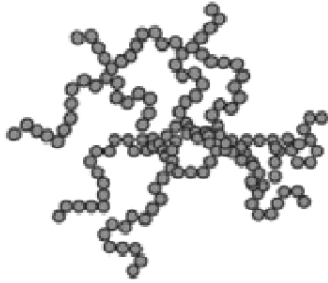
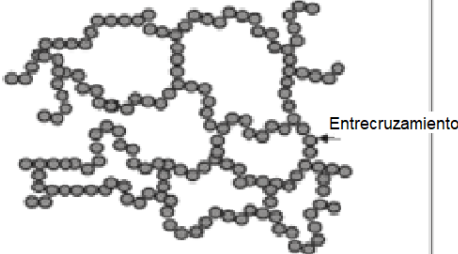
<p>Termoplásticos</p> <ul style="list-style-type: none">* Tenacidad moderada* Moderada resistencia a la tensión* Alta ductilidad* Alto resistencia a impacto* Baja resistencia a la fluencia	 <p>Cadenas lineales flexibles sin entrecruzamiento</p>
<p>Termofijos</p> <ul style="list-style-type: none">* Alta tenacidad* Alta resistencia a la tensión* Alta resistencia a la fluencia* Moderada ductilidad* Baja resistencia a impacto	 <p>Cadenas en 3D rígidas con entrecruzamientos</p>

Figura 2.5 Propiedades básicas de termoplásticos, termoestables y elastómeros [2]

En la tabla 8 se muestra una comparación de las propiedades de las diferentes resinas se utilizan en la industria aeroespacial.

Tabla 2.2 Propiedades mecánicas de matrices [3]

Resina	Tipo	Densidad (g/cm ³)	Módulo de Elasticidad (GPa)	Esfuerzo máximo de tensión (Mpa)
Epóxica	Termofijo	1-1.4	2.1- 5.5	40- 85
Fenólica	Termofijo	1-1.4	2.7- 4.1	35- 60
Poliéster	Termofijo	1-1.4	1-4.1	40- 85
Acetal	Termoplástico	1.4	3.5	70
Nylon	Termoplástico	1.1	1.3- 3.5	55- 90
Policarbonato	Termoplástico	1.2	2.1- 3.5	55- 70
Poliétileno	Termoplástico	0.9- 1	0.7- 1.4	20- 35
Poliéster	Termoplástico	1-1.4	2.1- 2.8	55- 60

2.6 Interfase

La interfase es la unión física entre el refuerzo y la matriz, por tanto, las propiedades del material compuesto dependen en gran medida de la interfase, ya que, al haber una interfase débil, el material compuesto también lo será, sin importar que tan resistentes sean sus demás componentes [33]. Por esta razón se le atribuye a la interfase como precursor para la transferencia de cargas.

2.7 Aplicaciones de los compósitos en aeronáutica

Los compósitos son uno de los materiales más usados para la fabricación de aeronaves. El uso de compósitos en aviación comercial, militar y en helicópteros ha incrementado rápidamente desde 1990s debido a la reducción de peso, incremento de la rigidez, resistencia a la de fatiga, resistencia a la tensión y minimizar problemas de corrosión. En la aviación militar se ha caracterizado por su uso principalmente en helicópteros y aviones de caza como el F-14 Tomcat (4% de peso estructural) y F-16 Fighting Falcon (5%), en mayores cantidades se encuentran el F/A-18 E/F SuperHornet (20%), AV8B Harrier II (22%), Dassault Rafale B/C (25%) y el F-22 Raptor (25%). Otros aviones donde son usados en la estructura con más cantidad son el Eurofighter (40%) y F-35 Lightning II (35%), como se muestra en la Figura 2.6 [31].

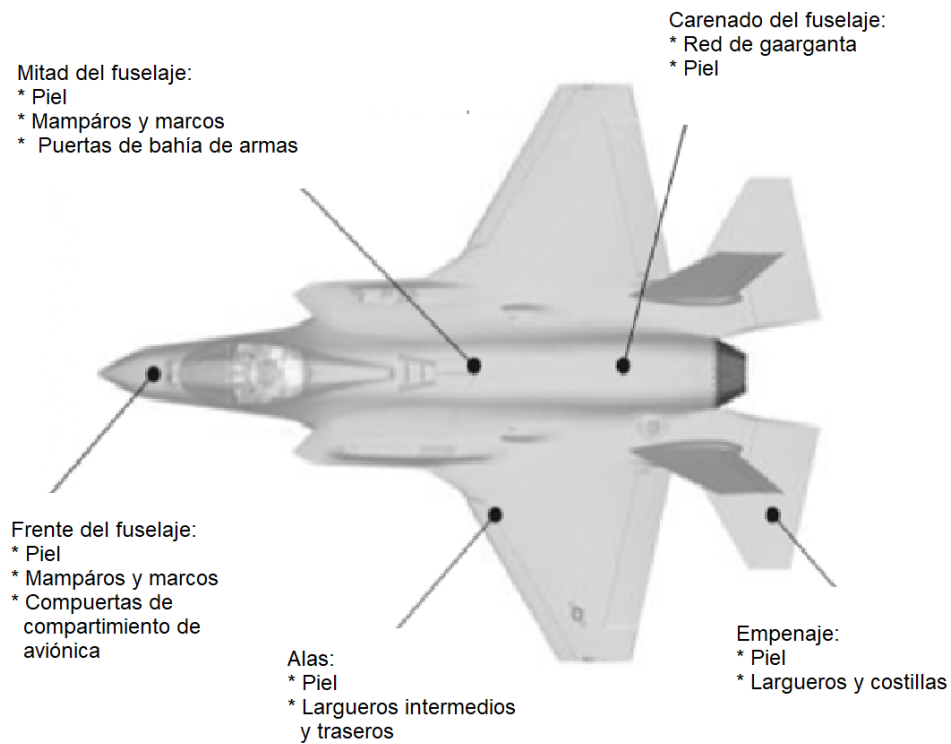


Figura 2.6 Aplicación de composites en el F-35 Lightning II [31]

Respecto a la industria de la aviación comercial, los compósitos se comenzaron a usar en pequeñas cantidades en pequeños componentes del avión en 1960s. la primera vez que se usó un composite en una estructura de un avión fue en el estabilizador horizontal del Boeing 737 en 1982. Esto ha crecido gradualmente hasta consolidarse más su uso en 1990s [31].

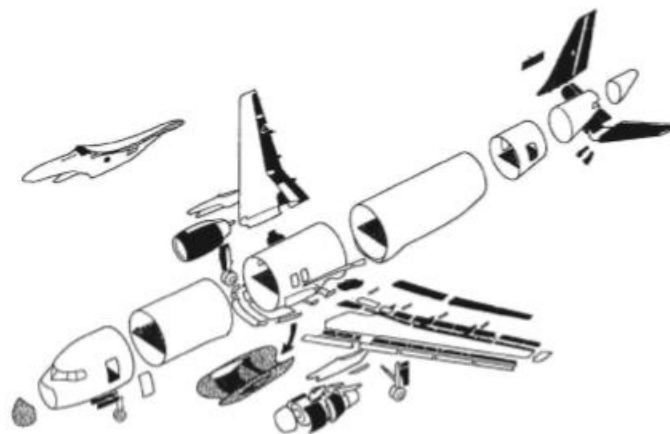


Figura 2.7 Estructuras de composites en el Airbus 320 (mostradas de negro) [31]

Tabla 2.3 Componentes de composites en aerolíneas Airbus y Boeing [31]

Componentes de nariz y fuselaje	Airbus	Boeing
Fuselaje	A380	B787
Carenado debajo de fuselaje	A380	
Mampáros traseros	A340-600, A380	B787
Largueros de piso	A350	
Larguero de Keel	A340-600	B787
Cono del morro	A380	

Componentes de empenaje y alas

Caja de torsión	A380, A400M	B787
Largueros de ala	A350, A380	
Piel de ala	A350, A380	
Estabilizador horizontal	A340, A350	
Estabilizador vertical	A380	

Componentes de motor

Góndola	A340, A380	B787
Inversores	A320, A380, A340, A350	
Álabes	A320	B787
Cono		B787

El Airbus 380, el cual pesa 280 toneladas, contiene 25% de ello de compuesto. El Boeing 787 representa lo último en aplicación de compósitos en aviones grandes, ya que 50% de su peso estructural está hecha de fibra de carbono – epoxi. El Airbus A350 es construido de manera similar que el Boeing 787 en cuanto a material de compuesto. En la Figura 2.7 y en la Tabla 3.1 se muestran algunos componentes fabricados de compuesto de aeronaves de Boeing y Airbus [31].

Además de las aplicaciones antes mencionadas, los compósitos también se están utilizando cada vez más en diferentes partes estructurales como carenados en la interetapa y etapa útil en transbordadores como el Ariane 5, Atlas 5, Delta 4, GSLV, Falcon 9 o H iiB ilustrados en la Figura 2.7 [36].

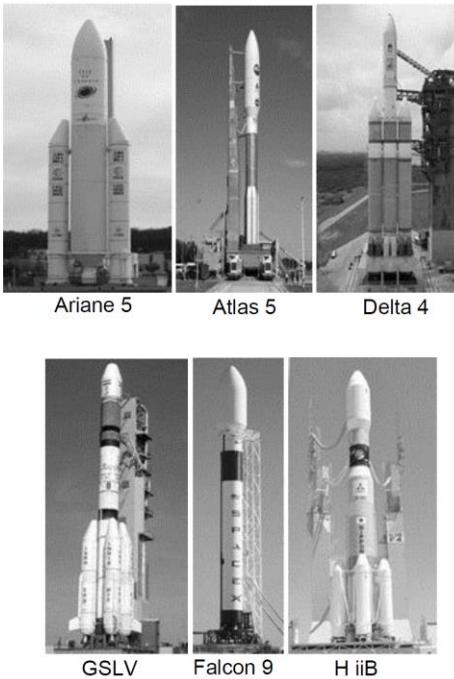


Figura 2.8 Transbordadores que utilizan componentes de compósitos [35]

Con lo anterior se muestra la importancia de los compósitos en la industria aeronáutica que, pese a sus defectos, es un material que debido a sus propiedades (y su densidad) está aumentando su uso y poco a poco está remplazando las aleaciones metálicas, principalmente el aluminio.

2.8 Compósitos vs aluminio

Las aleaciones de aluminio son el material que más ha prevalecido en la historia de las aeronaves por sus excelentes propiedades mecánicas, baja densidad y costo relativamente bajo, pero cada vez más se está cambiando el uso de estas aleaciones de aluminio por los compósitos de fibra de carbono. Un costo relativo de aluminio es de \$3 dólares americanos (Dls) por libra, en comparación con las aleaciones aluminio- litio que ofrecen una reducción del 10% del peso de las aleaciones convencionales de aluminio a un costo de \$12 Dls la libra. Un costo relativo de los compósitos de fibra de carbono es de \$55 Dls con una reducción de peso del 20%, lo cual es considerablemente más caro, pero es un costo que la industria aeroespacial lo paga por la densidad [36].

En la Figura 2.9 se muestra una comparación relativa de diagramas esfuerzo- deformación de aleaciones de aluminio-litio vs compósitos de fibra de carbono de matriz epóxica, en su dirección más fuerte y más debil (aclarando que la aleación de aluminio es isotrópica). En la Figura 2.9a se aprecia que en la dirección más fuerte, el compósito sobrepasa casi 4 veces la resistencia a la tensión

de la aleación de aluminio, pero en la Figura 2.9b se muestra la carencia de resistencia de los compósitos de fibras continuas en direcciones que no favorecen la orientación de las fibras. En la práctica, las cargas rara vez se presentan en una sola dirección. Por lo tanto, sin el laminado multidireccional, los compósitos tienden a agrietarse en paralelo a las fibras. En la Figura 2.9c se muestra un compósito multidireccional que es más resistente que las aleaciones de aluminio, pero en la práctica, este tipo de compósito no se puede aplicar para estructuras debido a defectos, daños y concentradores de esfuerzos que perjudican la resistencia del material [36].

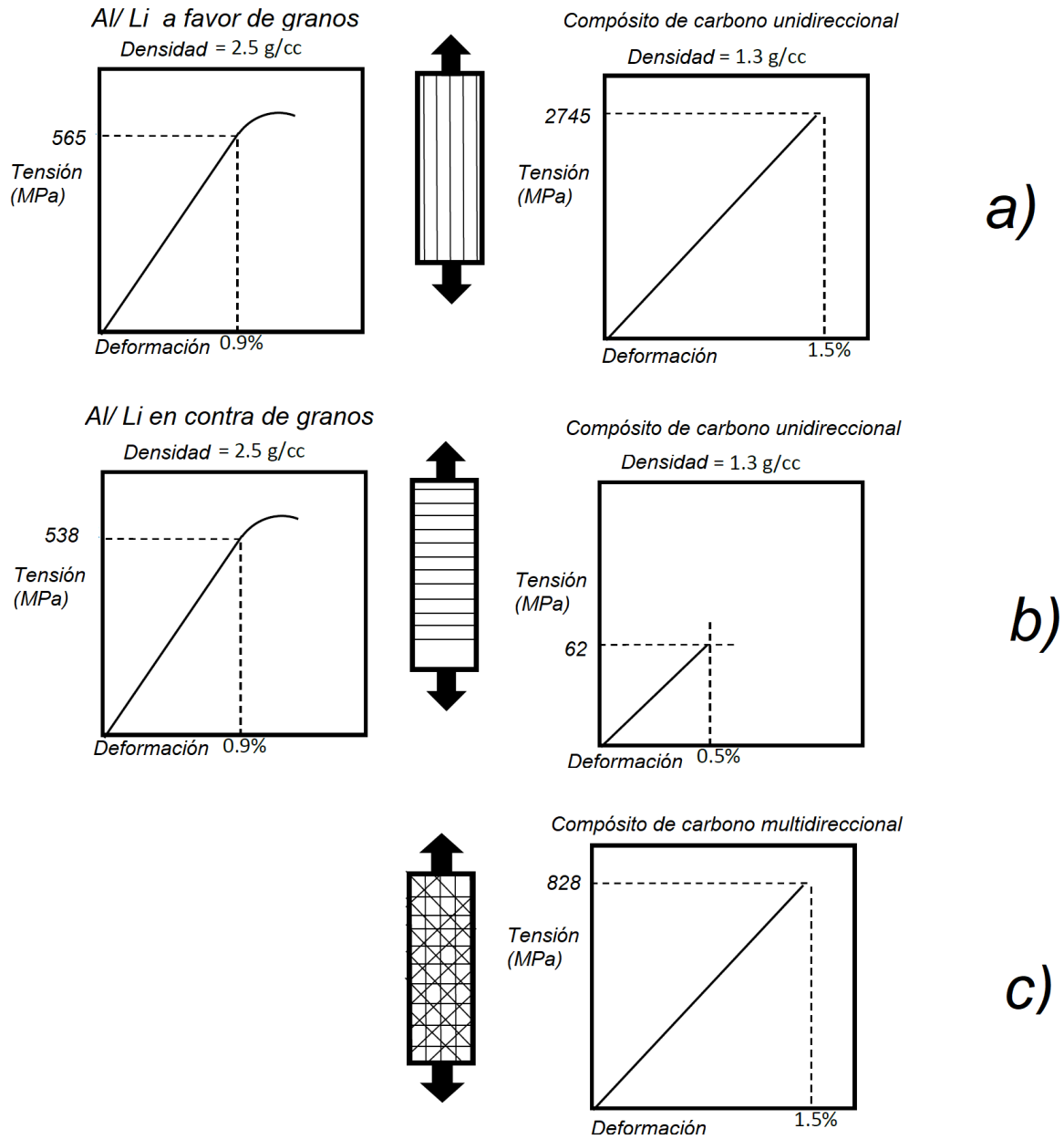


Figura 2.9 Comparación entre aleación aluminio-litio a) vs compósito de carbono unidireccional en dirección a favor de las fibras b) compósito de carbono en dirección en contra de las fibras, c) Compósito de fibra de carbono multidireccional [36]

Aunque estos resultados son muy prometedores, la realidad es que no es posible utilizar estas propiedades expuestas al 100%, ya que un factor que denigra las propiedades del compósito son los defectos y/o daños que le pueden ocurrir, que lamentablemente a causa de la naturaleza del material y el proceso de manufactura, siempre van a existir defectos y si no se contemplan como tal (a través del factor de seguridad), la pieza diseñada de compósito puede ser muy peligrosa. En la

Figura 2.10 se muestra una curva de resistencia a la compresión vs la absorción de energía del material debido a daños y/o impactos

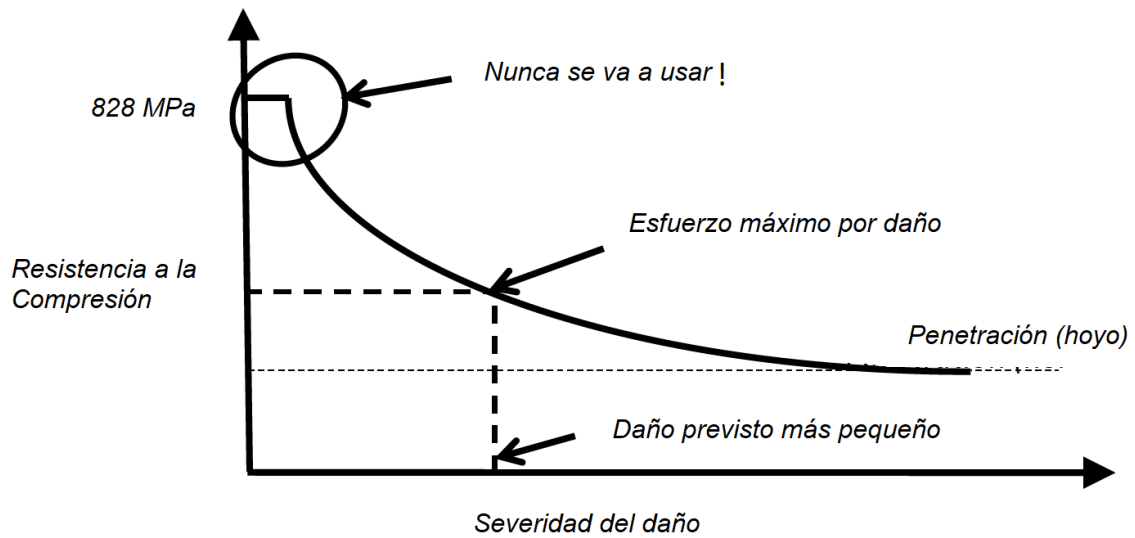


Figura 2.10 Curva resistencia a la compresión vs severidad del daño de compuesto [36]

En la Figura 2.10 se demuestra cómo al momento de seleccionar un material se debe “realista” y prever daños probables en el material y realizar los cálculos a partir de ahí, ya que con un daño previsto en compósitos (un orificio u hoyo prefabricado en este caso) puede reducir la resistencia máxima del material un 50% o inclusive más dependiendo del daño. En aleaciones de aluminio sucede lo mismo (en forma de grietas), pero la reducción puede ser menor.

Otro factor para considerar es que uno de los defectos más comunes en los metales, las grietas, se comportan de manera distinta en los compósitos. En la Figura 2.11 se muestra como la grieta de un metal se propaga proporcionalmente con cargas repetidas hasta el borde de la pieza y genera una fractura, mientras que en los compósitos de fibras continuas la grieta se propaga por la matriz hasta alcanzar una fibra, la cual se encargará de dispersar la energía a partir de ahí, y la grieta termina de propagarse.

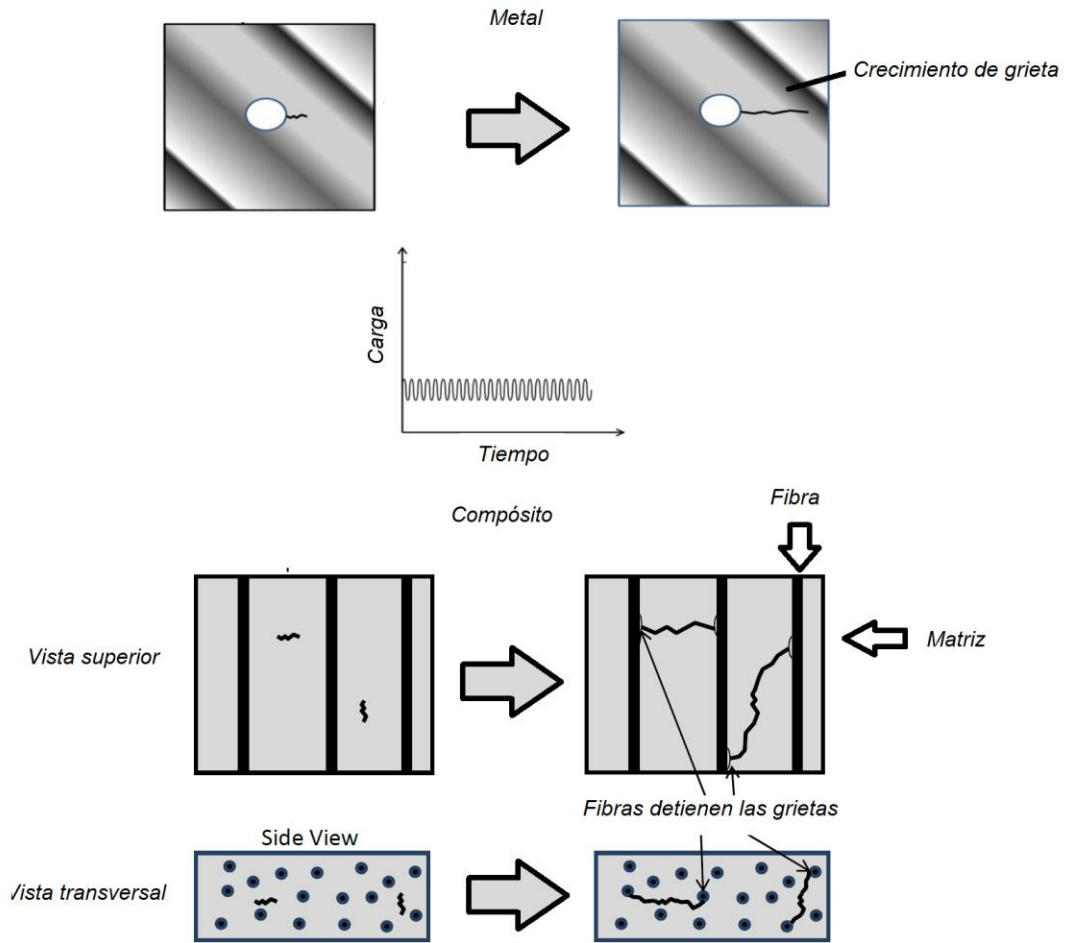


Figura 2.11 Comparación de comportamiento de grieta ante cargas repetidas en un metal vs un compósito [36]

Aunque esto resulte muy atractivo para los compósitos, existe un defecto destructivo como las grietas en los metales que es el mayor problema en compósitos laminados, la delaminación.

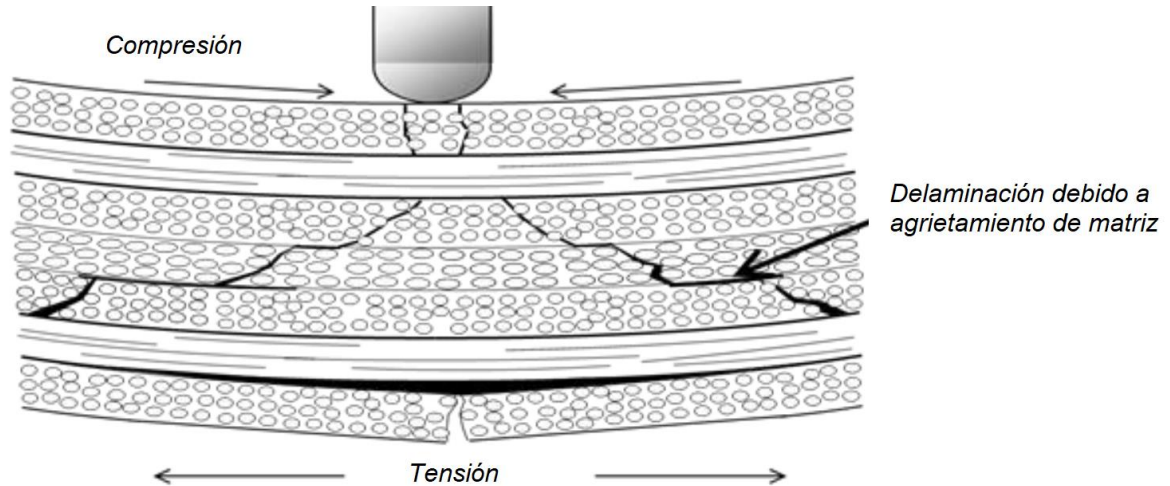


Figura 2.12 Delaminación [35]

2.9 Delaminación.

La delaminación es la separación de las diferentes capas o láminas de compósitos laminados dentro de una estructura monolítica y es producida principalmente por esfuerzos cortantes o por el efecto de una grieta que interactúa directamente en la interfase del material [37] [38]

Esta falla está contribuida a la degradación gradual de la interfase debido a la pérdida de adherencia y por ello es importante identificar la falla lo antes posible antes ya que de lo contrario la propagación de la delaminación podrá dañar catastróficamente el compósito. [37]

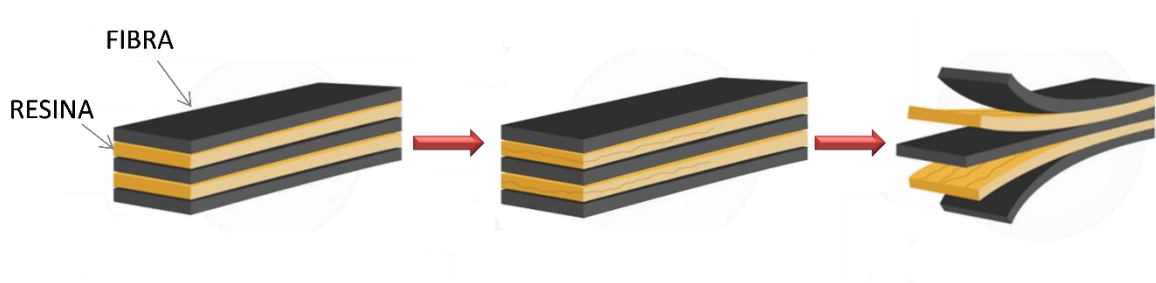


Figura.2.13 Delaminación en fibras. [39]

2.10 Ensayo de delaminación

El ensayo de delaminación de acuerdo con la norma ASTM D5528 [40] tiene como finalidad determinar la tenacidad a la fractura interlaminar de Modo I de apertura (GI) de compósitos continuos reforzados con fibra, mediante probetas en voladizo doble (DCB) (Figura 2.14). El modo

1, como se mencionó en la sección introducción, es el modo de fractura por apertura entre las láminas. Este ensayo tiene como finalidad:

- Establecer cuantitativamente el efecto del tratamiento de la superficie de la fibra, las variaciones locales en la fracción de volumen de la fibra y las variables ambientales y de procesamiento sobre la GI de un material compuesto en particular;
- Comparar cuantitativamente los valores relativos de GI para materiales compuestos con diferentes constituyentes;
- Desarrollar criterios de falla por delaminación para análisis de los compósitos por tolerancia al daño y durabilidad.

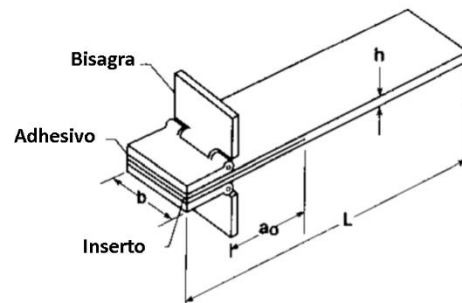


Figura 2.14. Probetas para ensayo de delaminación [42]

En la Figura 2.14 se muestra una probeta de compuesto laminado unidireccional, rectangular, de espesor uniforme que contiene un inserto no adhesivo en el plano medio que sirve como iniciador de delaminación. Las fuerzas de apertura se aplican a la muestra DCB en las bisagras a través de una máquina universal. Las dimensiones deben ser las siguientes: L = por lo menos 125 mm o 5", b = de 20 a 25 mm (0.8 a 1"), a_0 = 50 mm o 2" más el espacio requerido de la bisagra, y un espesor entre 3 y 5 mm (0.12 y 0.2"). Los extremos de la probeta se abren controlando el desplazamiento de apertura, mientras se registran la carga y la longitud de delaminación. Se realiza un registro de la carga aplicada versus el desplazamiento de apertura con un registrador X-Y, o un dispositivo equivalente de trazado en tiempo real, o se almacena digitalmente y se procesa posteriormente. La tenacidad de la fractura interlaminar Modo I, se calcula utilizando una teoría de haz modificada o un método de calibración de cumplimiento [40].

Se pueden determinar varios valores de GI de iniciación a partir de las curvas de carga-desplazamiento, y utilizarlos junto con los valores de propagación subsiguientes para generar la curva R o diagrama de resistencia a la delaminación. Los valores de GI correspondientes a los puntos

enumerados a continuación se determinaron para el ensayo a partir de la película inicial y de la pre-fisura Modo I, para cada muestra. Estos valores se ilustran en el diagrama de la Figura 2.15, donde “P” es la fuerza aplicada en las bisagras en Newtons (N) y “ δ ” es la distancia de la apertura entre las láminas debido al inserto en milímetros (mm) y se explican a continuación:

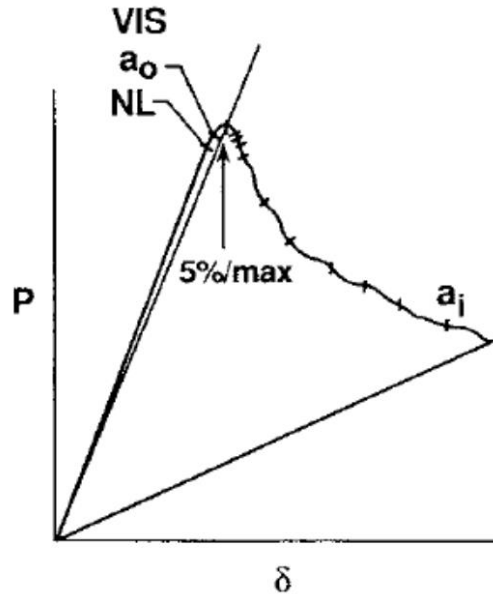


Figura 2.15 Variables en diagrama de delaminación [40]

Desviación de la linealidad (NL): Se debe calcular un valor de iniciación (o inicio) para GI a partir de la carga, y el desplazamiento en el punto de desviación de la linealidad o inicio de la no linealidad (NL). Este cálculo asume que la delaminación comienza a crecer desde el inserto en el interior de la muestra en este punto. El valor NL representa un valor límite inferior para GI. Para los compósitos de matriz frágil, este es típicamente el mismo punto en el que se observa que la delaminación crece desde el inserto en los bordes de la muestra, sin embargo, en los compósitos de matriz resistente, una región de comportamiento no lineal puede preceder a la observación visual del inicio de la delaminación en los bordes de la muestra, incluso si la curva de descarga es lineal.

Observación visual (VIS): se debe registrar un valor de iniciación visual para GI correspondiente a la carga, y el desplazamiento para el primer punto en el que se observa visualmente que la delaminación crece desde el inserto en cualquier borde utilizando el microscopio o espejo, o ambos.

Desviación del 5% / Carga máxima (5% / Máx.): Se puede calcular un valor de GI determinando la intersección de la curva carga-deflexión, una vez que se ha vuelto no lineal, con una línea trazada desde el origen y desviada por un aumento del 5%, en el cumplimiento de la región lineal original de la curva de desplazamiento de carga. Si la intersección ocurre después del punto de carga máxima, se debe usar la carga máxima para calcular este valor.

A medida que la delaminación crece desde el inserto, típicamente se desarrolla un comportamiento de resistencia a la fractura donde el GI calculado primero aumenta muy lentamente, y luego se estabiliza con un mayor crecimiento de la delaminación. En este ensayo se generará una curva de resistencia a la delaminación, ilustrada en la Figura 2.16, que representa GI en función de la longitud de la delaminación “a”, para caracterizar el inicio y la propagación de una delaminación en una muestra unidireccional. La razón principal de la resistencia observada a la delaminación es el desarrollo de “puentes de fibra” o “fiber bridging”, que resulta del crecimiento de la delaminación entre dos capas unidireccionales de 0 °, pero esto no pasa entre capas de orientación diferente. Por lo tanto, el significado genérico de los valores de propagación de GI calculados más allá del extremo del inserto implantado es cuestionable, y se prefiere un valor de inicio de GI, medido desde el inserto implantado. Debido a la importancia del punto de inicio, el inserto debe implantarse e inspeccionarse correctamente [40].

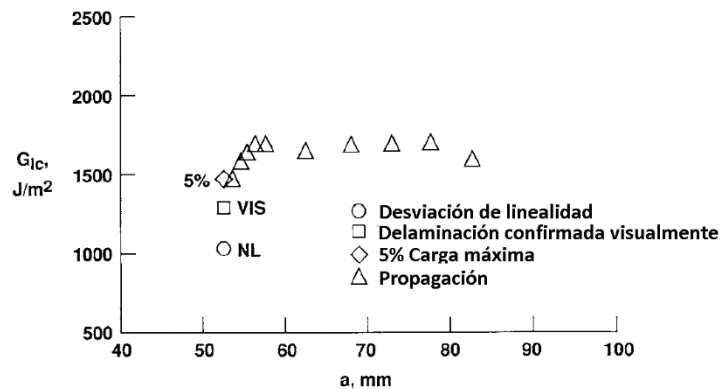


Figura 2.16 Curva de resistencia de delaminación [40]

Se han evaluado tres casos para un valor de iniciación de GI, los cuales incluyen los valores de GI determinados utilizando la carga y la deflexión medidas, y se pueden apreciar en la Figura 2.16. Estos casos son [40]:

1. En el punto de desviación de la linealidad en la curva de carga-desplazamiento (NL);
2. En el punto en el que se observa visualmente la delaminación en el borde (VIS) medido con un microscopio;
3. En el punto en el que el cumplimiento ha aumentado en un 5% o la carga ha alcanzado un valor máximo (5% / máx.).

2.11 Ensayo de tensión

Antes de utilizar los materiales, primero se debe conocer las características del material, lo cual se conoce como caracterización. Una vez que se caracterice el material ya es posible utilizarlo de tal forma de no sobrepasar sus limitantes. Un esfuerzo se define como la fuerza que se aplica sobre un área definida y los tipos de esfuerzos se clasifica de acuerdo con la dirección de la aplicación de la fuerza, como se ilustra en la Figura 2.17. La respuesta de deformación en un material al someterse a una fuerza aplicada desde sus extremos hacia afuera se define como esfuerzo de tensión, la cual se puede determinar mediante ensayos de laboratorios estandarizados por normativas [41][42].

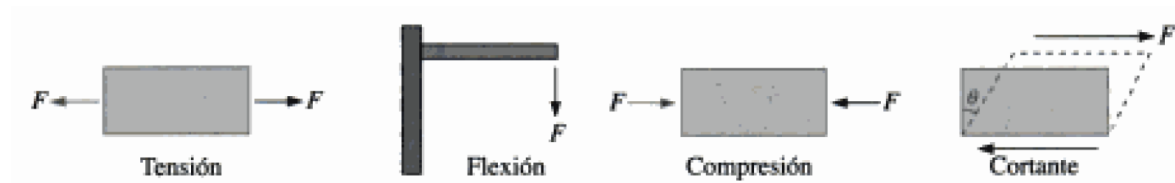


Figura 2.17 Tipos de esfuerzos [52]

El ensayo de tensión es el más común para determinar propiedades mecánicas de los materiales, como son su resistencia a la tensión, ductilidad, tenacidad, módulo elástico, resiliencia y capacidad de endurecimiento por deformación. Para ello primero se requiere de formar una probeta a partir del material de interés, como se muestra en la Figura 2.18, (que cabe recalcar que hay diferentes formas, dependiendo del tipo del material y lo que indique la norma correspondiente). Los ensayos de tensión para compósitos están normalizados en América por la norma ASTM D3039. La probeta se monta entre las mordazas de una máquina para ensayos de tensión que consiste por lo general en una prensa hidráulica que tensiona o “estira” a la probeta en el eje y, registrando la cantidad de fuerza aplicada, el desplazamiento o deformación del material y su respectivo tiempo [43].



Figura 2.18 Ensayo de tensión

De los datos resultantes por el ensayo de tensión, para calcular el esfuerzo de tensión se utiliza la ecuación 1.

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad \text{Ec. 1 [40]}$$

Donde:

σ = Esfuerzo de tensión, MPa (N/ mm²)

P= Fuerza aplicada por la mordaza, N

A= Área transversal de la probeta, mm²

Dependiendo de la naturaleza del material, la probeta pudo haber sufrido diferentes deformaciones, como se ilustra en la Figura 2.19. l_o es la longitud original del material, l_f es la longitud final. [43].

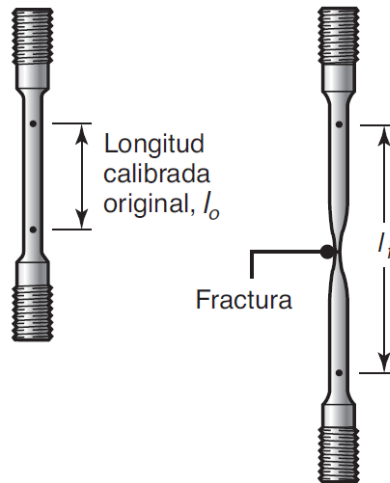


Figura 2.19 Deformación de probeta de metal por ensayo de tensión [43].

Para el cálculo de la deformación unitaria δ , se utiliza la ecuación 3

$$\delta = \frac{l_f - l_o}{l_o} \quad \text{Ec. 2 [40]}$$

Una vez teniendo los esfuerzos generados y sus respectivas deformaciones, es posible graficar estos datos para obtener el diagrama esfuerzo deformación. En las Figuras 2.20 y 2.21 se ilustra las etapas de la deformación de una probeta de metal. Al comenzar el ensayo y someter una carga inicial, la probeta se comienza a deformar en proporción a la fuerza aplicada. Este comportamiento se caracteriza por un comportamiento lineal y se le atribuye a un comportamiento elástico lineal. Si se retira la fuerza aplicada, la probeta volverá a su longitud original [43].

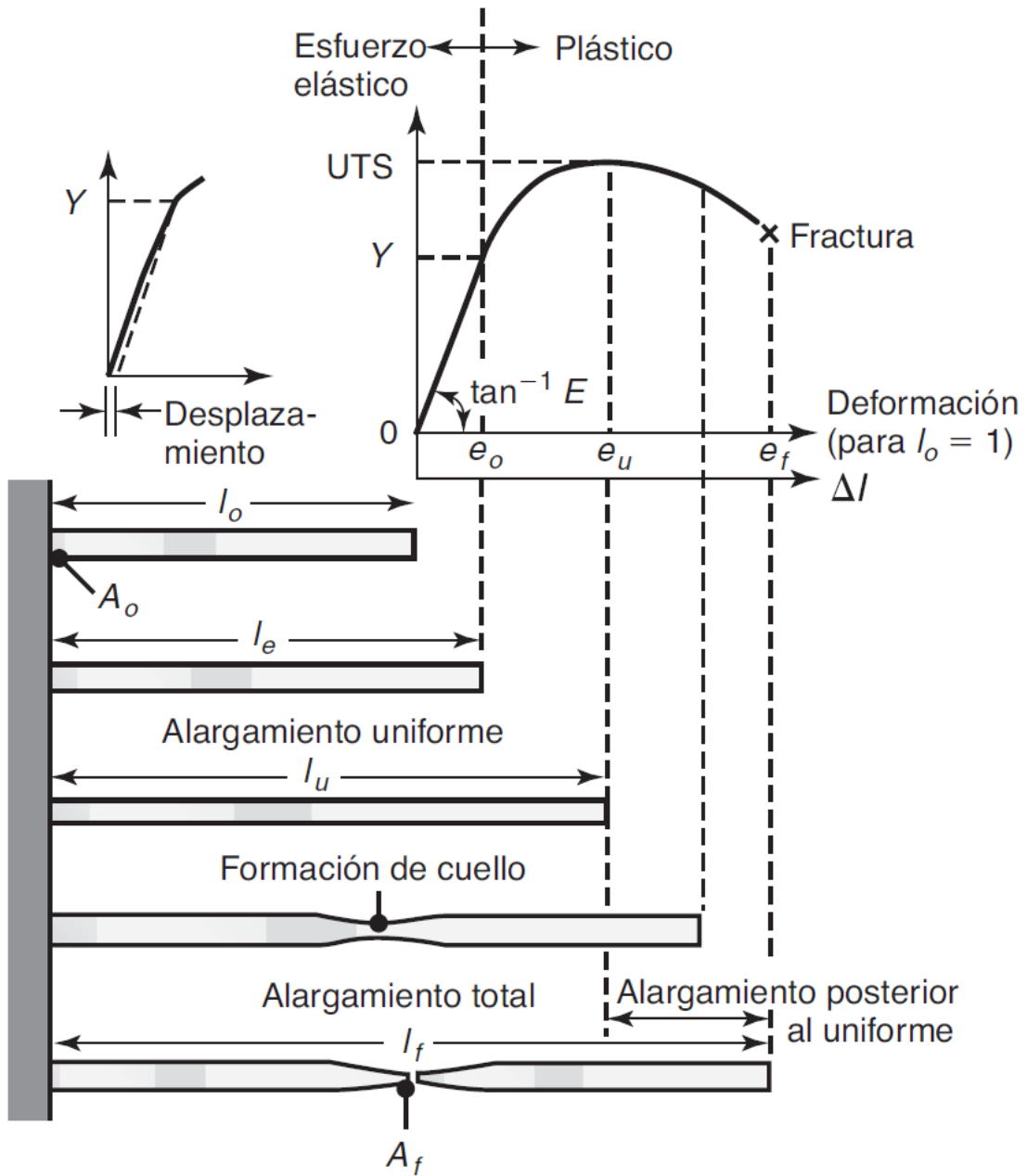


Figura 2.20 Diagrama esfuerzo-deformación [43]

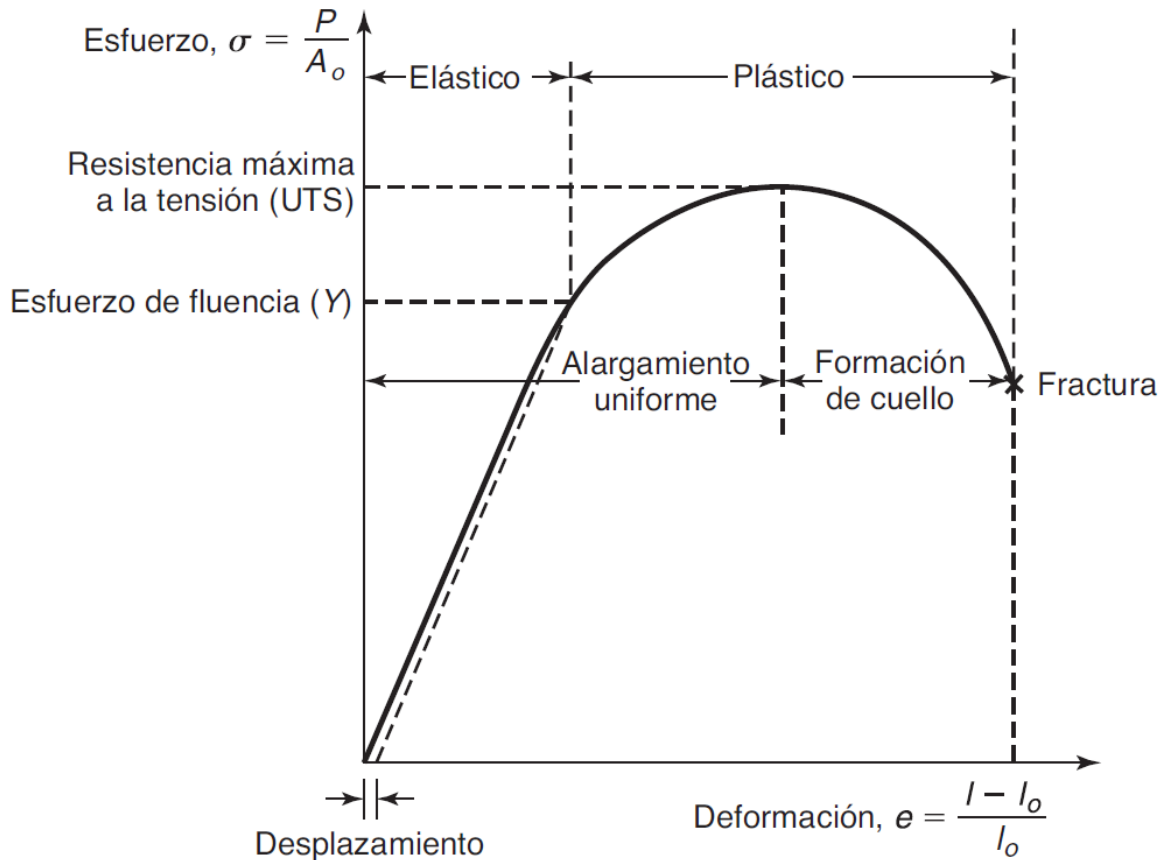


Figura 2.21 Diagrama esfuerzo deformación [54]

Al aumentar progresivamente la carga aplicada se puede llegar a un punto en que el comportamiento lineal entre la fuerza aplicada y la deformación comienza a perder proporción, la cantidad de esfuerzo en la que se comienza a perder el patrón lineal se le conoce como esfuerzo de fluencia o cedencia. A partir de aquí, comienza una nueva etapa conocida como zona plástica y la particularidad es que, al dejarse de aplicar la carga, la probeta se deforma permanentemente. Cuando se realiza un ensayo de tensión a materiales dúctiles puede dificultarse identificar el esfuerzo de fluencia. Por ello, el esfuerzo de cedencia se define en el punto sobre el diagrama esfuerzo- deformación que se desplaza por una deformación de 0.002 o 0.2% de elongación, que viene siendo la línea punteada de la Figura 2.21 [43].

Para el cálculo del módulo de elasticidad se utilizó la ecuación 4:

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad \text{Ec.3 [40]}$$

Donde:

E = Módulo de elasticidad, Gpa

$\Delta\sigma$ = Diferencia entre tensiones aplicadas, de acuerdo con los 2 puntos de deformación definidos por la norma, MPa

$\Delta\epsilon$ = Diferencia de deformación entre los puntos definidos por la norma (adimensional).

Para el cálculo de las diferencias, la norma indica que el punto de comienzo es cuando se tenga 0.001% de deformación, y el punto final cuando haya 0.003% de deformación.

3 CAPÍTULO 3. Metodología Experimental

Este proyecto se realizó como parte del interés de una empresa por invertir en este tipo de tecnología, y con el fin de impulsar la investigación y desarrollo al respecto, donó fibra de vidrio E-Glass Saertex 830 g/m² Biaxial (+/-45°), seleccionada principalmente debido a sus propiedades mecánicas y constante demanda por parte de los clientes, y como refuerzo transversal donaron monofilamento de Barkley FBA BGQS15-15 de 0.3 mm de diámetro. A partir de ello, se procedió con la metodología ilustrada en la Figura 3.1.

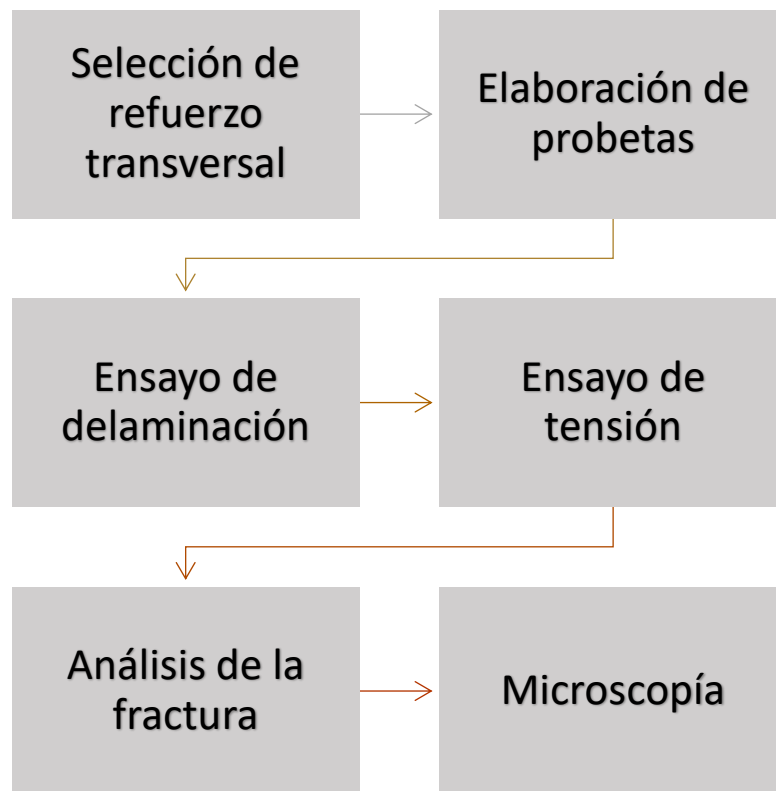


Figura 3.1 Metodología del proyecto

3.1 Selección de refuerzo transversal

Se seleccionó el patrón de tejido ortogonal por su facilidad de manufactura y sus beneficios, comentados en el apartado de antecedentes. La variable con la que se analiza el presente estudio es la distancia entre el refuerzo transversal, elaborando muestras a 0.5, 1, 1.5 y 2 cm de distancia

entre el refuerzo como se ilustra en la Figura 3.2. Por ello, a partir de ahora las muestras se definirán como se indican a continuación:

- **Muestra A:** Distancia de refuerzo 0.5 cm
- **Muestra B:** Distancia de refuerzo 1 cm
- **Muestra C:** Distancia de refuerzo 1.5 cm
- **Muestra D:** Distancia de refuerzo 2 cm
- **Muestra ST:** Muestra sin tejido de refuerzo.



Figura 3.2 Patrón de tejido de refuerzo a utilizar

El propósito de la separación entre el refuerzo es encontrar una posible variación en la resistencia a la delaminación del material y sus propiedades mecánicas, ya que conforme haya más entrelazado entre la urdimbre y la trama, mayor es la probabilidad de generar concentradores de esfuerzos, y por ende reducir su resistencia a la tensión.

3.2 Elaboración de probetas

De acuerdo con las recomendaciones de Gu [10], se utilizará el proceso de infusión de resina al vacío. Además, la infusión por vacío permite la distribución de posibles esfuerzos residuales que

contengan las fibras, a través del flujo de la resina [44] [45] . El material utilizado para el proceso fue el siguiente:

- Fibra de vidrio E-Glass Saertex 830 g/m2 Biaxial (+/-45°);
- Barkley FBA BGQS15-15;
- Bomba de vacío 4CFM Stage 2;
- Cinta selladora de doble capa Composite Envisions;
- Tejido pelable Airtech Econostitch;
- Bolsa de vacío Airtech Wrightlon WL5400 de nylon;
- Mallado para infusión Composite Envisions;
- Resina poliéster para infusión Composite Envisions 1179;
- Vidrio templado;
- Cera desmoldante CP-500;

Las propiedades principales de la fibra de vidrio, del refuerzo y de la resina se muestran en la Tabla 3.1. En la sección de Anexos se incluyen los manuales correspondientes con todas sus propiedades.

Tabla 3.1 Propiedades de fibra, refuerzo y resina [46] [47] [48]

Material	Fibra de vidrio E-Glass Saertex 830 g/m2 Biaxial (+/-45°)	Monofilamento Barkley FBA BGQS15-15	Resina Composite Envisions 1179
Densidad (g/cm³)	2.76	1.6	1.089
Diametro de filamento	12 um	0.3 mm	-
Módulo de tenacidad (Gpa)	72	-	0.63
UTS (Mpa)	2300-2400	1400	47

Todas las probetas se fabricaron de acuerdo con las especificaciones de la norma ASTM D5528 (Delaminación) y D3039 (Tensión). En la Figura 3.3 se muestran ejemplos de los tejidos usados para probetas de delaminación.



Figura 3.3 Tejidos para probetas de delaminación

El proceso empieza por haber hecho las mediciones de los tamaños de las probetas y la ubicación y separación de los refuerzos en el tejido. En todas las normas se requiere como mínimo repetir el ensayo 5 veces, por lo tanto, se realizaron 5 probetas por tejido para cada ensayo. Las probetas enumeradas del 1 al 5 pertenecen a las probetas para ensayos de tensión, por ejemplo, A1, A2 hasta A5 para la muestra A, mientras que las probetas enumeradas del 6 al 10, pertenecen a las probetas para ensayos de delaminación, por ejemplo, A6, A7, hasta A10. La costura del refuerzo se realizó con una máquina industrial para tapizar asientos automotrices, el resultado se puede observar en la Figura 3.4.



Figura 3.4 Medición de probeta

Una vez que ya estaban los refuerzos tejidos, se procedió a preparar la superficie en la que se realizaría la infusión, en este caso se utilizó un vidrio templado, como se muestra en la Figura 3.5.



Figura 3.5 Vidrio templado para realizar infusión

La superficie se preparó al realizar una limpieza profunda, eliminando cualquier impureza que pueda perjudicar el proceso, y una vez realizado esto, se procedió a aplicar cera desmoldante con el objeto de poder remover fácilmente las probetas al solidificarse, como se muestra en la Figura 3.6.



Figura 3.6 Superficie con cera desmoldante

En el caso de las probetas para ensayo de delaminación, se hizo de acuerdo con la norma ASTM D 5528, que indica que se debe aplicar una capa protectora en medio del tejido, llamado inserto, para facilitar la propagación de la delaminación, como se muestra en la Figura 3.7.



Figura 3.7 Capa protectora en probetas de delaminación

Posterior a esto, se acomodaron los tejidos en el molde, se instaló el tejido pelable, el mallado para infusión, las mangueras para infusión y la bolsa de vacío. Al instalar lo anterior se realiza el

vacío, se verifica que no haya fugas y se procede a realizar la infusión de resina, como se puede ver en la Figura 3.8 y Figura 3.9



Figura 3.8 Preparación de infusión

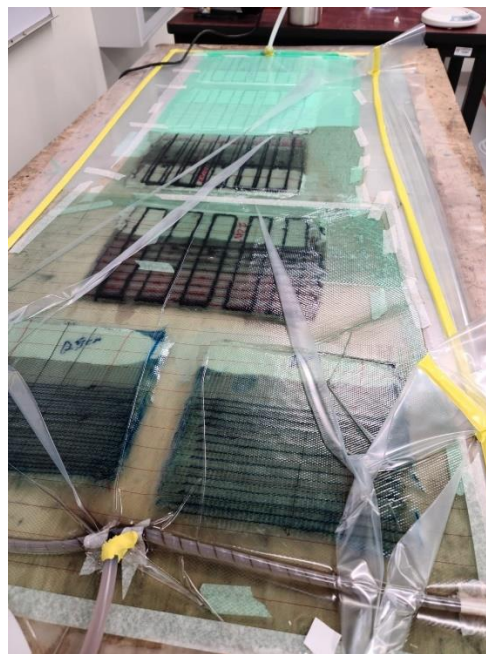


Figura 3.9 Infusión de resina

Se dejó curar la resina por 48 horas. Posterior a eso, se retiró todo el material instalado y se extrajeron las probetas como se muestra en la Figura 3.10.

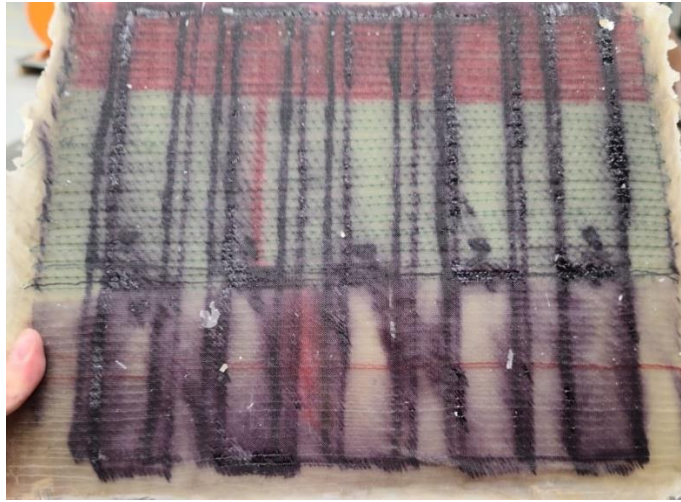


Figura 3.10 Probetas posterior a la infusión.

Ahora se procedió a preparar las muestras al cortar a la medida cada probeta, y se dio paso a los ensayos.

3.3 Ensayo de delaminación

El ensayo de delaminación de acuerdo con la norma ASTM D5528 [40], describe la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar de Modo I de apertura (GI), de compósitos continuos reforzados con fibra, utilizando la muestra de viga en voladizo doble (DCB) (Figura 3.11). En el apartado Ensayo de delaminación del marco teórico se explica a fondo este ensayo.

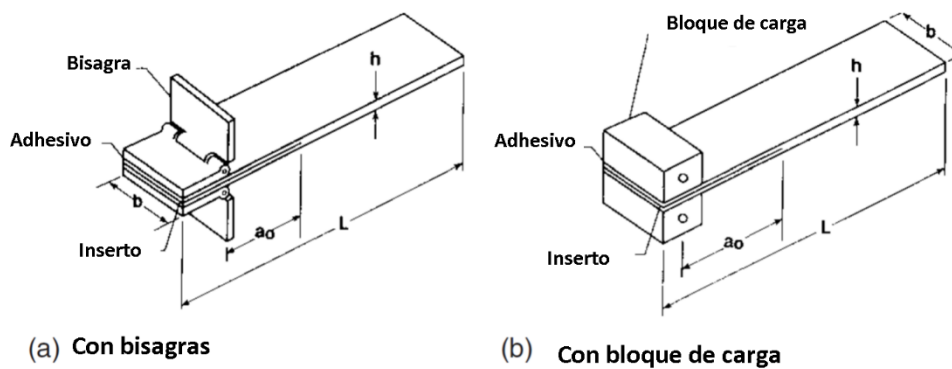


Figura 3.11 Probetas para ensayo de delaminación [40]

Las medidas indicadas en la Figura 3.11 de acuerdo con la norma, y las utilizadas en las probetas se ilustran en la Tabla 3.2.

Tabla 3.2 Medidas utilizadas en probetas de delaminación

Medida	Norma	Probetas
L	Por lo menos 125 mm	154.4 mm
b	de 20.32 a 25.4 mm	25.4 mm
a_o	por lo menos 50 mm más el espacio requerido de la bisagra	50.8 mm
Longitud de bisagra	Entre 3 y 50.8 mm	25.4 mm
h	El laminado debe de ser de al menos 6 láminas	6 láminas

En la Figura 3.12, Figura 3.13 y Figura 3.14 se muestra una de las probetas fabricadas de acuerdo con las especificaciones de la norma, las bisagras utilizadas fueron de acero cuadradas de 25.4 mm (1"), adheridas con resina epóxica JB Weld 8280. Cabe mencionar que se tuvo que cambiar de posición las bisagras de acuerdo con la orientación que indica la norma debido a que se obstruía parte de la mordaza ocasionando una palanca que desprendía la bisagra de la probeta al realizar el ensayo.



Figura 3.12 Probeta para delaminación



Figura 3.13 Probeta de delaminación con vista de prefalla



Figura 3.14 Probeta de delaminación sección transversal

Para realizar el estudio se utilizó una máquina universal Sintech 20 D con mordazas planas para compósitos, y adicional a eso se acondicionó para filmar los ensayos de delaminación con un celular Samsung S20 Ultra, con una resolución de 4K a 120 cuadros por segundo; se instaló un aro de luz blanca, un fondo oscuro y una regla para ayudar a la telemetría, como se muestra en la Figura 3.15 y Figura 3.16. La velocidad de desplazamiento fue de 5 mm/ min.



Figura 3.15 Arreglo en máquina universal para ensayo de delaminación

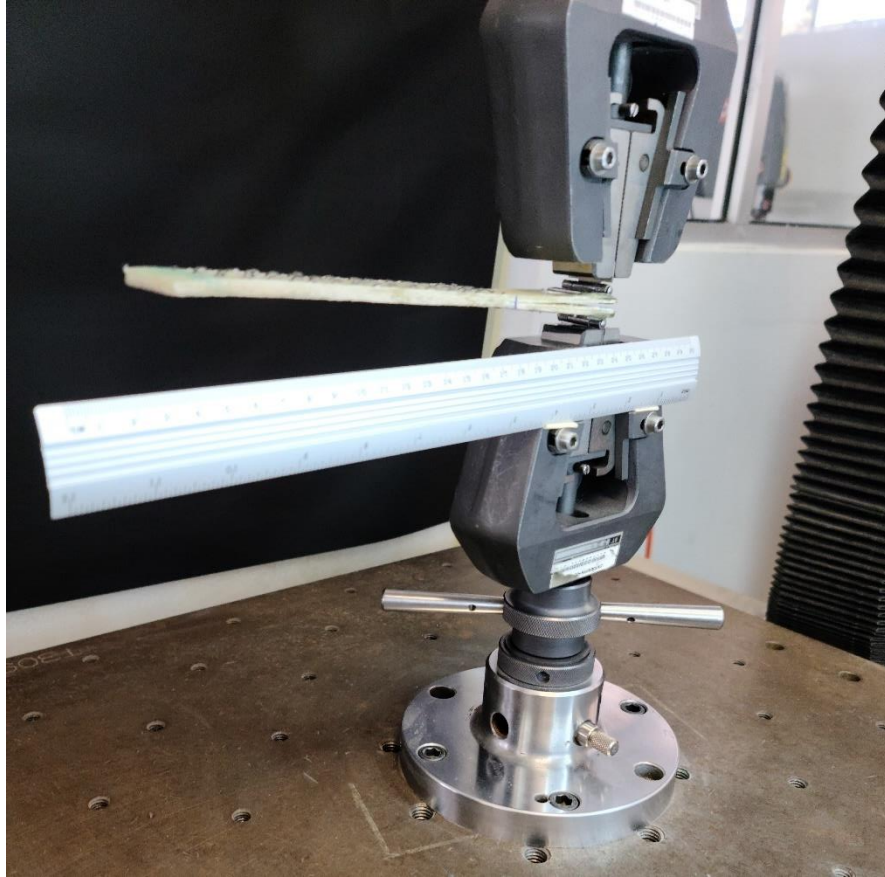


Figura 3.16 Probeta instalada en máquina universal

De acuerdo con la norma ASTM D5528 [40] existen 3 métodos para calcular la tenacidad a la fractura laminar con una diferencia entre las 3 de no más de 3.1%, y debido a que la más utilizada (alrededor del 80%) es el método de la teoría de la viga modificada (MBT), en este proyecto se utilizará ese método, la cual se calcula de la siguiente forma:

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad \text{Ec. 4 [40]}$$

Donde:

P= Carga, N

δ = Desplazamiento entre láminas separadas, mm

b= anchura de la probeta, mm (25.4 mm)

a= Distancia de delaminación, mm

En la Figura 3.17 se puede apreciar las variables a usar en la Ec. 4. Los valores de “P” y “ δ ” se determinan mediante la máquina universal.

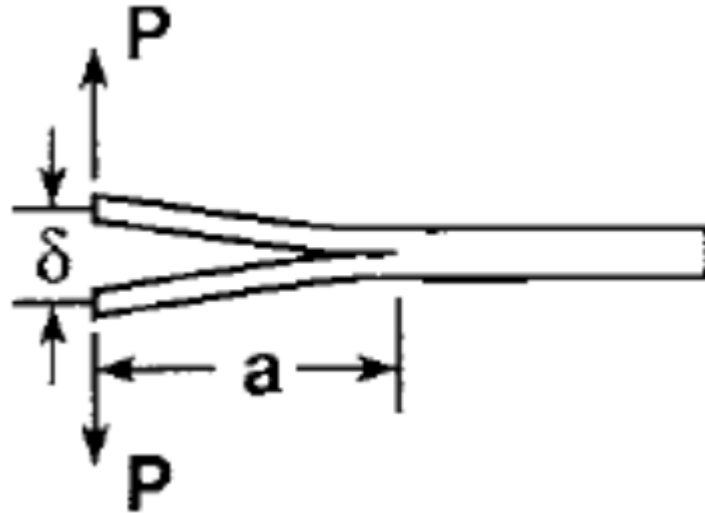


Figura 3.17 Representación de variables a usar para cálculo de Tenacidad de fractura a delaminación [40]

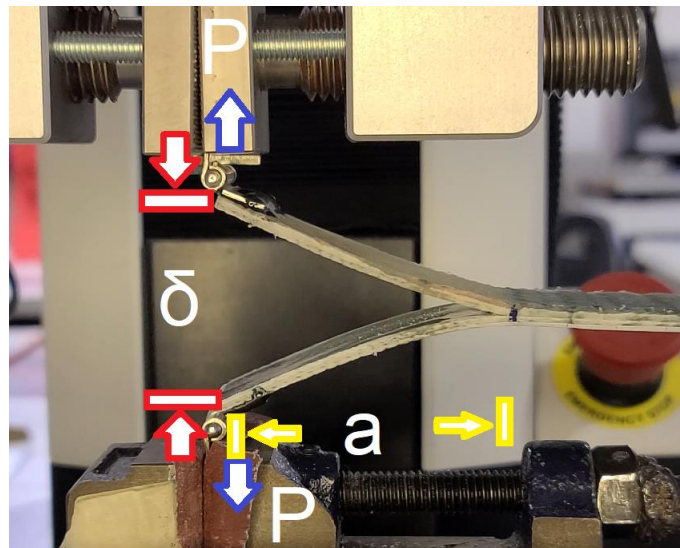


Figura 3.18 Representación de variables a usar para cálculo de Tenacidad de fractura a delaminación en ensayo

A través del software “Tracker” se registraron los valores de delaminación “a”, mediante el video filmado de cada ensayo de delaminación de la siguiente forma:

1. Se calibró el software con la función “Vara de Calibración”, la cual se calibró de acuerdo con la regla que está unida a la mordaza;
2. Se creó un punto de seguimiento como “masa A”, la cual se colocó en el inicio de la costura y se rastreó a lo largo del ensayo;
3. Se creó otro punto de seguimiento como “masa B”, la cual fue rastreando la delaminación a lo largo del ensayo;
4. Se utilizó la función “Cinta métrica”, y el extremo inicial se declaró que rastrearía “masa A”, y el extremo final se declaró que rastrearía “masa B”, de esta forma se obtuvo la distancia de delaminación “a”;

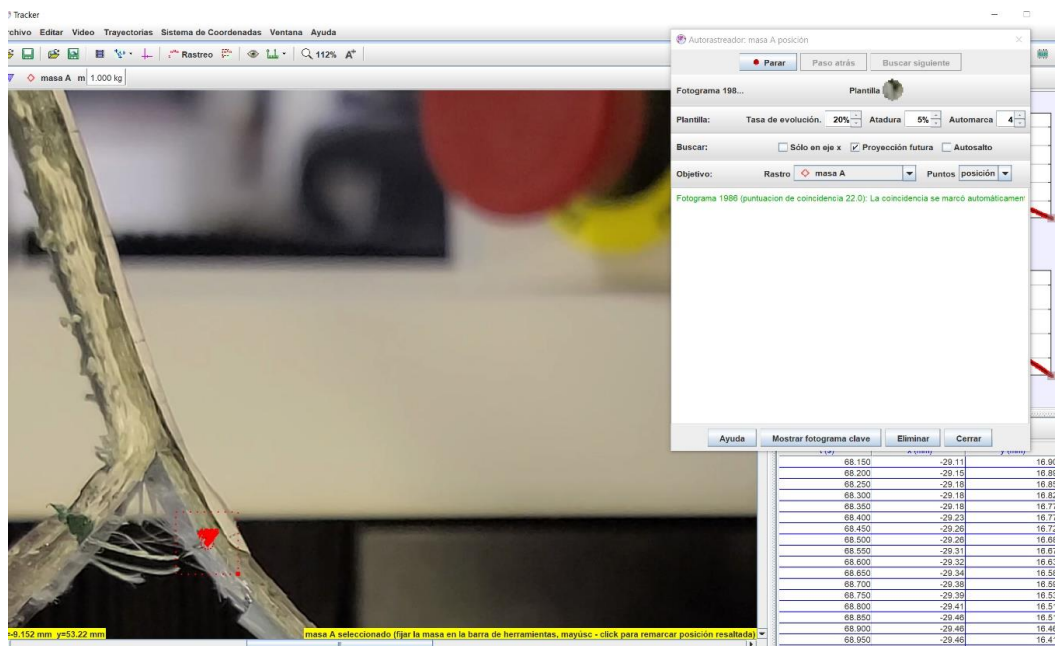


Figura 3.19 Seguimiento de delaminación mediante Tracker



Figura 3.20 Medición de delaminación

Después de haberse registrado todos los valores de la Ec. 4, se realizó el cálculo a través del software Ms. Excel y posteriormente fue graficado en OriginLab.

3.4 Ensayo de tensión

Se realizó el ensayo en base a la norma ASTM D3039, que determina las propiedades de tensión en el plano de los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados por fibras de alto módulo. En el apartado Ensayo de tensión del marco teórico se explica la teoría detrás de esta norma.

Para este ensayo se utilizó la misma máquina universal Syntech 20 D a una velocidad de 2 mm/min bajo las especificaciones de la norma. El tamaño de la probeta fue de 25.4 mm de ancho, 254 mm de longitud y 2.5 mm de espesor, las mismas medidas que con las probetas de delaminación, las cuales se encuentran en los valores permitidos de la norma.



Figura 3.21 Ensayo de tensión

A continuación, se exponen los diferentes valores que se calcularon en base al diagrama esfuerzo- deformación a través del software Origin Lab:

Esfuerzo Máximo de Tensión “UTS” y deformación en UTS: Se utilizó la función “Data Reader” para encontrar el valor mayor en el esfuerzo y su respectiva deformación unitaria

Módulo de Elasticidad “E”: Se buscó la pendiente lineal más pronunciada, se utilizó la función “Data Selector” para delimitar la zona, y se utilizó la función “Linear Fit” para calcular la pendiente, el cual es el valor del Módulo de Elasticidad.

Esfuerzo de Cedencia “ σ_y ” al 2%: Se dibujó una línea paralela a la pendiente lineal más pronunciada, y se dio una separación de 0.002 mm/mm, el punto donde interseca dicha línea con la gráfica fue el valor tomado como Esfuerzo de Cedencia, como se muestra en la Figura 3.22.

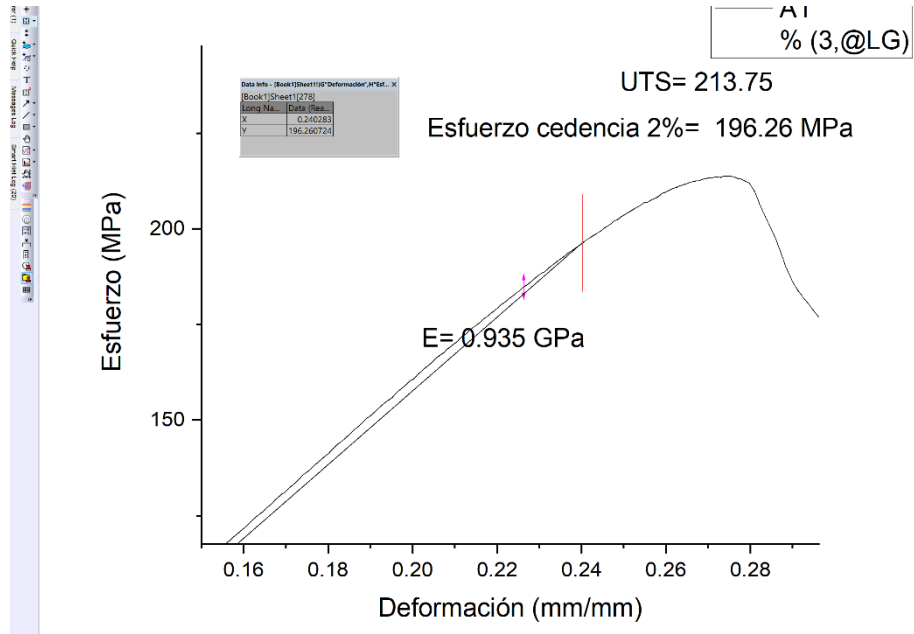


Figura 3.22 Cálculo de Esfuerzo de Cedencia

Cálculo del Módulo de Resiliencia U_R : Se calculó el área bajo la gráfica desde 0 hasta el esfuerzo de cedencia con la función “Integrate”, como se muestra en la Figura 3.23.

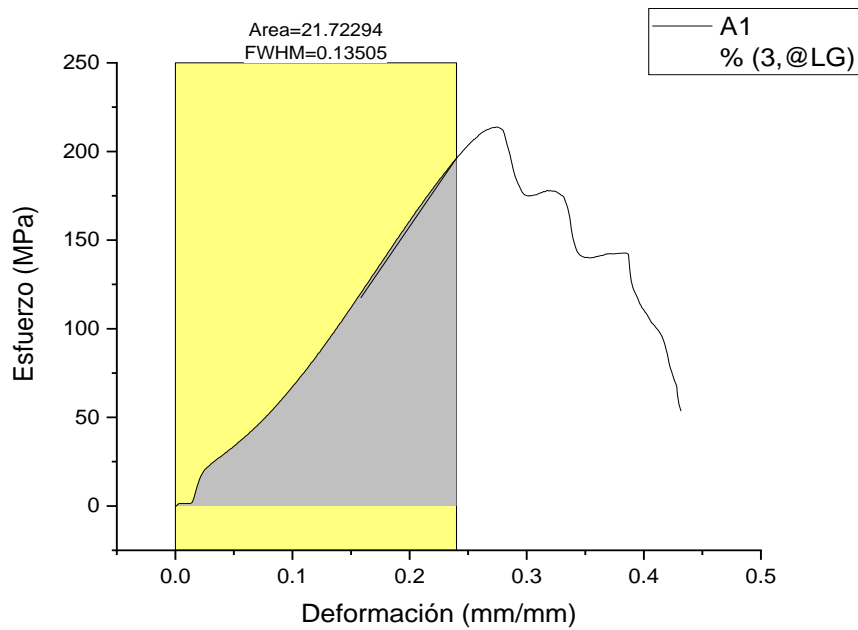


Figura 3.23 Cálculo de Módulo de Resiliencia

Módulo de Tenacidad T: Se determinó al calcular el área bajo la gráfica mediante la integral de todo el diagrama, como se muestra en la Figura 3.24

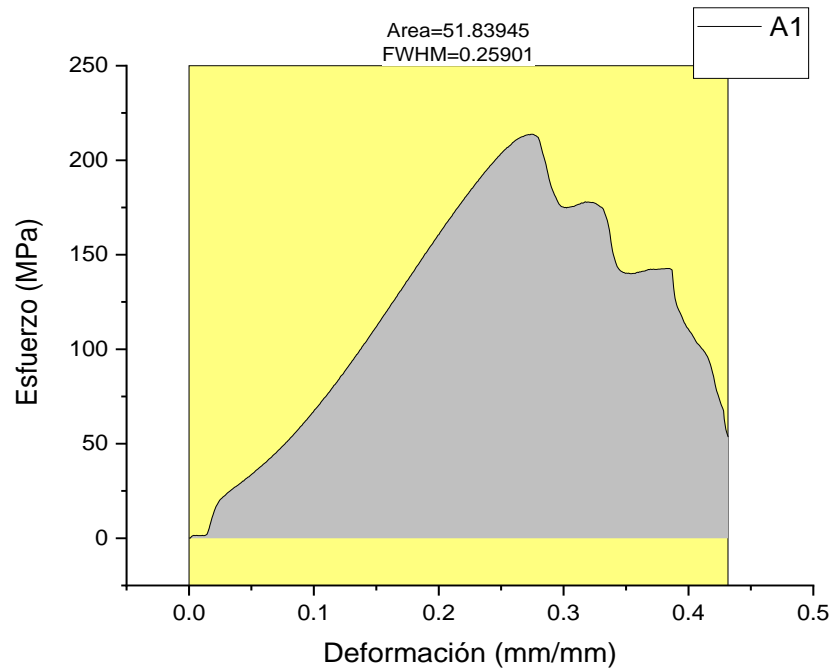


Figura 3.24 Cálculo de Módulo de Tenacidad

3.5 Análisis de la fractura

Por último, se realizaron análisis de la fractura mediante visualización de las fallas por vista simple y por microscopio y estereoscopio, a las probetas de los ensayos de delaminación y tensión, cuya finalidad fue definir los mecanismos de fractura que surgieron de dichos ensayos, y comparar cómo afecta el nuevo refuerzo en comparación con el material sin el refuerzo. Los mecanismos de fractura se identificaron y compararon en base a las investigaciones encontradas en la literatura.

4 CAPÍTULO 4. Resultados y Discusión

A continuación se presentan los resultados obtenidos de los diferentes ensayos presentados en la metodología. En la sección de ensayos de delaminación y ensayos de tensión se presentan los resultados de dichos ensayos respectivamente, sus diagramas correspondientes, el conglomerado de los datos más relevantes en tablas y la microscopia de las probetas fracturadas. También se identifican los mecanismos de fractura y se compara con estudios de diferentes autores sobre la temática investigada.

4.1 Ensayos de delaminación

En los ensayos de delaminación se presentó el desprendimiento prematuro de alguna de las bisagras en la probeta sin pasar de la zona del inserto, es decir, no hubo rompimiento del refuerzo. En la Figura 4.1 se muestra la secuencia de lo sucedido, en la Figura 4.2 se muestra el desprendimiento de la bisagra en la probeta, y en la Figura 4.3 se muestra el final del inserto, es decir, el primer refuerzo transversal en la muestra, y cómo este daña la matriz y ocasiona desprendimiento prematuro de las fibras de la resina.

Bisagra desprendida

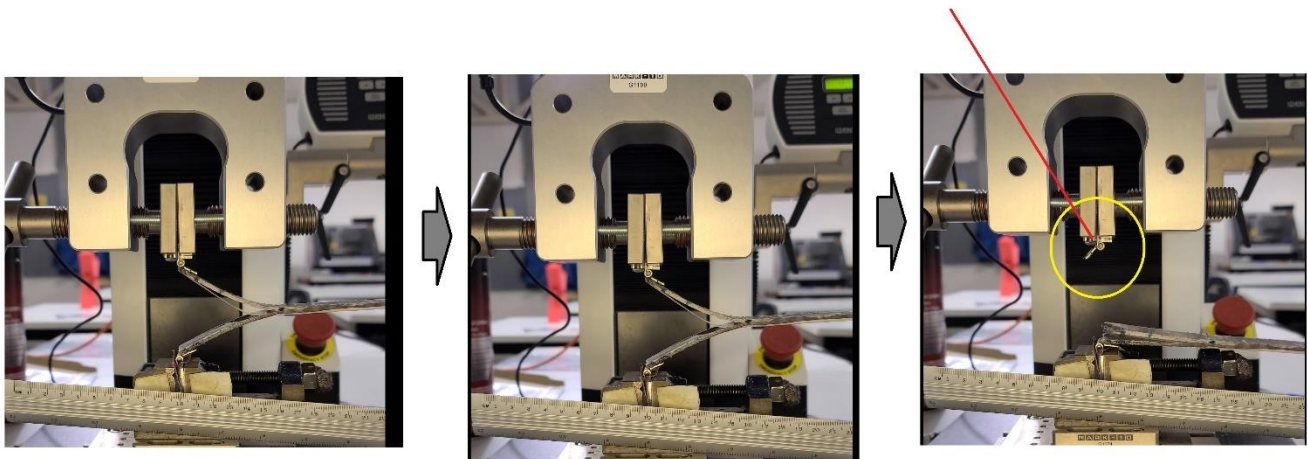


Figura 4.1 Secuencia de desprendimiento de bisagra en ensayo de delaminación

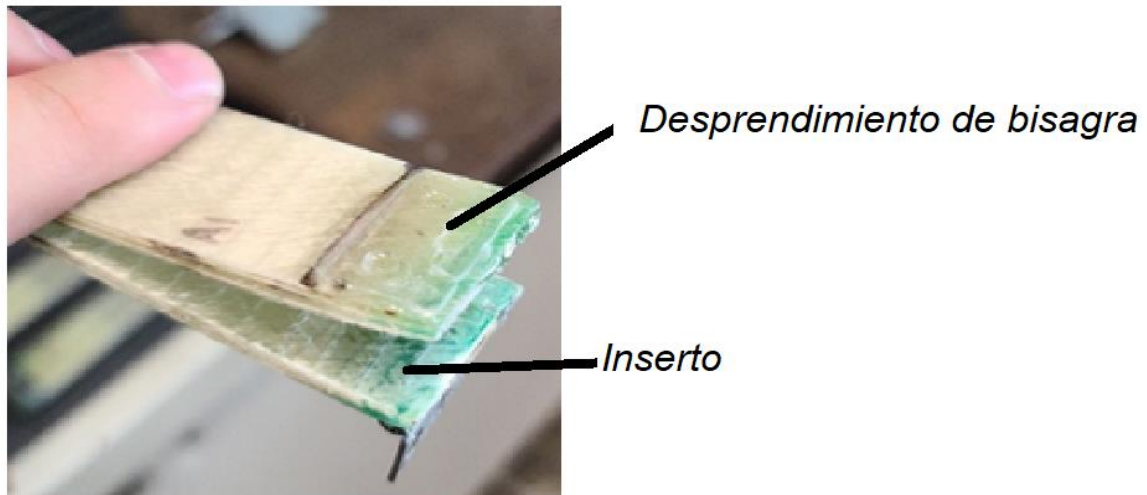


Figura 4.2 Desprendimiento de bisagra

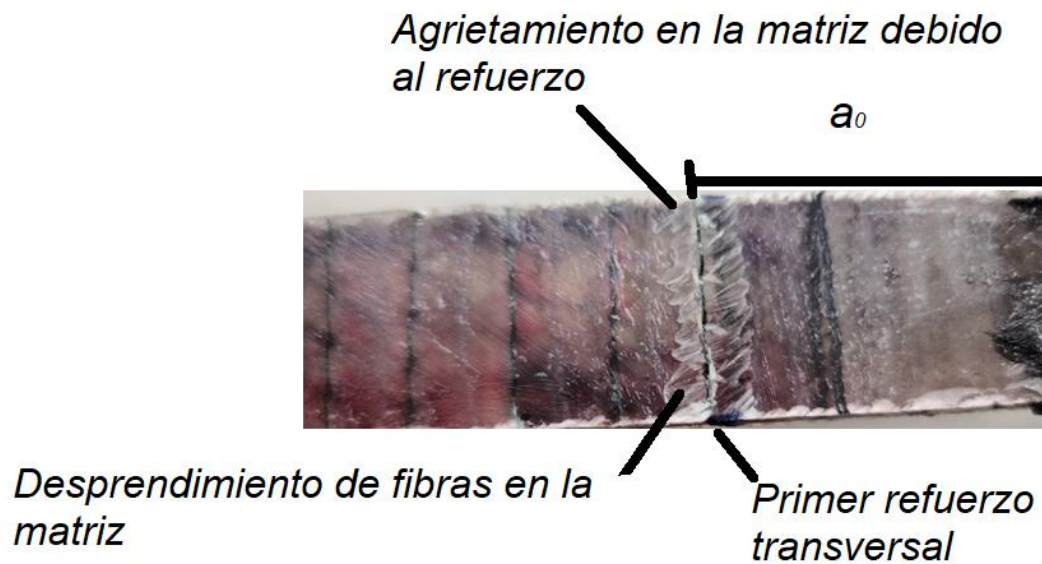


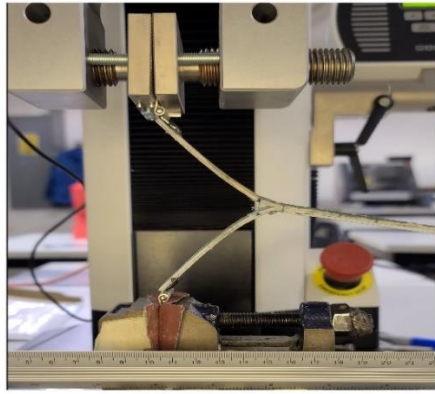
Figura 4.3 Daño del refuerzo hacia la matriz

Debido a esto, se limitó el número de ensayos eficientes, ya que en esta falla prematura no hubo delaminación ni deformación que registrar a partir del final de a_0 .

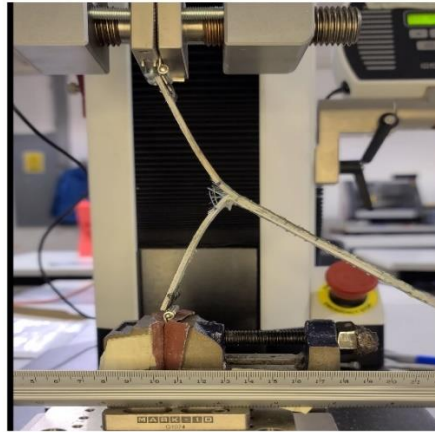
En la Figura 4.4 se muestra la secuencia del mecanismo de flexión en el laminado superior del ensayo de delaminación. Todas las muestras mostraron este patrón, con la diferencia de que conforme mayor era la distancia entre los refuerzos, es decir, de 0.5 cm a 1 cm, 1.5 cm y 2 cm, se

generaba una “palanca” entre la fuerza aplicada por la máquina universal y el refuerzo transversal hasta el momento de la fractura, después volvía a suceder lo mismo con el siguiente refuerzo más cercano de manera escalonada, hasta que 1) se desprendiera la bisagra, 2) se parara la máquina universal o 3) se fracturara la probeta, ocasionando esta flexión con un desplazamiento entre láminas δ , relativamente alto para la naturaleza de este tipo de ensayos, y un desgarre muy destructivo para el compuesto. Este escalonamiento y el efecto palanca está muy bien ilustrado en la Figura 4.5 (6 y 7). Este mecanismo ocurrió debido a la elasticidad de las fibras del refuerzo, impidiendo que la fractura se propagara por el inserto y entonces mejorando la tenacidad del material.

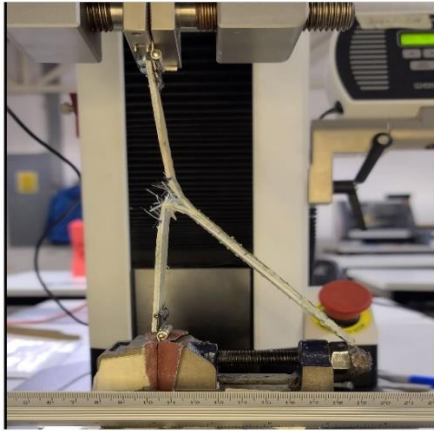
En la Figura 4.6 se ilustra el tipo de fractura interlaminar de un compuesto con refuerzo 3D de metal, donde se muestra como δ es muy inferior en comparación con la misma distancia de las muestras fabricadas, y que debido a esto, se obtuvo un valor de tenacidad interlaminar mayor. Este mecanismo recae en que las fibras usadas por el autor citado son muy frágiles (fibra de carbono) y por ende el desplazamiento entre láminas es uniforme [49], en comparación con el material (nylon) que se utilizó para estos ensayos, que es mucho más elástica.



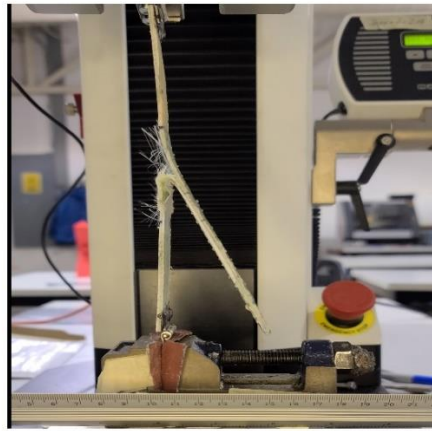
1



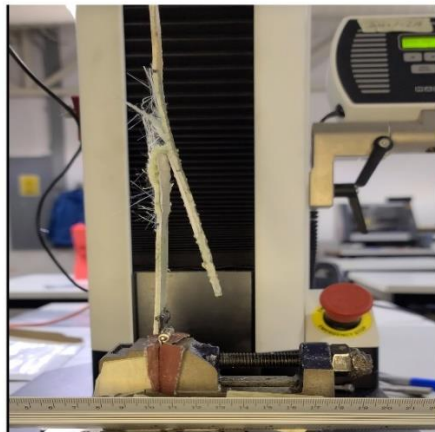
2



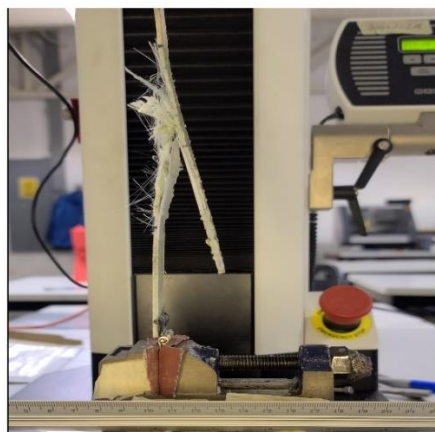
3



4

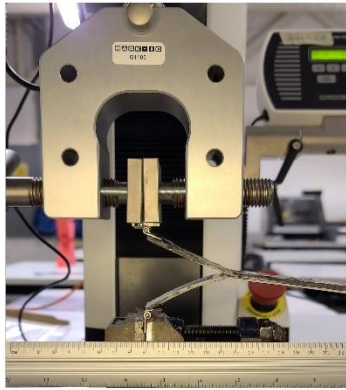


5

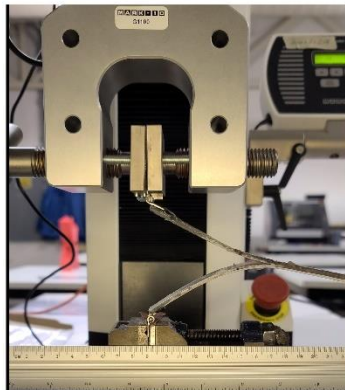


6

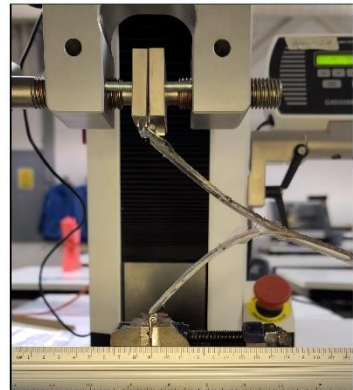
Figura 4.4 Secuencia ensayo delaminación probeta A7



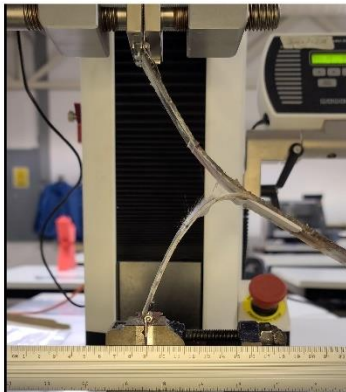
1



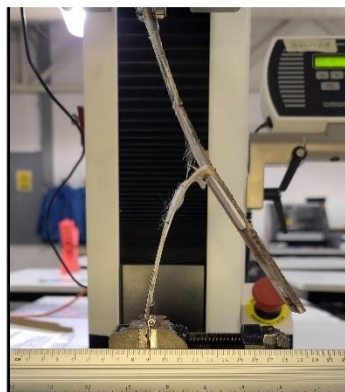
2



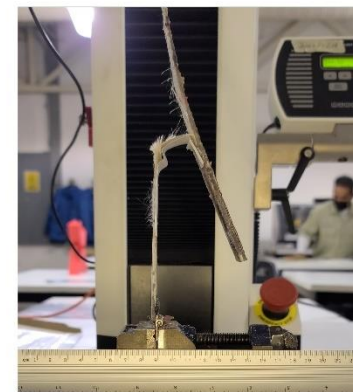
3



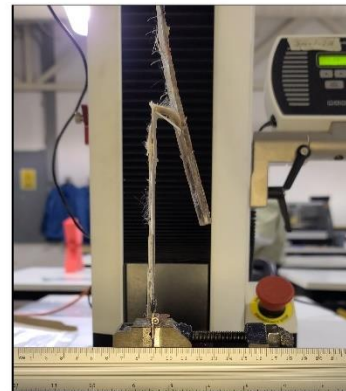
4



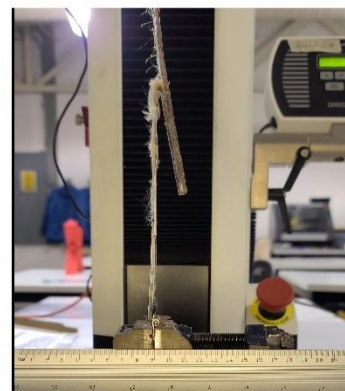
5



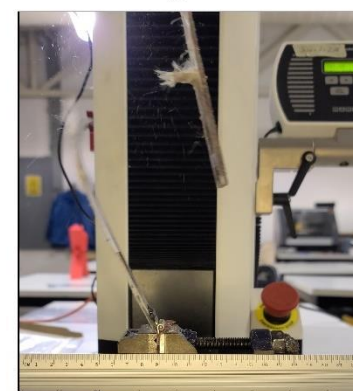
6



7



8



9

Figura 4.5 Secuencia ensayo de delaminación probeta D6



Figura 4.6 Delaminación convencional de compuesto 3D [49]

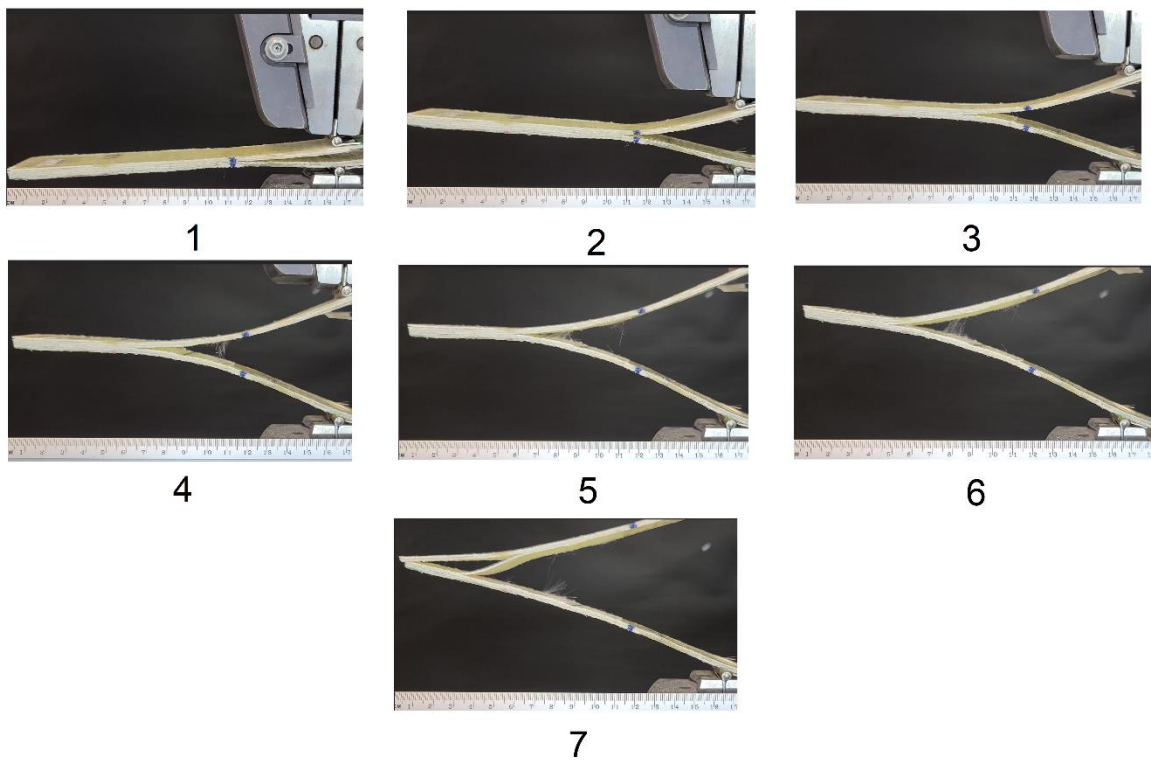


Figura 4.7 Secuencia ensayo de delaminación probeta ST6

En la Figura 4.9 se muestran los diagramas esfuerzo- desplazamiento σ - δ resultantes del ensayo de delaminación, y en la Figura 4.10 el diagrama de resistencia a la delaminación G_I -a. En la probeta ST6 (Figura 4.9), se muestra un patrón convencional para delaminación de compósitos, con un ruido

pronunciado en el eje Y, debido a que los valores son muy pequeños para la máquina universal. Este patrón lineal indica desprendimiento de las fibras con la resina debido a una falla prematura en la matriz, ya que la mayor carga aplicada la soporta la resina. El inicio de VIS (Figura 4.10), comienza muy al principio con una distancia de delaminación “a” muy pequeña. En el ensayo sobresalen 2 picos que coinciden visiblemente con la delaminación justo a partir del inserto, y una segunda delaminación en la zona superior. Cabe resaltar la distancia de delaminación δ que sufrió la probeta, que es un valor normal para su tipo [50] [51] [52], pero no es tan alto en las otras probetas con refuerzo y por ende el valor de tenacidad es muy bajo.

En las probetas con refuerzo (A, B, C y D), el comportamiento es muy diferente a una delaminación convencional. El inicio de la delaminación a partir del inserto “VIS” en el caso de las probetas A6, A7, B6, B7 y D6, se destaca por un primer pico muy pronunciado ocasionado por la ruptura del primer refuerzo. La norma explica que este tipo de mecanismos puede ocurrir debido a que el ensayo de delaminación se debe realizar solo para compósitos unidireccionales, y que al ser bidireccional, las diferentes capas del laminado al no coincidir con su orientación dejen espacios en el tejido que pueden generar zonas con exceso de resina tras la infusión [41]. A partir de esto los siguientes picos pertenecen a la ruptura de los refuerzos consecuentes. La zona no lineal recae en la plasticidad del refuerzo transversal, y los mencionados picos representan fractura por pull-out, es decir, el refuerzo se fractura plásticamente y se separa completamente del material, como si se hubiera “jalado hacia afuera”, de ahí el nombre del mecanismo. Las zonas lineales del material representan el desprendimiento de las fibras en la matriz junto con la elasticidad del refuerzo. Ambos mecanismos de fractura se muestran en la Figura 4.9 y coinciden con lo que han reportado diferentes autores [53] [54] [55] [56] [57]. En el caso de la tenacidad obtenida, la razón del por qué todos los ensayos comienzan con una cantidad enorme, es debido a que al fracturar el primer refuerzo transversal genera un valor muy alto de fuerza aplicada en el material identificado como VIS (previamente explicado), y la distancia de agrietamiento tan baja. Adicionalmente después de la fractura del refuerzo, es notorio que las probetas se endurecieron por el bloque de planos de deslizamiento debido a la flexión de la lámina superior (como se explicó anteriormente).

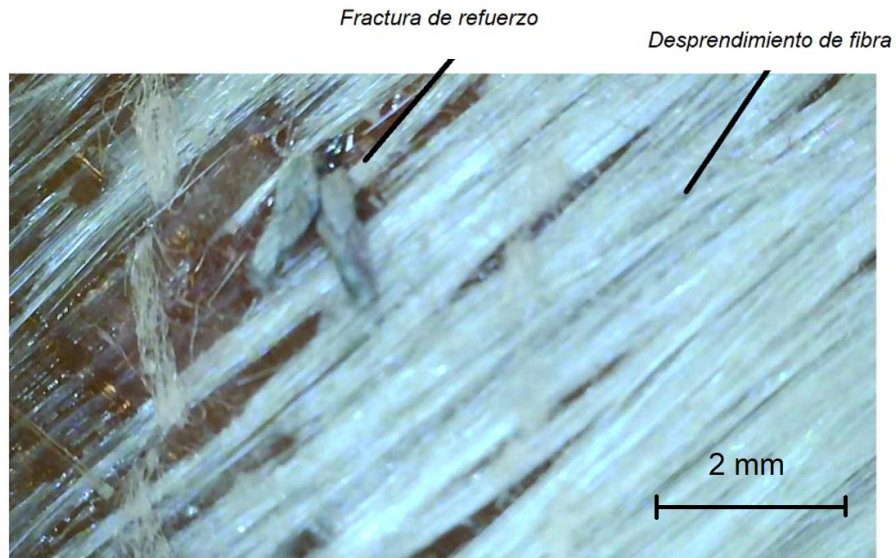


Figura 4.8 Fractura en refuerzo y desprendimiento de fibra

Las probetas A6 y A7 fueron las que exhibieron una mayor tenacidad y esfuerzos máximos: en la Figura 4.9 se puede ver con claridad que A6 necesito más fuerza que A7 para romper el primer refuerzo transversal, y como resultado de esto se obtuvo el valor más alto de tenacidad G_I en todos los resultados, ilustrado en la Figura 4.10. Observar que después de este pico se genera una cresta que llega a un valor de alrededor de 500 J/m^2 , valor inferior al valor máximo (900 J/m^2) de la cresta generada después del pico de iniciación de la probeta A7 en la Figura 4.10, que tuvo un avance mayor en la delaminación, como se muestra en la Figura 4.9. De hecho, al comparar la Figura 4.9 con la Figura 4.10 se puede observar la proporcionalidad del esfuerzo con la tenacidad a la fractura interlaminar, y que es inversamente proporcional a la distancia de agrietamiento “a”.

Las probetas B6 y B7 (Figura 4.9) tuvieron una falla prematura en la unión de las bisagras, sin embargo, en los diagramas se ilustra cómo el mecanismo del desprendimiento de fibras estaba iniciando con un patrón lineal en la curva. Los esfuerzos soportados también fueron mayores a las de la probeta sin tejido. En la Figura 4.10 d y e se muestra que, dentro de las probetas con refuerzo, tuvieron los valores más bajos de tenacidad G_I , sin embargo, mayores que la de la probeta sin tejido.

En la Figura 4.9d se muestra el diagrama esfuerzo deformación por delaminación de la probeta C6, la cual tuvo un desprendimiento prematuro de una de las bisagras, sin embargo, muestra el mismo patrón que las probetas anteriores. Los picos pronunciados pertenecen a la fractura dúctil

de las fibras de refuerzo transversales, y por ende pull-out. En el diagrama de resistencia a la delaminación se tuvo un valor de G_I intermedio entre las probetas A y las B.

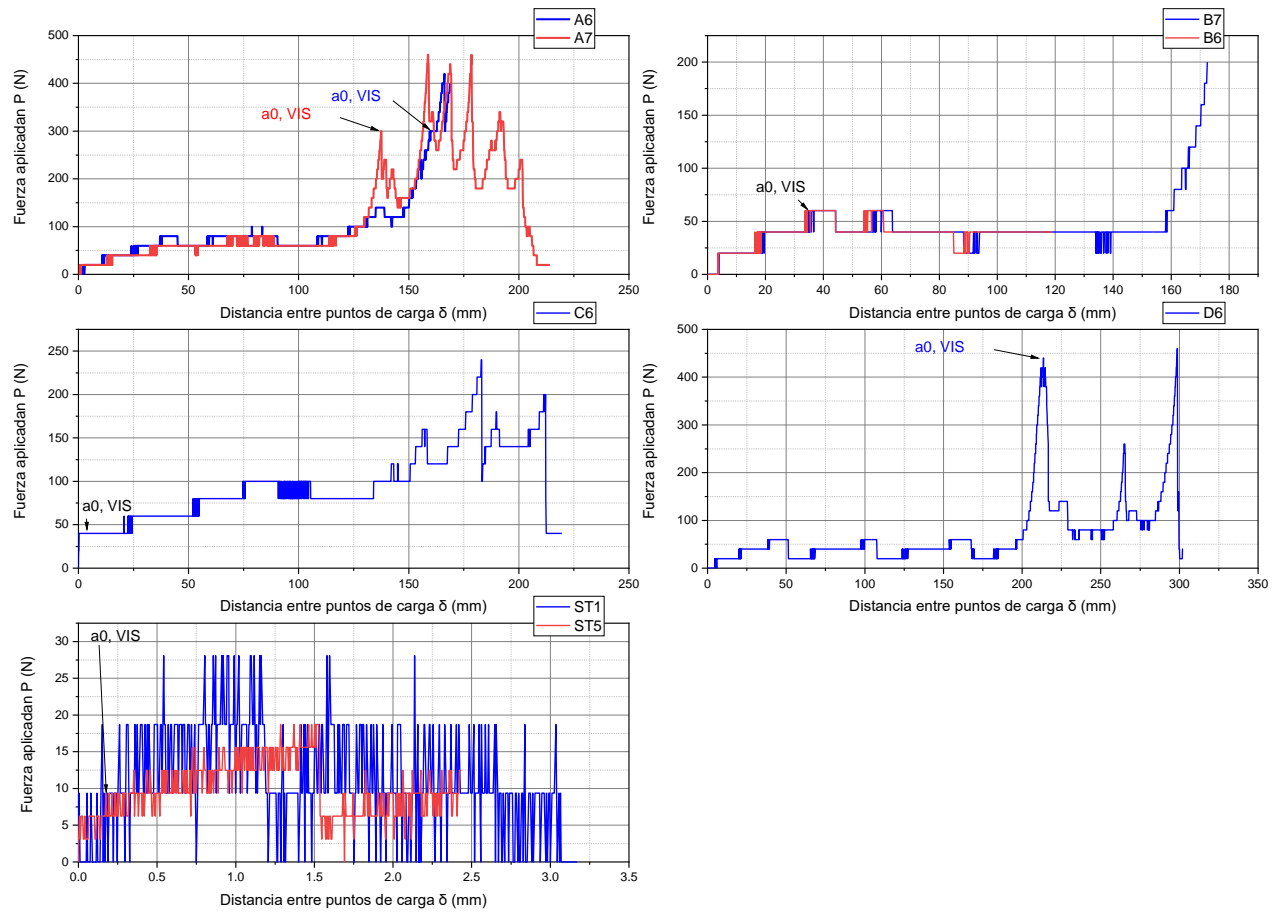


Figura 4.9 Diagramas Esfuerzo- deformación de ensayo delaminación de probetas a) ST6, b) A6 y A7, c) B6 y B7, d) C6, e) D6

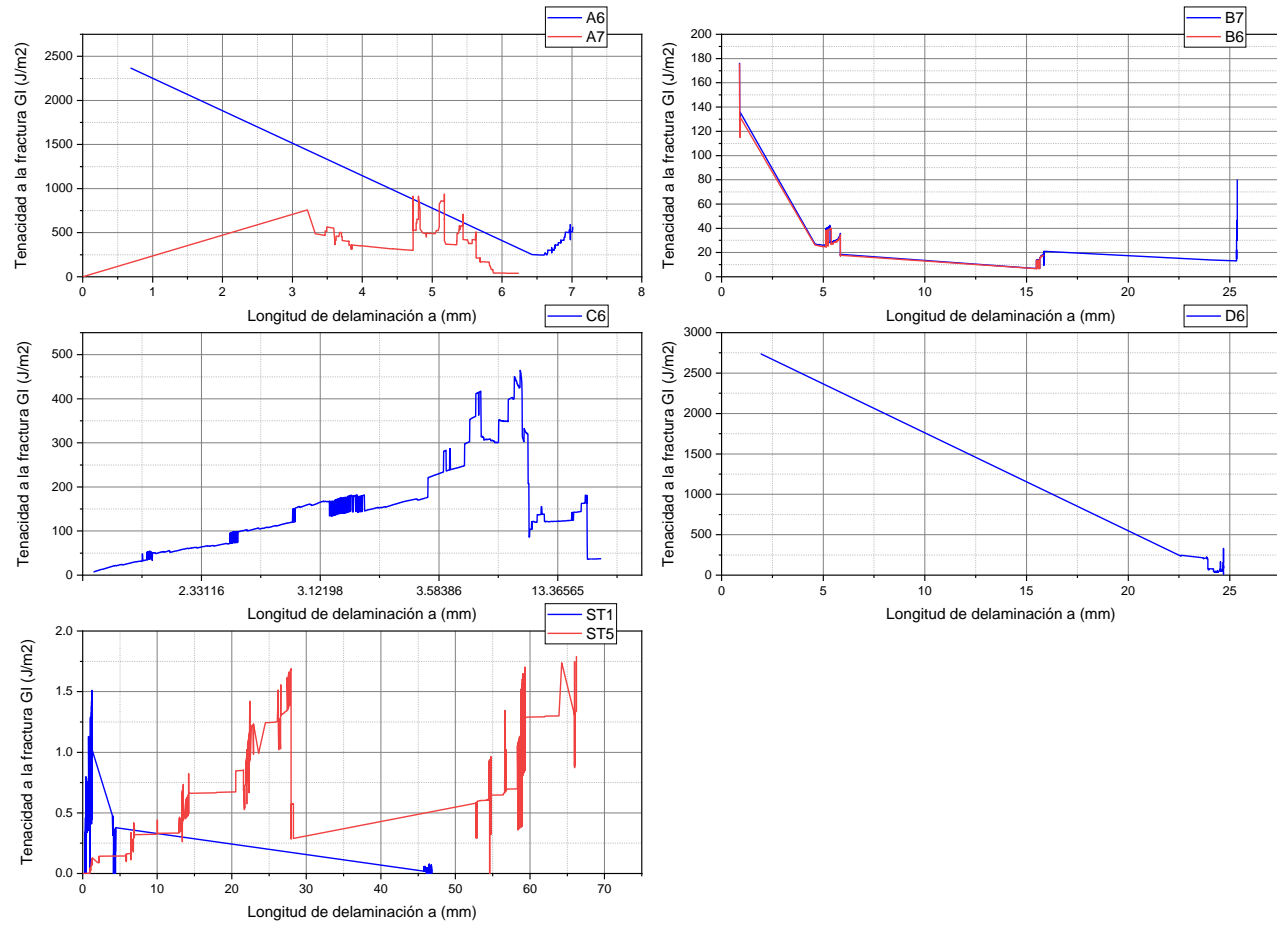


Figura 4.10 Diagramas de resistencia a la delaminación de probetas a) ST6, b) A6, c) A7, d) B6, e) B7, f) C6, g) D6

La probeta D6 tuvo un rendimiento similar a las probetas A6 y A7, con la excepción de que D6 tiene menos picos debido a la distancia entre refuerzos, de 0.5 vs 2 cm. Ambos picos máximos de las probetas A y D se acercan a 20 MPa, y debido a la mayor cantidad de picos, la probeta D tiene menor área bajo la curva y por ende menor módulo de tenacidad.

En la Figura 4.11 se muestran todas las curvas gráficas en una sola planilla, donde se aprecia la diferencia entre cada una de ellas: Las probetas más predominantes fueron la A7 y D7, debido a que no se presentó ninguna anomalía en el ensayo. De estas 2 probetas, ambas tuvieron un esfuerzo máximo de 18.74 MPa, pero la probeta A7 tuvo un módulo de tenacidad mayor que la probeta D7, 1.035 J/mm^3 vs 0.885 J/mm^3 , debido al mayor número de picos que son generados por los refuerzos transversales, ya que tiene una menor distancia entre ellos. Pese a todos los inconvenientes, todas las probetas con refuerzo presentaron mejores resultados que la probeta sin tejido, que apenas se aprecia en amarillo en la gráfica debido a su baja resistencia interlaminar. La presencia de tal inestabilidad en todas las probetas con refuerzo recae justamente en los refuerzos, donde los picos más pronunciados es debido a la resistencia que generan los refuerzos, y los valles tan pronunciados seguidos de estos picos son por el rompimiento de los refuerzos por fractura dúctil.

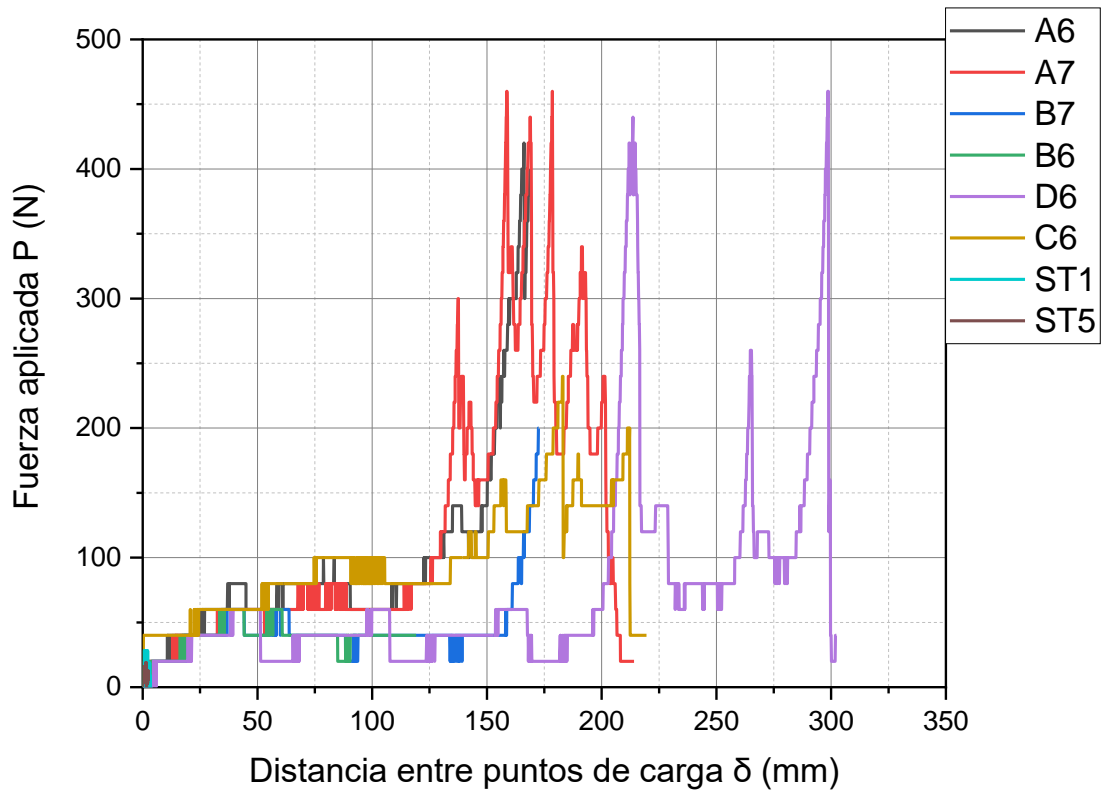


Figura 4.11 Diagrama esfuerzo deformación de ensayo de delaminación de comparación de todas las probetas

En la Tabla 4.1 se ilustra el esfuerzo máximo y su respectiva deformación, la deformación máxima y su respectivo esfuerzo, y el módulo de tenacidad de cada ensayo de delaminación, así como una nota de cada ensayo. Las probetas que registraron una mayor resistencia a la delaminación fueron A7 y D4, con un valor de 18.74 MPa. La probeta ST6 fue la que registró el menor esfuerzo máximo con un valor de 0.7 MPa. Las probetas B y C muestran valores intermedios de resistencia. La probeta D4 tuvo el mayor desplazamiento de láminas con un valor de 298.52, como se muestra en la Figura 4.5, que para este tipo de ensayos es un valor muy grande, comparándolo con el desplazamiento de 2.42 mm/mm que tuvo la probeta ST6, el cual es un valor normal [58] [59] [60]. Este mecanismo se debe gracias a la elasticidad del refuerzo transversal. La probeta A7 tuvo el mayor módulo de tenacidad seguido por las probetas D6 y C6, con un valor de 1.035, 0.885 y 0.839.7 J/ mm³ respectivamente.

Tabla 4.1 Esfuerzo máximo y tenacidad de ensayos de delaminación

Probeta	σ Max	ϵ en	σ @	ϵ Max	T	Nota
	Mpa	mm/mm	Mpa	mm/mm	J/mm ³	
ST6	0.7	1.51	0.49	2.42	0.00093	Delaminación completa
A6	17.11	166.18	16.29	168.68	0.65	Fractura en la probeta
A7	18.74	158.76	0.81	213	1.03	Fractura en la probeta
B6	2.44	59.1	1.62	123.92	0.19	Bisagra desprendida
B7	8.15	172.44	8.15	172.44	0.308	Se detuvo la máquina universal
C6	9.77	182.9	1.62	213.66	0.83	Bisagra desprendida
D6	18.74	298.52	1.62	302.28	0.88	Fractura en la probeta

En la Figura 4.12 se grafica los valores de esfuerzo máximo de las probetas y en la Figura 4.13 se grafica los valores de los módulos de tenacidad.

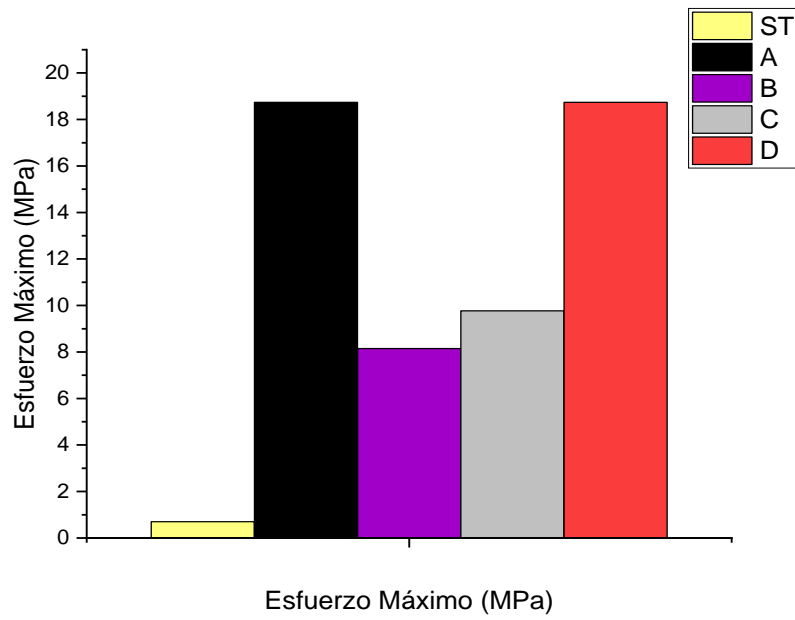


Figura 4.12 Gráfica de esfuerzos máximos en ensayos de delaminación

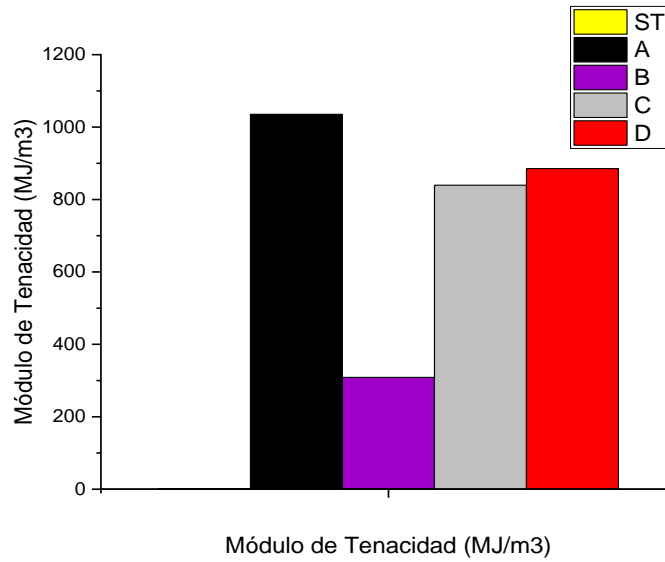


Figura 4.13 Gráfica de módulos de tenacidad de ensayos de delaminación

En la Figura 4.14 se ilustran todos los ensayos en una sola gráfica, donde destacan las probetas A6, A7 y D6. La probeta ST6 (ilustrado con amarillo) muestra la mayor delaminación porque fue la única probeta en delaminarse completamente. Adicional a ello, la tenacidad ilustrada es muy baja en comparación con las probetas con refuerzo.

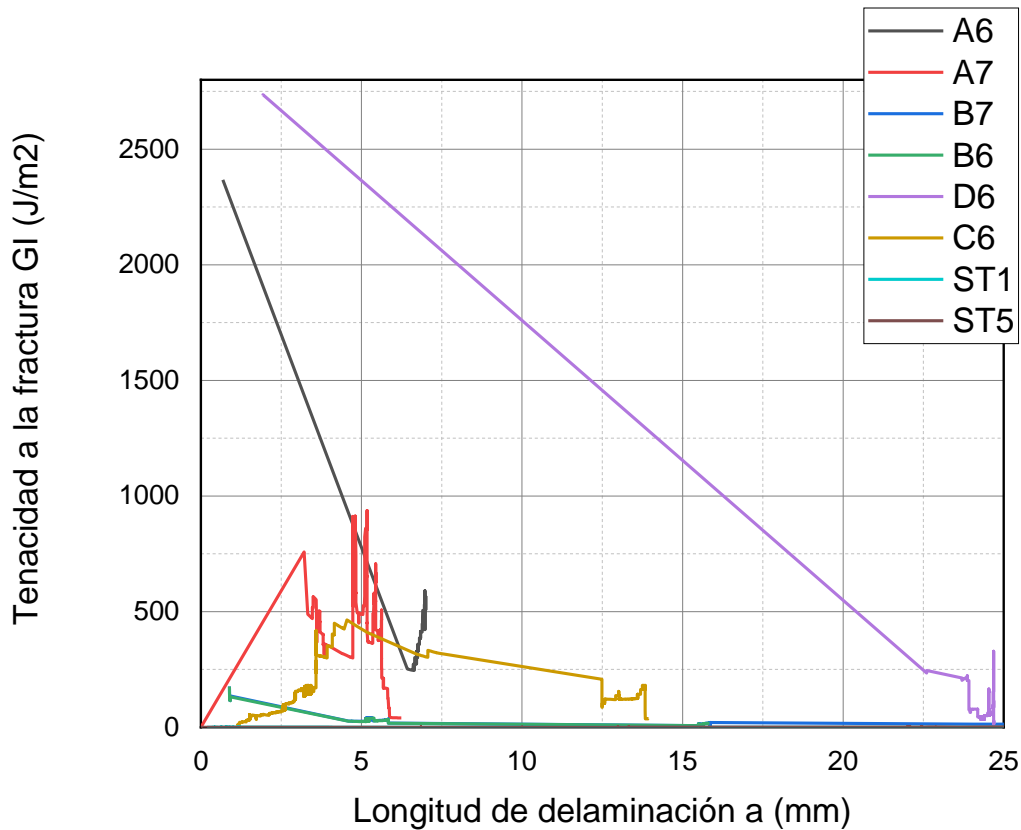


Figura 4.14 Diagrama de ensayos resistencia- delaminación

En la Tabla 4.2 se ilustran los valores críticos de tenacidad G_{IC} , aclarando que son los valores en conjunto de a_0 , VIS y 5% Max, como se mencionó anteriormente. Los valores tan altos para A6 y D6 son debido a un “pico” inicial que se generó para romper el refuerzo y el valor tan bajo de ST6 es debido a que, a diferencia de las muestras con refuerzos, la delaminación fue progresiva y no se observó resistencia alguna a la delaminación. Los valores de “a” son la distancia de delaminación inicial, donde en algunas probetas como en el caso de A7, C6 y D6, al reventar el primer refuerzo se generó una delaminación instantánea muy pronunciada.

Tabla 4.2 Resultados de G_{IC} en ensayo de resistencia a delaminación

Probeta	F (N)	D (mm/mm)	a (mm)	G_I (J/m ²)
A6	180	152.08	0.68	2367.01
A7	300	137.58	3.21	758.40
B6	60	44.04	0.88	175.94
B7	60	44.24	0.88	176.49
C6	40	3.51	1.10	7.69
D6	420	17.11	1.93	2733.83
ST6	3.1179	0.0021	0.72	0.00004

En la Tabla 4.3 se muestran los resultados de un estudio de delaminación realizado por Rzeczkowski [61] donde evalúa compósitos de fibra de carbono/ epoxy con interfaces usando diferentes ángulos entre sus tejidos, con unas láminas reforzadas por flexión- extensión (Bending-Extension) y flexión- torsión (Bending-Torsion) como refuerzos para aumentar la resistencia interlaminar. Los valores de G_{IC} son muy bajos a comparación con los resultados obtenidos en el presente estudio.

Tabla 4.3 Resultados de ensayos de delaminación por Rzeczkowski et al [59], CCM=

Interface	G_{IC} (N/mm)	Error (%)
0°//0°	0.14	0.08
0°//30°	0.18	2.50
0°//45°	0.39	3.49
0°//60°	0.53	4.33
0°//90°	0.40	10.28
30°//30°	0.16	1.68
30°//−30°	0.49	11.54
45°//45°	0.16	1.59
45°//−45°	0.22	7.32
60°//60°	0.67	3.10
60°//−60°	0.46	4.21
90°//90°	0.54	2.20
BE	0.51	3.56
BT	0.36	3.06

En la Figura 4.15 se muestran diagramas Fuerza- desplazamiento con fines comparativos, donde la variación de los valores indica que es común obtener este tipo de diagramas para estos ensayos. Lo destacable aquí es que, pese a que es un material 2D reforzado entre sus láminas de fibra de carbono/epoxi, muestra muy poca resistencia a la delaminación si se compara con los valores obtenidos en el presente estudio, 420 N vs 83N, la mayor resistencia obtenida en la probeta D7 contra la mayor resistencia obtenida por Rzeczkowski [61], haciendo énfasis en que la fibra y la matriz utilizada (fibra de vidrio y resina poliéster) tienen propiedades mecánicas muy inferiores a las de la fibra de carbono/ epóxi.

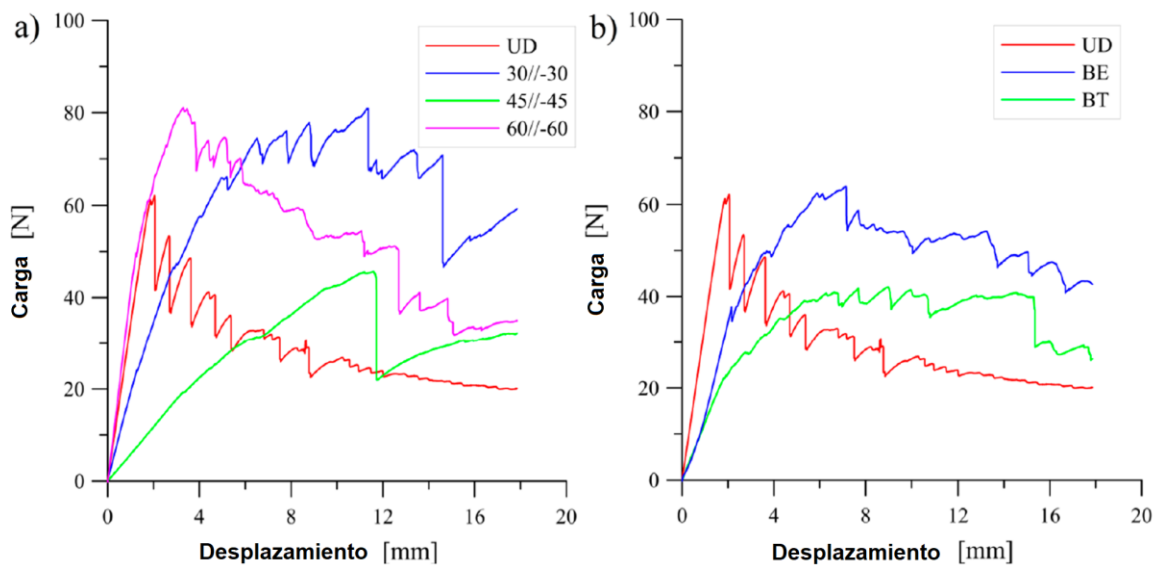


Figura 4.15 Diagramas Fuerza- desplazamiento de probetas de fibra de carbono/ epoxy [61]

En el diagrama de fuerza- delaminación de un estudio realizado por Turner [62] ilustrado en la Figura 4.16, donde se utiliza un refuerzo 3D transversal (TTT through the thickness) de un compuesto de fibra de carbono/ epoxy, se muestra una resistencia a la tensión bastante alta cuando el autor realizó el ensayo a favor de la urdimbre a), sin embargo, presentó mayor resistencia a favor de la trama.

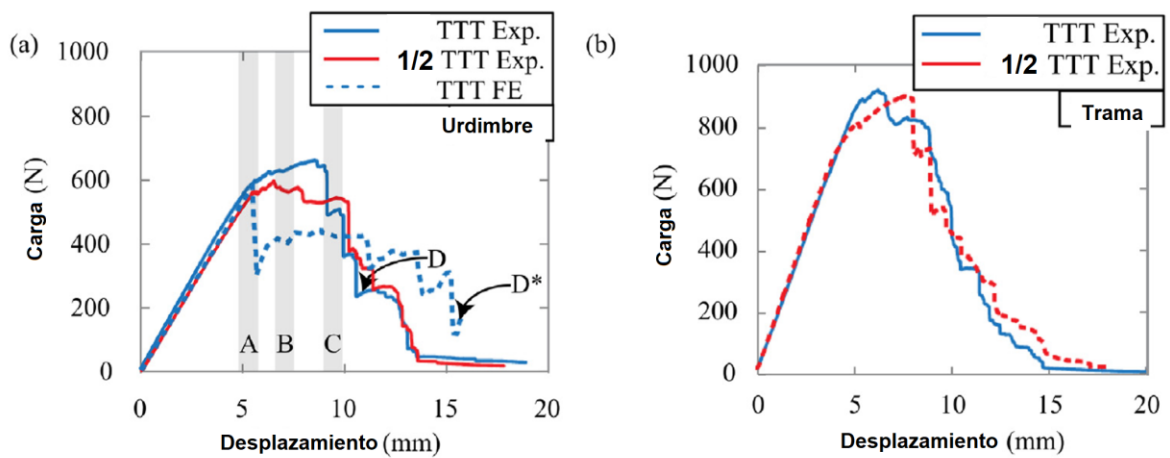


Figura 4.16 Diagramas esfuerzo deformación a) a favor del sentido de la urdimbre, b) a favor del sentido de la trama [62]

Stegschuster [63] caracterizó la resistencia a la delaminación de un compuesto 3D de fibra de carbono/ epoxy con un refuerzo ORT de 2mm de espesor donde su variable es el porcentaje

volumétrico del tejido 3D, en la Figura 4.17 se ilustran los resultados de su ensayo, donde se muestran altas propiedades mecánicas superiores a las del presente estudio.

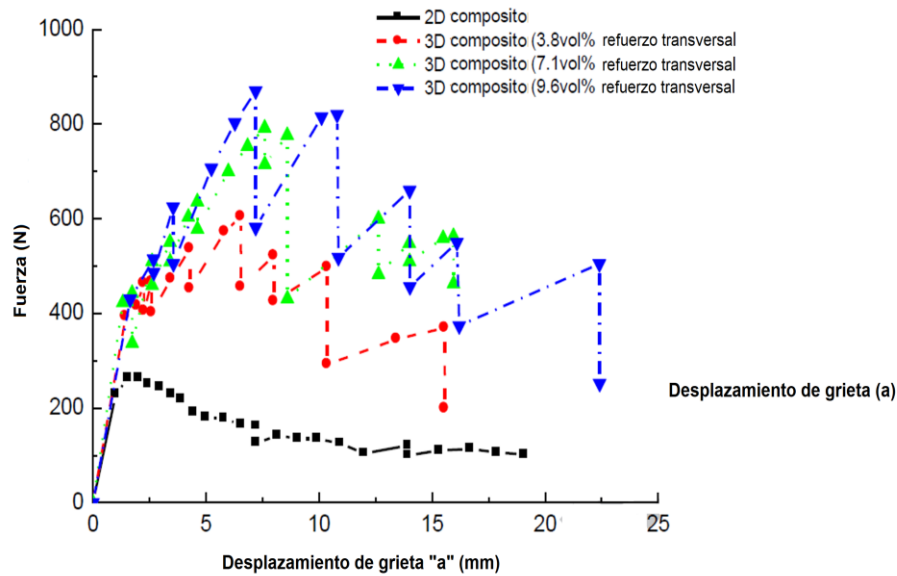


Figura 4.17 Diagrama fuerza- desplazamiento en ensayo de delaminación de compósito fibra de carbono/ epoxy 3D en ORT [63]

En la Figura 4.18 se ilustra el diagrama esfuerzo- desplazamiento y curva R de delaminación de compósitos que fueron reforzados transversalmente con fibra de carbono, hilo de acero y cobre respectivamente [49]. El autor menciona que se mejoró considerablemente la resistencia a la delaminación debido a los siguientes mecanismos: para hilos de acero, los mecanismo de endurecimiento fueron debido a la deformación elástica y plástica de los filamentos, seguido de filamentos incrustados en la matriz; para las fibras de cobre, el mecanismo de endurecimiento fue la deformación plástica y elástica de las fibras que redujeron la propagación de la delaminación, y por ultimo los mecanismo de endurecimiento de la fibra de carbono fue la deformación elástica y el impedimento de la fractura por pull-out del refuerzo.

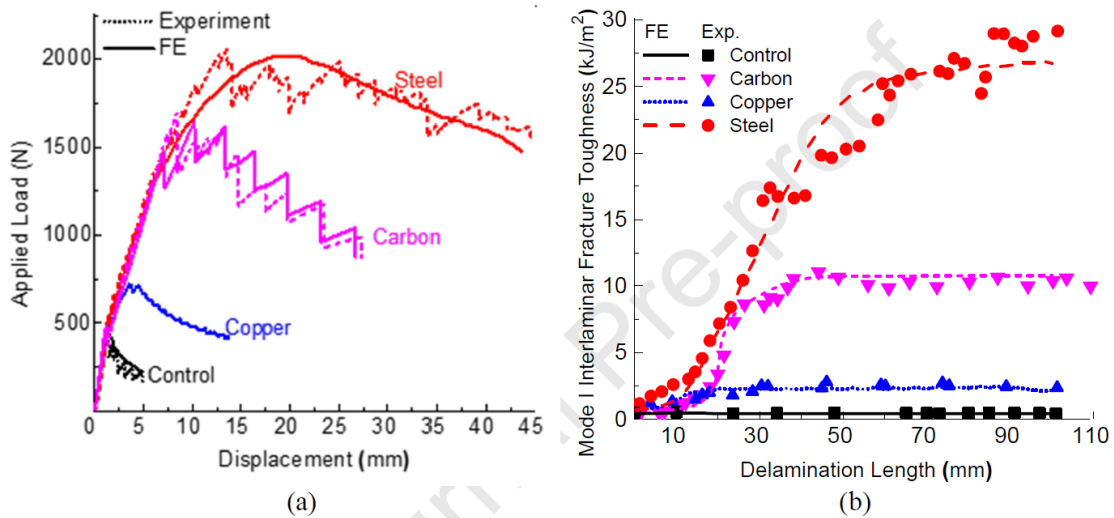


Figura 4.18 a) Diagrama de esfuerzo- desplazamiento y b) curva R de compósitos reforzados con fibra de carbono, hilo de acero e hilo de cobre [49]

En el caso de los refuerzos de las probetas presentadas, el mecanismo de endurecimiento es similar al de las fibras de carbono, fue por la deformación elástica y plástica de los refuerzos, y adicionalmente el impedimento de la propagación de la delaminación debido a la fractura por pull-out. Este último mecanismo se le conoce como “fiber bridging” (Figura 4.19), el cual ha estado presente en diferentes investigaciones de delaminación [64] [65] [66] [67] [68] [69] [70] [71]

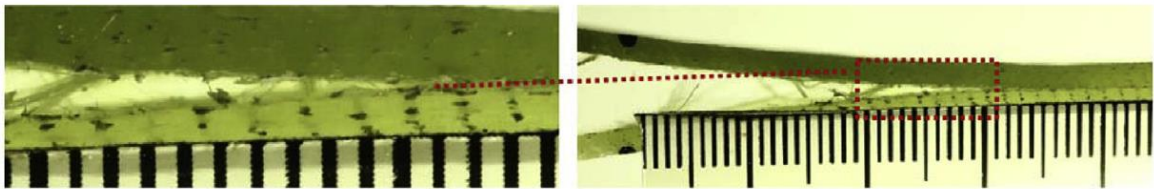


Figura 4.19 Mecanismo de pull out y fiber bridging [72]

Debido a la complejidad de las diferentes fallas en el compósito, se limitó el estudio a 3 zonas, como se muestra en la Figura 4.20. La Zona A es la zona de fractura interlaminar donde sucede la delaminación, la Zona B es la zona de flexión de las láminas del compósito debido a la fuerza de tensión aplicada por la máquina universal, y el impedimento de la propagación de la grieta en “a” debido al refuerzo transversal. La Zona C es la zona de daño colateral, donde se generan esfuerzos residuales debido a la Zona B y los esfuerzos residuales quedan perpendiculares a las fibras y se ocasiona fractura en la matriz, y desprendimiento de fibras, ambas internas. A continuación, tomando en cuenta los trabajos previos encontrados en la literatura, la teoría sobre el tema y los

resultados obtenidos del estudio, se expone un análisis de las fallas de las probetas más relevantes del ensayo.

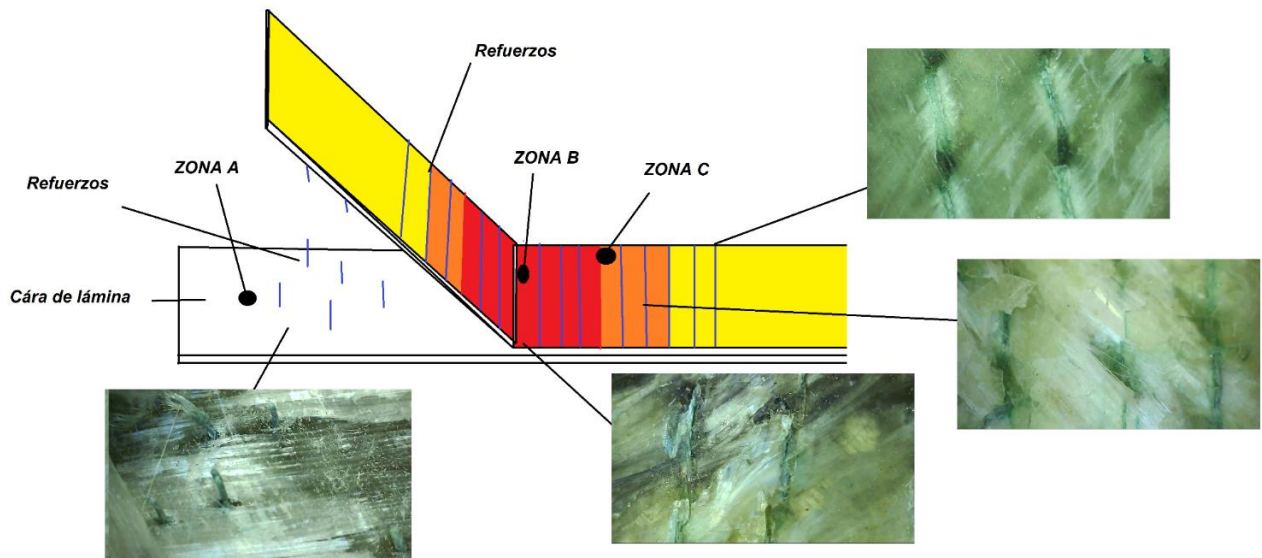


Figura 4.20 Definición de zonas de falla en probetas de ensayo de delaminación

Un mecanismo que se encontró a lo largo de las 3 zonas se ilustra en la Figura 4.21. Consiste en que la matriz está absorbiendo demasiada energía hasta agrietarse, esta agrieta se encamina hacia las fibras, donde esta última disipa la energía. Debido a que alrededor de la fibra se está descargando dicha energía, la matriz no puede soportarlo y la fibra se desprende de la matriz, dando esa tonalidad “blancuzca” ilustrada a lo largo de las siguientes secciones. Esta “concentración de energía” queda atrapada en los nudos de los refuerzos transversales, identificando una desventaja hacia este tipo de refuerzos.

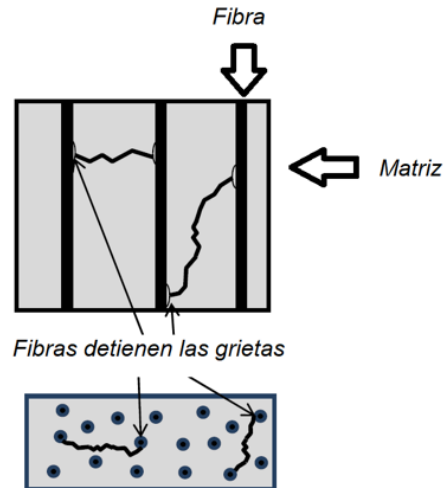


Figura 4.21 Dispersión de grieta de compuesto [35]

A continuación, se muestra la explicación de los mecanismos de falla en las zonas de la Figura 4.20.

4.1.1 Zona A

La falla por fractura interlaminar en esta zona, como resultado del inserto en el compuesto muestra patrones similares en todos los ensayos con refuerzo transversal. Las probetas ST se desprendieron en su totalidad, se generó una fractura interlaminar solo en el plano en el que se hizo el inserto según la norma. La falla interlaminar presenta una fractura frágil en la fibra de vidrio y la matriz, donde se encuentran islas de fibra de vidrio expuesta sin matriz, esto debido a que en algunas zonas se fracturó la matriz. También se encontraron las zonas “blancuzcas” previamente explicadas, debido al desprendimiento de fibras en la resina. No se encontró fractura en las fibras. Esto se ilustra en la Figura 4.22.

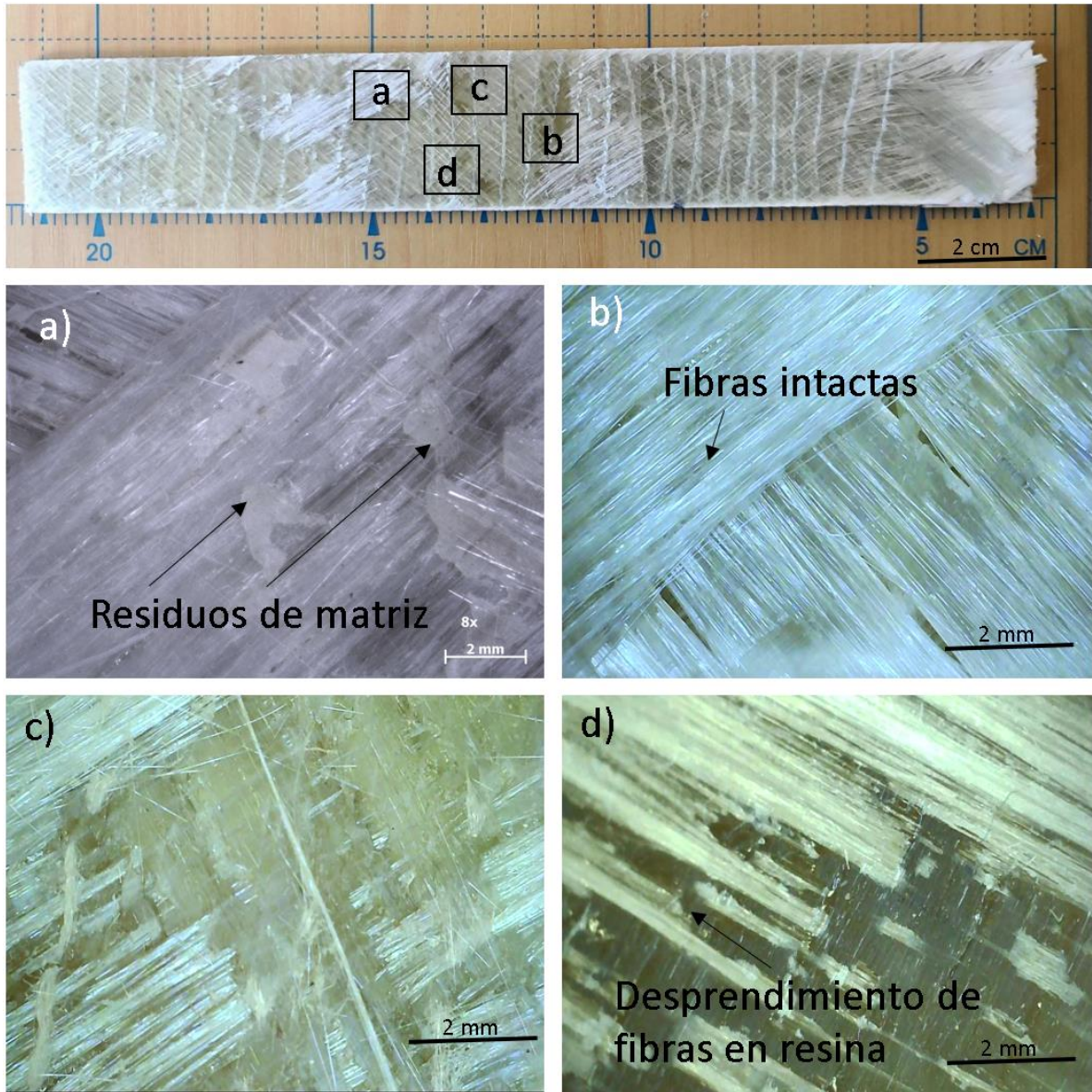


Figura 4.22 Fracturas en plano de inserto de probeta ST6

En el caso de las probetas A, B, C y D, hubo diversos mecanismos adicionales a los que se presentaron en la probeta ST respecto a la delaminación. Los refuerzos en la zona de la falla interlaminar muestran fractura dúctil por pull-out debido a su naturaleza, el filamento es de nylon, y como se mencionó anteriormente, son los responsables de los altos picos en la Figura 4.9. Sin embargo, cercano a las zonas de los refuerzos no se muestra que se haya propagado algún daño a las fibras, ya que la redistribución de las fibras y su respectivo conglomerado no presenta falla alguna, solo cuando hubo fractura angular en el compuesto. Al igual que con las probetas ST, la matriz presentó en la zona A fractura diversas, en ciertas zonas no se encontró rastro de resina. Algo

muy relevante es que los refuerzos muestran una cavidad con forma de concentradores de esfuerzos residuales, y perjudican la resistencia del material en la dirección perpendicular a las fibras.

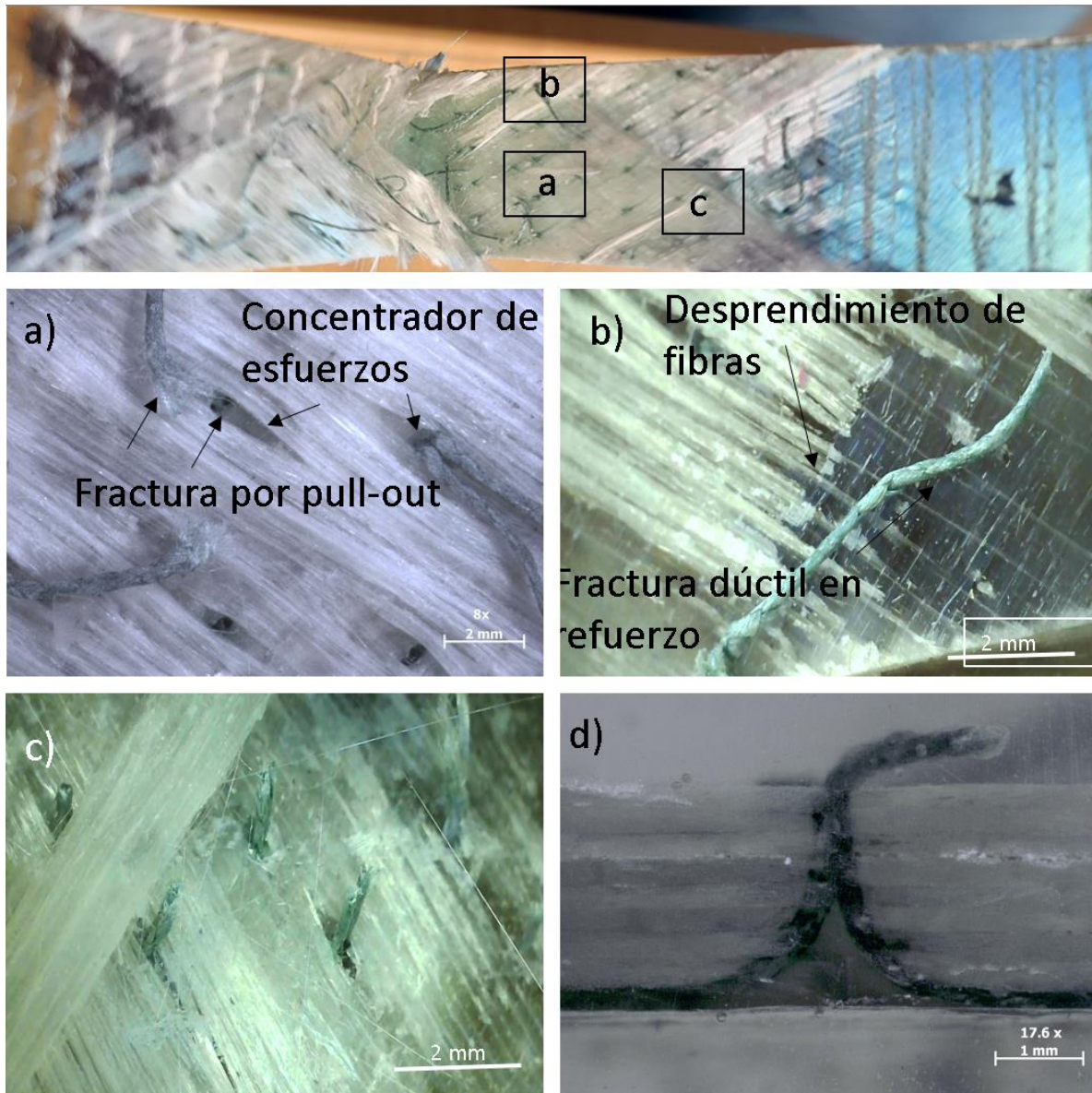


Figura 4.23 Mecanismos de fractura en zona A

El mecanismo de fractura es similar al que se encontró en las fracturas de otro estudio [61] donde se identifica como “paquetes de fibras” o “fiber bundles”, como se muestra en la Figura 4.24, donde conjuntos de fibras son desprendidas y fracturadas debido a la fractura prematura de la matriz. Cabe

resaltar que a diferencia de la Figura 4.24, en las probetas del presente estudio no se encontró fractura de fibras dentro de los paquetes de fibras.

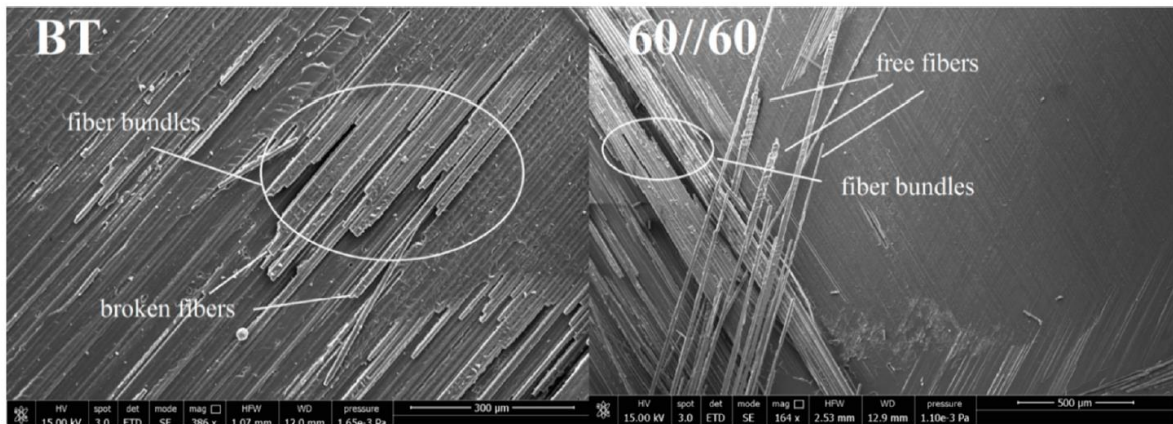


Figura 4.24 Superficie delaminada [61]

4.1.2 Zona B

Esta zona fue la más afectada y castigada debido a los refuerzos transversales, como se muestra en la Figura 4.25, y es exclusiva de las probetas con refuerzo transversal ya que precisamente estas impiden la propagación de la fractura interlaminar debido a su elasticidad; y la reacción del sistema es una flexión de la lámina superior, conglomerando en la flexión las fibras y los refuerzos transversales, y generando un endurecimiento en las probetas (y un debilitamiento en el segundo pico de D6), conforme se van fracturando los refuerzos transversales consecuentemente, y generando una mayor flexión y a la vez un bloqueo. Esta flexión fractura a la matriz, desprendiendo la fibra. El mecanismo de fractura en las fibras desprendidas se genera debido a que el refuerzo genera “nudos” con la fibra, limitando el “pull-out”, endureciendo y fragilizando el material hasta un punto donde las fibras empiezan a fracturarse por el esfuerzo de flexión generado. Adicionalmente en la parte superior del compuesto (donde se aplica el esfuerzo) se encontró delaminación como efecto colateral por la fractura de los refuerzos transversales en la Zona A. En la Figura 4.25d se ilustra que hubo daño interlaminar en la probeta.

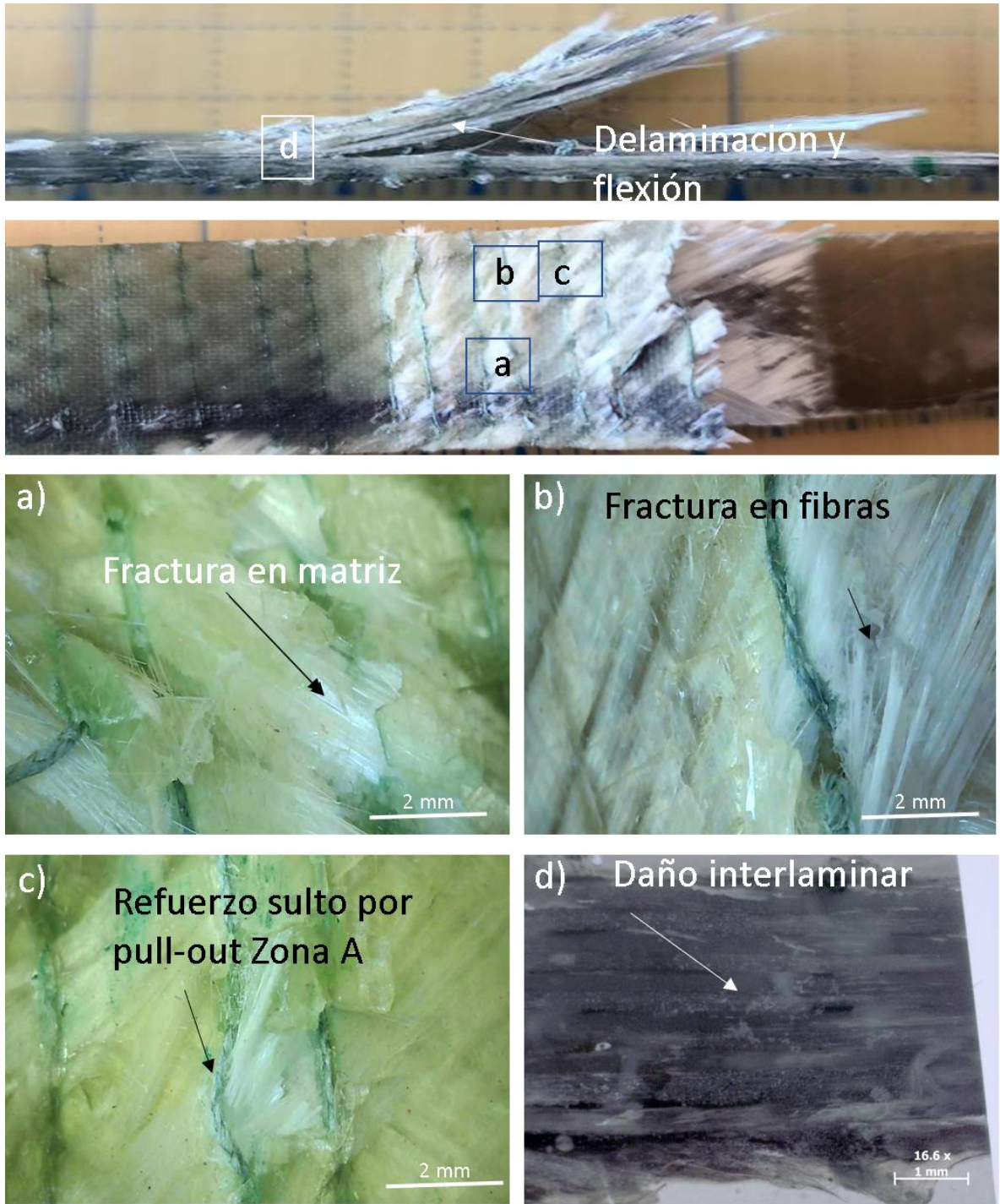


Figura 4.25 Mecanismos de fractura en zona B

4.1.3 Zona C

Esta zona es resultado de la propagación de los esfuerzos generados en la Zona B, distribuyendo energía en los refuerzos y generando concentradores de esfuerzos. Cabe mencionar que en la mayoría de las probetas donde se desprendieron las bisagras se encontró el mismo patrón. Aquí prevalecen las zonas “blancuzcas” previamente explicadas, donde en algunas zonas se encontró fractura superficial de la matriz. Esta zona es generada como daño colateral de la zona B, ya que la energía absorbida al parecer es demasiada para la matriz. Adicionalmente nótese que la preferencia es en los nudos del refuerzo transversal, ya que ahí es donde se retiene la energía absorbida. Estos daños se muestran en la Figura 4.26. En la Figura 4.26c y Figura 4.26d se muestra que existe daño interlaminar en esta zona, no estando exento este daño solo en la superficie.

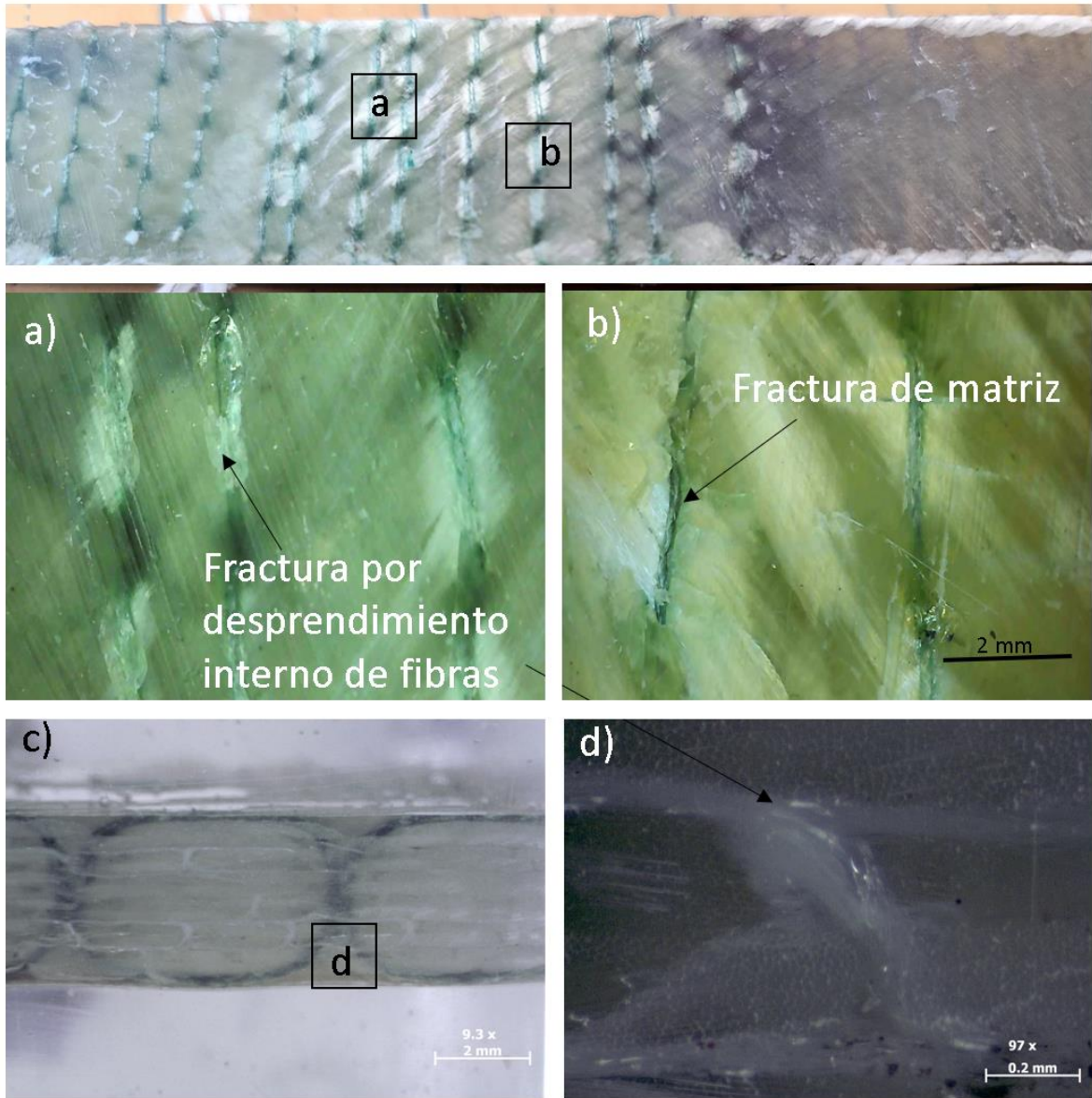


Figura 4.26 Mecanismos de fractura en zona C

Este último mecanismo interlaminar también lo reporta Turner [62]. En la Figura 4.27 se muestra cómo se separa el refuerzo de los demás elementos del material compuesto, mencionando que es uno de los principales mecanismos en la ruptura de la probeta. Además, se ilustra que la probeta presenta delaminación. En la zona B si se presentó delaminación, pero en la zona A y C no. En el caso de Turner se fracturaron la matriz y la fibra, en el presente estudio no se encontró fractura de las fibras.

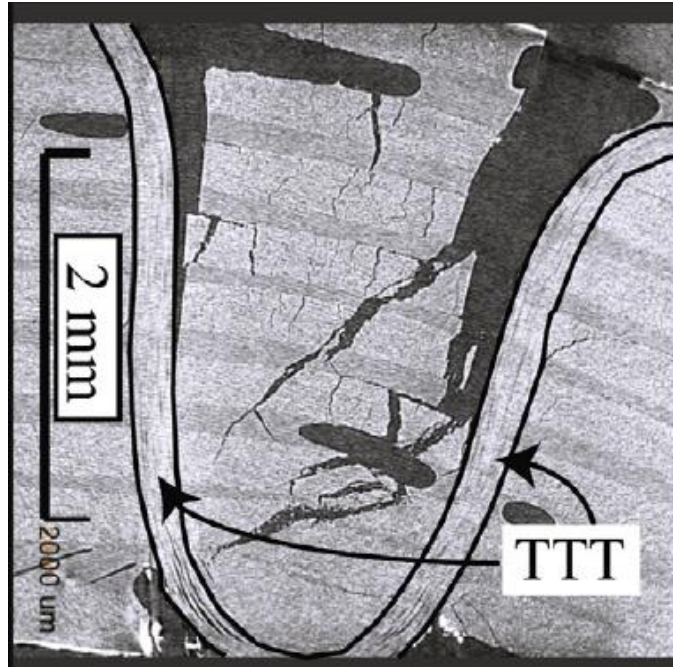


Figura 4.27 Sección transversal de probeta de delaminación 3D convencional [62]

En la Figura 4.11 se presenta un esquema de los tipos de esfuerzos que el refuerzo transversal propaga hacia la matriz y la fibra, siendo una causa de las zonas “blancuzcas” que se presentan a lo largo de las probetas. Stegshuster [63] en su estudio utiliza fibra de carbono como refuerzo transversal en una matriz epóxica. La cuestión es que la matriz limita el tipo de refuerzo transversal que se pueda aplicar, ya que, a diferencia de las fibras axiales longitudinales, el refuerzo atraviesa la matriz, siendo capaz de generar daño colateral debido a la cantidad de energía que puede soportar, que puede ser transmitida a la matriz y debido a su naturaleza, fracturarse, como se muestra en la Figura 4.28.

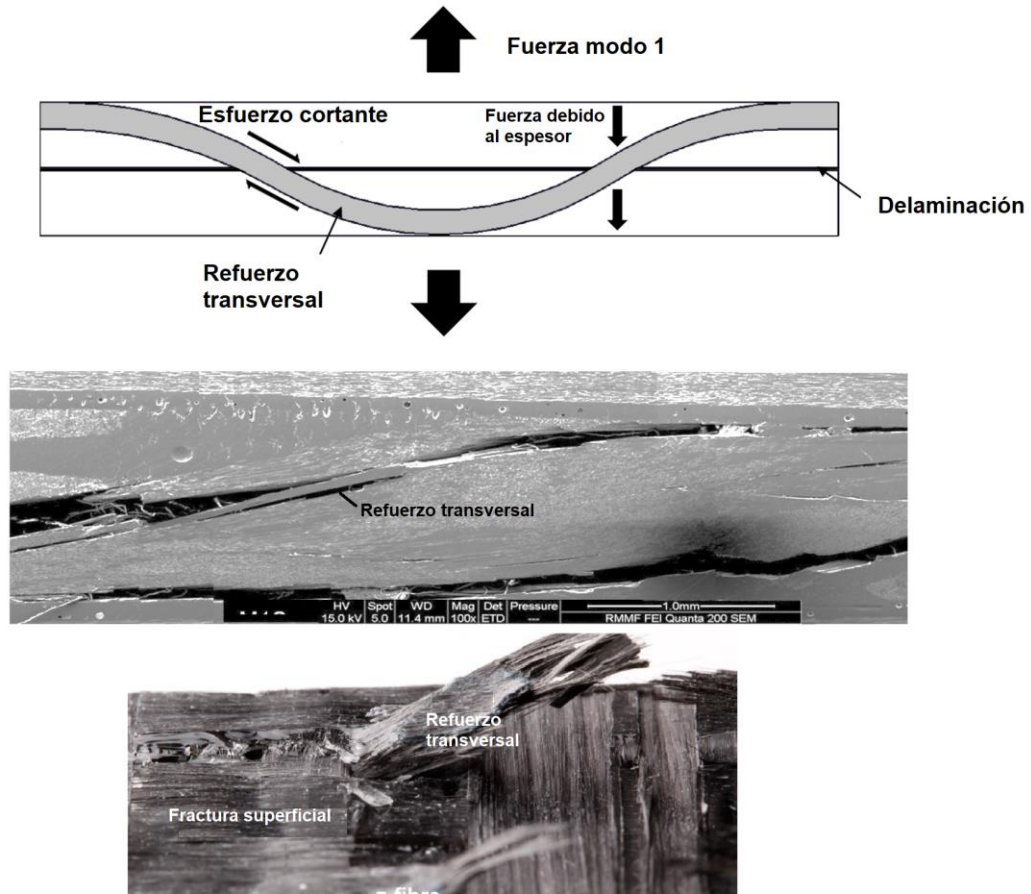


Figura 4.28 Delaminación debido al refuerzo transversal [63]

Abbais presenta un estudio similar [49], con refuerzo de fibra de carbono, como se ilustra en la Figura 4.29. Menciona que el refuerzo transversal en Z de carbono, mejoró la tenacidad mediante la deformación elástica y detuvo la separación de las láminas por un puenteo de fibras (bridging fibers), en una longitud de 20 a 30 mm. En el caso del presente estudio, el mecanismo fue el mismo, el refuerzo transversal mejoró la tenacidad mediante la deformación elástica, permitiendo que el compuesto pueda absorber más energía, y además el refuerzo que no se fracturó, se deformó elásticamente, reduciendo el crecimiento de “a”, y debido a que la distancia entre láminas δ fue bastante alta, el valor de G_I fue muy alto.

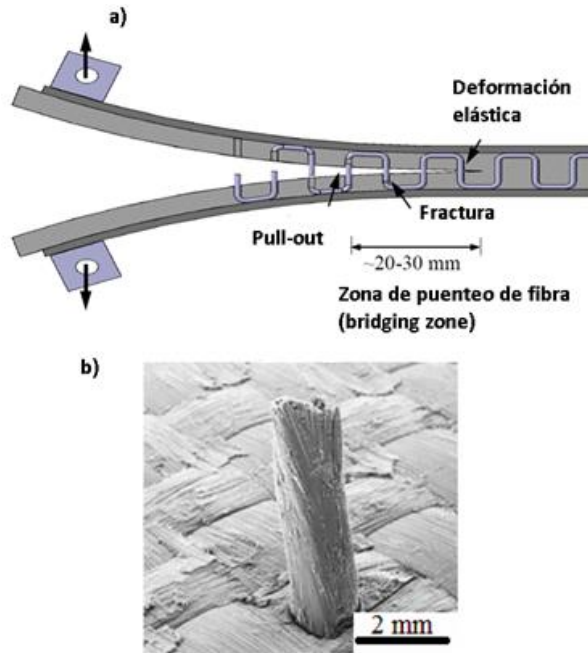


Figura 4.29 Zona de delaminación de compuesto 3D de fibra de carbono a) Mecanismos de fractura, b) Fractura frágil en fibra [49]

4.2 Ensayo de tensión

Los diagramas esfuerzo- deformación de los resultados de los ensayos de tensión son ilustradas a continuación en la Figura 4.30. Las zonas lineales y semilineales que se muestran en los diagramas se repiten en estos ensayos y el mecanismo es el mismo que en los ensayos de delaminación, el patrón resultante de agrietamiento de la fibra dentro del compuesto y las zonas no lineales tienden a suceder debido al desplazamiento (y en algunas ocasiones quiebre) de las fibras o “Pull-out” dentro del compuesto, como se muestra en la Figura 4.31. Estas zonas de “Pull-out” son más representativas en las probetas con refuerzo que en las probetas sin refuerzo, porque en estas últimas no se presenta este mecanismo en los diagramas, y se muestra como la distancia entre los refuerzos afecta en este fenómeno, al mostrar que la probeta con mayores curvaturas en los diagramas son las “A”, seguido de “B”, “C” y “D” progresivamente, haciendo énfasis en que conforme la distancia entre los refuerzos es menor, el desplazamiento de fibras es mayor.

Los diagramas presentan un patrón, a diferencia que los diagramas de resistencia a la delaminación y los valores entre las diferentes muestras no difieren tanto.

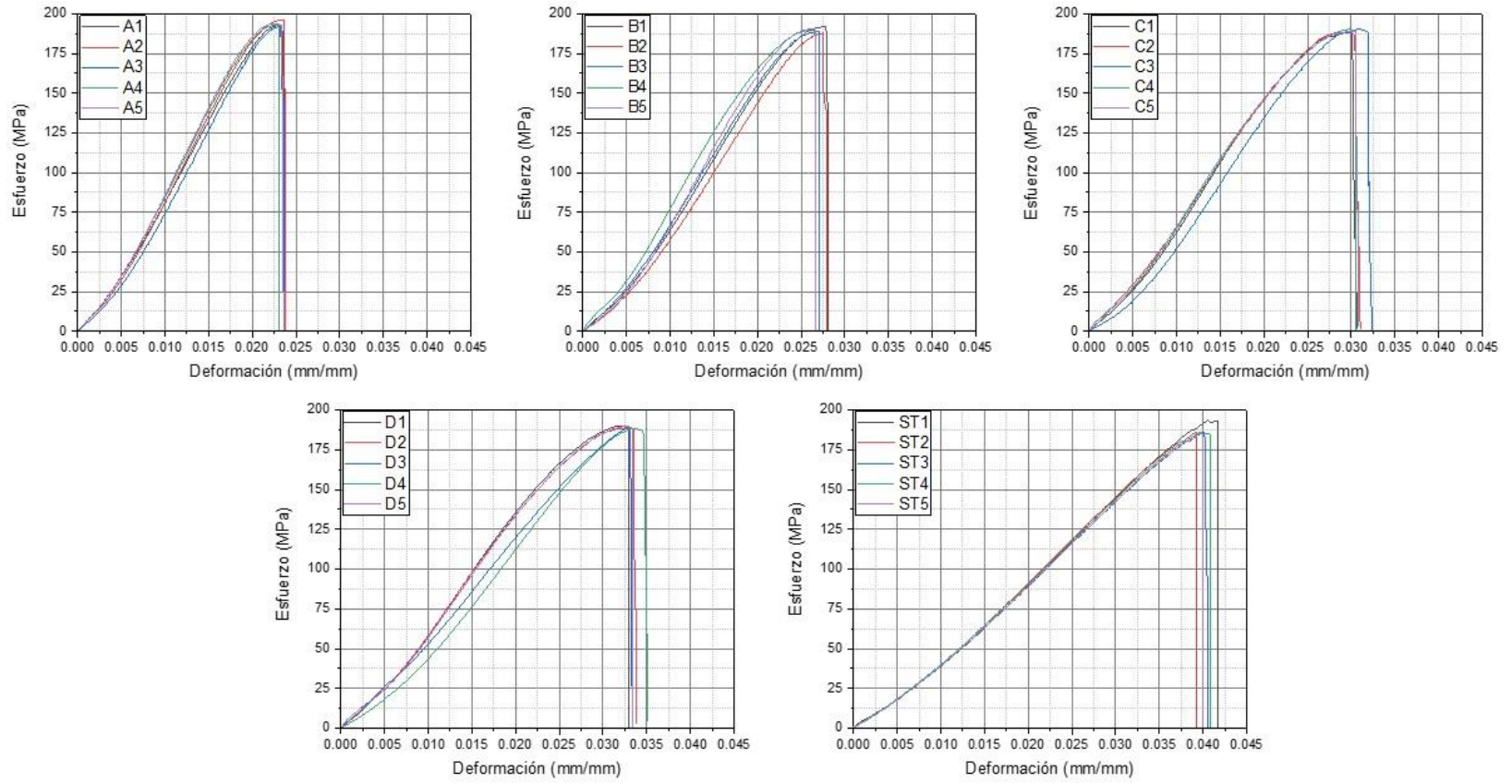


Figura 4.30 Diagramas esfuerzo- deformación de tensión de probetas: a) ST, b) A, c) B, d) C, e) D

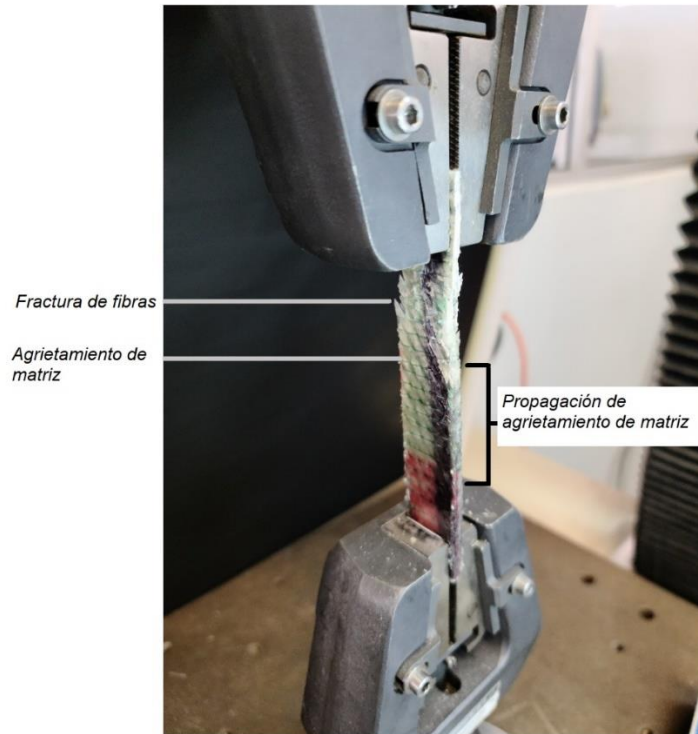


Figura 4.31 Falla por tensión e probeta B2

En la Tabla 4.4 se muestra el UTS, esfuerzo de cedencia (y sus respectivas deformaciones unitarias), módulo de elasticidad, de resiliencia y de tenacidad de todos los ensayos. La desviación estándar es menor del 5% por lo que los datos tienden a estar cerca a la media y es estadísticamente estable. En la Figura 4.32, Figura 4.33 y Figura 4.34 se promedian los esfuerzos máximos, módulo de elasticidad y módulo de tenacidad de las probetas “A”, “B”, “C”, “D” y sin tejido “ST”. En los valores promedio de UTS destaca que todas las probetas tuvieron un ligero aumento con respecto a las muestras sin tejido, siendo la muestra “A” la de mayor valor promedio con 193.59 MPa, seguida de las muestras “B”, “C” y “D”, con valores promedio de 189.78, 188.97 y 188.68 respectivamente, en comparación con un valor promedio de 187.63 para las muestras sin tejidos.

El módulo de elasticidad mostrado en la Figura 4.33 muestra que el refuerzo contribuyó al aumento de esta propiedad, casi duplicando el valor promedio de la muestra sin refuerzo con un valor de 5.11 GPa en comparación de 10.18 GPa en la muestra “A”, la cual fue la mayor en los ensayos. En el caso del módulo de tenacidad mostrado en la Figura 4.34, al reducir su deformación, el valor promedio de las muestras con tejido bajo considerable, siendo la muestra sin tejido aquella con el valor mayor con un 3.74 MJ/m³ en comparación con 2.35, 2.71, 2.44 y 2.67 de los tejidos “A”, “B”, “C” y “D” respectivamente.

Tabla 4.4 Resultado de ensayo de tensión

PROBETA	UTS	ϵ Max	E	σ_y al 2%	ϵ en σ_y	U_R	T	DE
	Mpa	mm/mm	GPa	MPa	mm/mm	MJ/m3	MJ/m3	%
A1	192.53	0.0237	9.63	189.93	0.0217	2.006	2.37	
A2	196.12	0.0235	10.39	185.74	0.0204	1.77	2.41	
A3	192.60	0.0237	10.16	181.80	0.0206	1.70	2.25	
A4	192.99	0.0229	10.29	179.46	0.0193	1.63	2.31	
A5	193.72	0.0236	10.43	185.21	0.0199	1.76	2.44	
PROM	193.59	0.023	10.18	184.43	0.0204	1.77	2.35	1.49
B1	191.84	0.0280	8.42	175.80	0.0230	1.86	2.78	
B2	187.91	0.0279	8.35	180.25	0.0249	2.08	2.78	
B3	188.79	0.0271	8.49	180.37	0.0237	1.99	2.62	
B4	189.98	0.0266	8.91	178.88	0.0223	1.98	2.78	
B5	190.38	0.0264	9.24	184.16	0.0234	2.02	2.61	
PROM	189.78	0.0272	8.68	179.89	0.0235	1.99	2.71	1.508
C1	189.02	0.0306	7.99	182.62	0.0262	2.37	3.13	
C2	187.61	0.0301	7.56	182.77	0.0261	2.35	3.24	
C3	189.60	0.0313	7.73	185.69	0.0282	2.48	3.21	
C4	189.62	0.0305	7.66	184.08	0.0270	2.51	3.13	
C5	189.01	0.0308	7.61	182.40	0.0263	2.43	3.23	
PROM	188.97	0.0307	7.71	183.51	0.0268	2.43	3.19	0.81
D1	189.81	0.0323	6.90	180.91	0.0281	2.55	3.44	
D2	188.84	0.0338	6.85	184.47	0.0296	2.79	3.55	
D3	188.49	0.0334	6.23	181.55	0.0307	2.75	3.21	
D4	187.08	0.0344	6.60	184.70	0.0318	2.76	3.33	
D5	189.21	0.0334	6.99	178.43	0.0280	2.49	3.49	
PROM	188.68	0.0334	6.72	182.01	0.0296	2.67	3.40	1.01
ST1	193.35	0.0416	5.15	193.3	0.0406	3.79	3.99	
ST2	186.16	0.0392	5.11	187.34	0.0411	3.42	3.58	
ST3	186.40	0.04008	5.15	186.57	0.0384	3.54	3.65	
ST4	186.28	0.0408	5.06	186.28	0.0396	3.63	3.84	
ST5	185.95	0.0398	5.07	180.14	0.0380	3.29	3.61	
PROM	187.63	0.0403	5.11	186.57	0.0394	3.57	3.74	3.202

Donde:

UTS: Esfuerzo máximo de tensión (MPa)

ϵ en UTS: Deformación unitaria en UTS (mm/mm)

E : Módulo de elasticidad (GPa)

σ_y al 2%: Esfuerzo de cedencia al 2% (MPa)

ϵ en σ_y : Deformación unitaria en σ_y (mm/mm)

U_R : Módulo de resiliencia (MJ/m³)

T; Módulo de tenacidad (MJ/m³)

DE: Desviación estándar de la media (%)

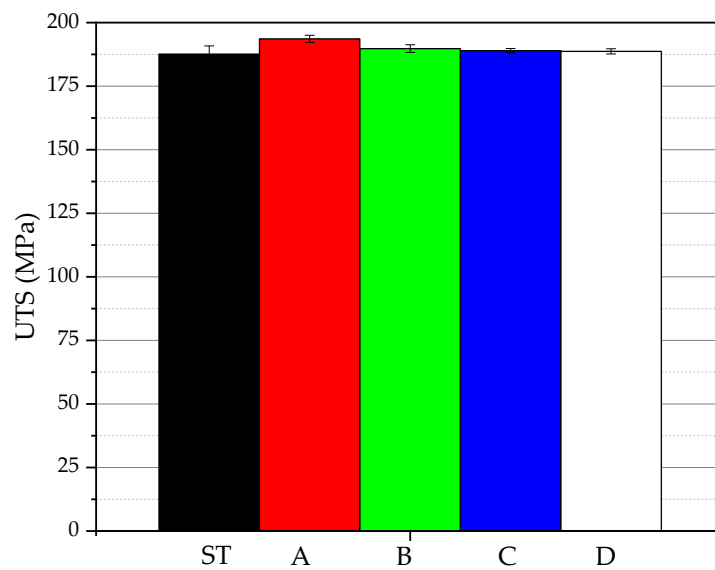


Figura 4.32 Gráfica de promedios de UTS

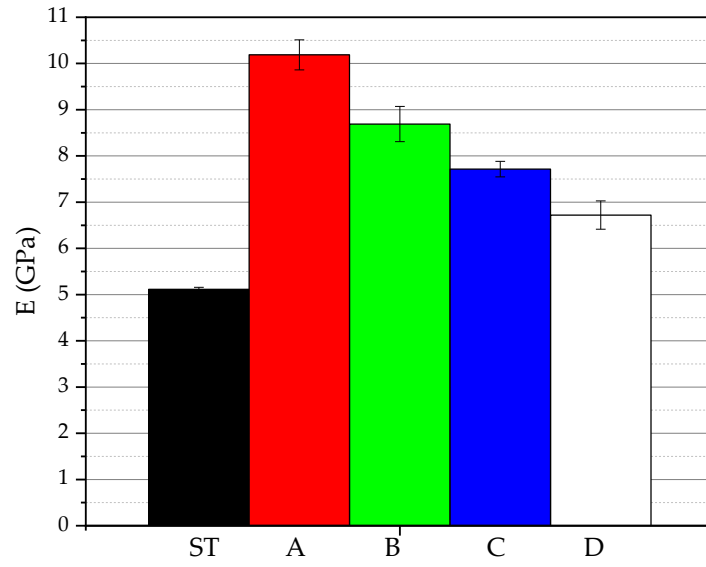


Figura 4.33 Gráfica de promedios de Módulo de Elasticidad

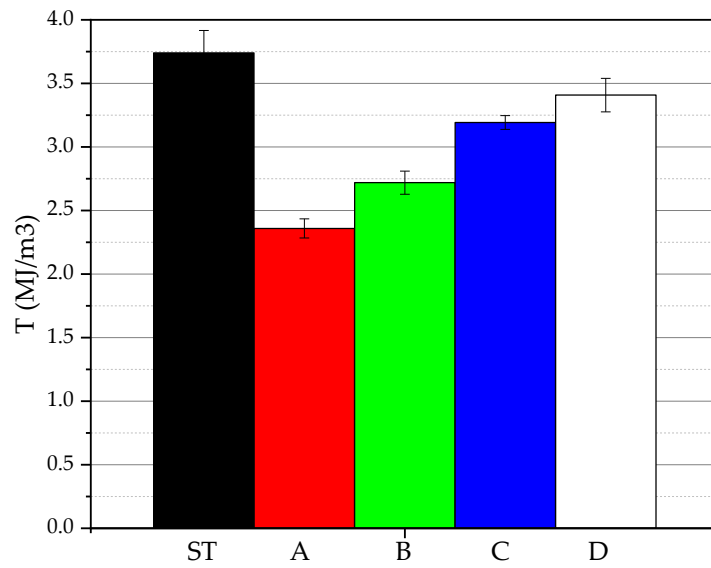


Figura 4.34 Gráfica de promedios de Módulo de Tenacidad

4.3 Análisis de Fracturas por Microscopia

En la Figura 4.35 se ilustran una probeta de cada muestra con fractura resultante del ensayo de tensión. Al igual que los diagramas resultantes, todas las probetas presentaron una fractura diagonal con “pull-out”, este último ocasionando el desplazamiento de las láminas y perjudicando al refuerzo transversal, que se amarró a la matriz y generó concentradores de esfuerzos en la matriz y también delaminación, ilustrado en la Figura 4.36. Pese a que la probeta sin tejido presenta un poco más de delaminación que las probetas reforzadas, la diferencia es mínima y no aportó un aumento en la resistencia a dicho tipo de falla. Estos mecanismos se ilustran en el diagrama de la Figura 4.37 y en la Figura 4.38 se muestran zonas dañadas de una probeta bajo tensión.

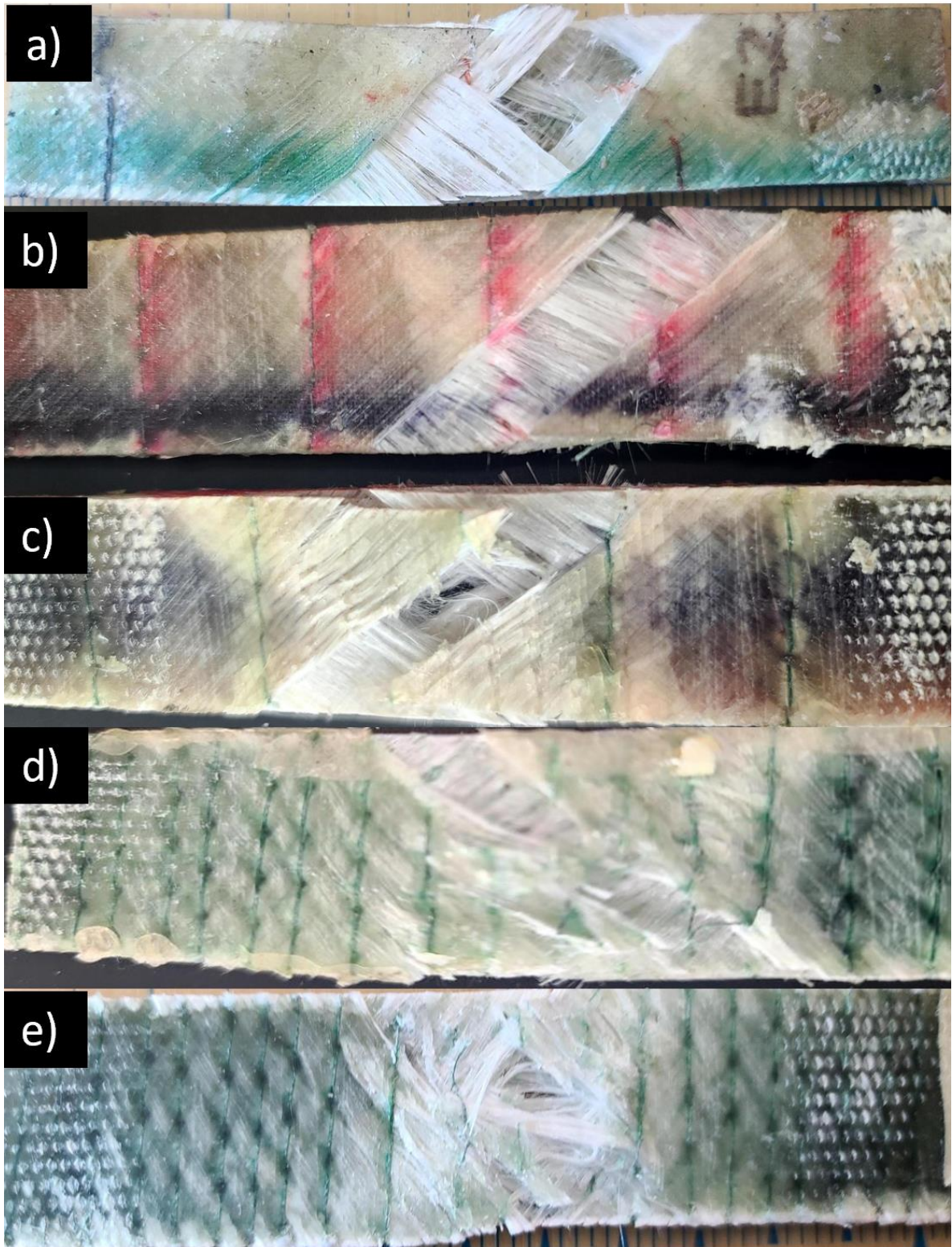


Figura 4.35 Fracturas representativas en ensayos de tensión: a) ST, b) A, c), B, d) C, e) D

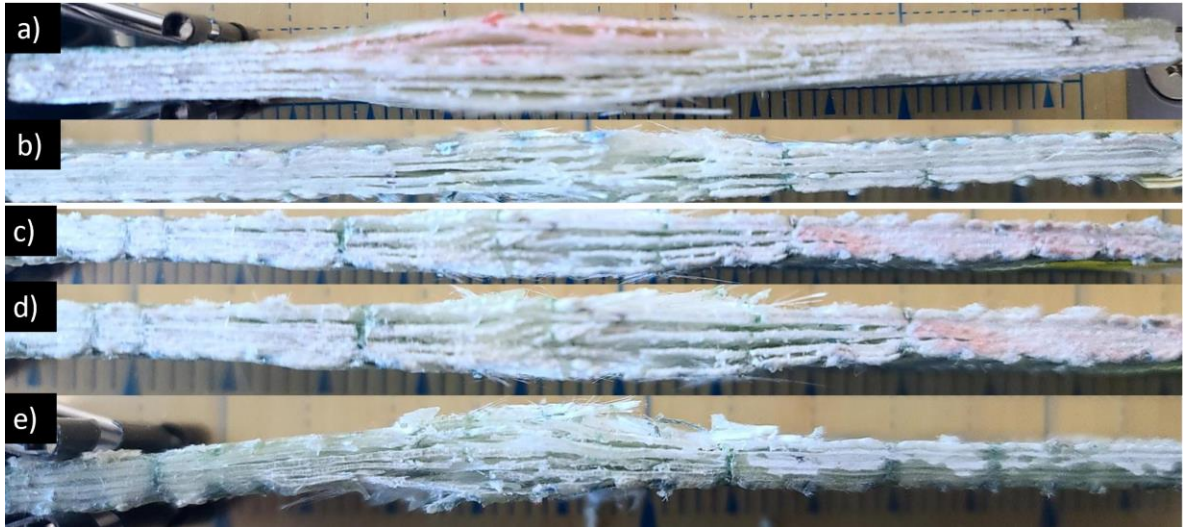


Figura 4.36 Fracturas representativas en ensayos de tensión vista lateral: a) ST, b) A, c) B, d) C, e) D

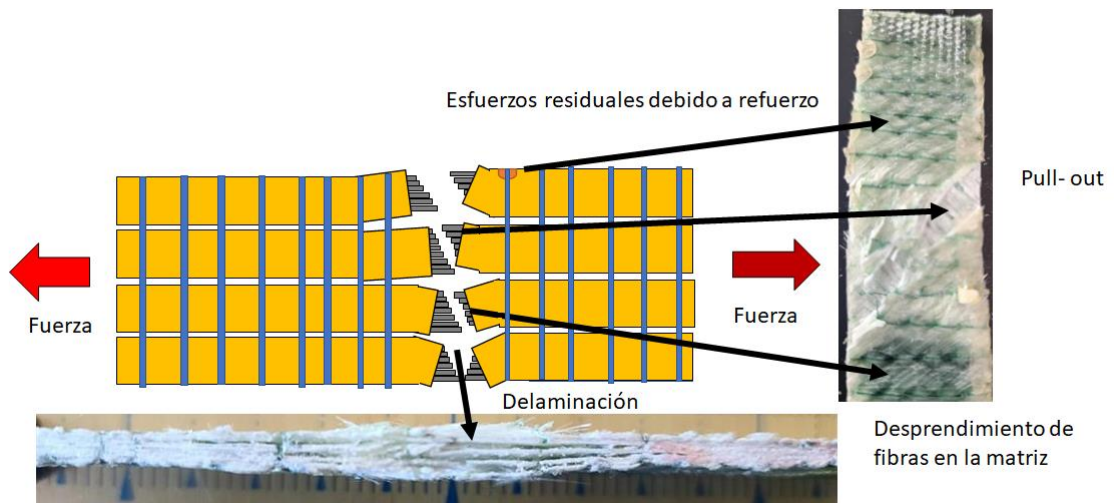


Figura 4.37 Mecanismos de fractura en ensayo de tensión

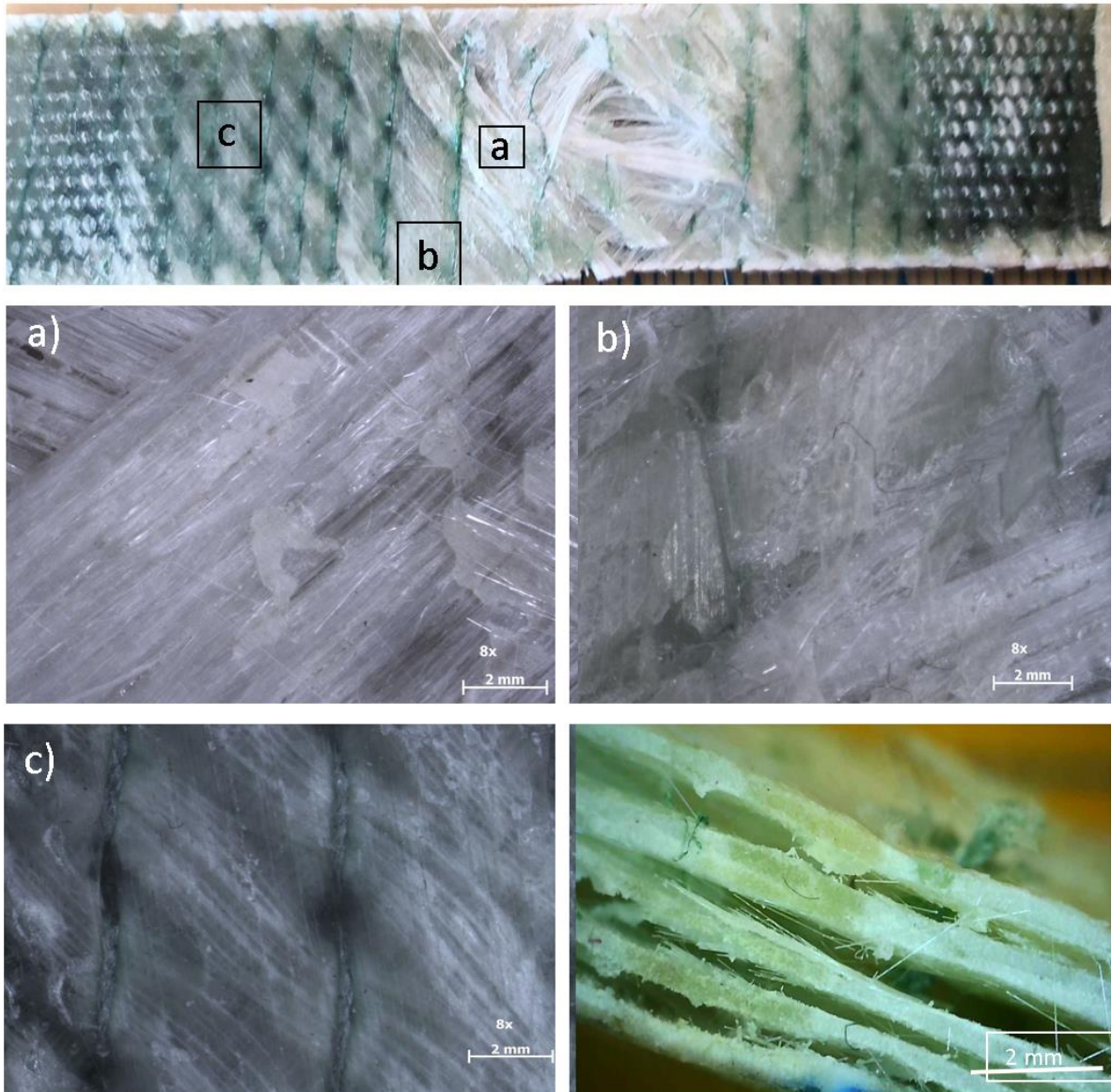


Figura 4.38 Microscopia de probeta fracturada por tensión

De acuerdo con la clasificación de falla de la norma ASTM D3039 y la Figura 4.35, todas las probetas tuvieron una falla categorizada AGM (Angle- Gage- Middle) que es una fractura angular en medio de la probeta.



Figura 4.39 Fractura AGM

En el caso de las probetas con refuerzo, se encontró una falla por pull out con fractura angular, donde en la zona cercana a la fractura se aprecian “estrías” en la matriz generada por el refuerzo. También se muestra cómo se concentran los esfuerzos en los refuerzos, y existe fractura en la interfaz y por ende delaminación.

Monali et al [21] realizaron un estudio de caracterización por tensión con 2 muestras de compósito de fibra de vidrio con resina epóxica con 2 configuraciones LTL, una de baja densidad (WD1) de 4 tramas por cm y una de alta densidad (WD2) de 14 tramas por segundo. En la Figura 4.40 se muestra el diagrama esfuerzo- deformación por tensión de WD1 y WD2 con ensayo aplicado en dirección de la urdimbre y en dirección de la trama y de aquí destaca que en todas las probetas se presentó un comportamiento lineal que refiere al desprendimiento de las fibras y al fenómeno pull-out, sin embargo, a diferencia de las muestras del presente estudio, estas no muestran un comportamiento no lineal.

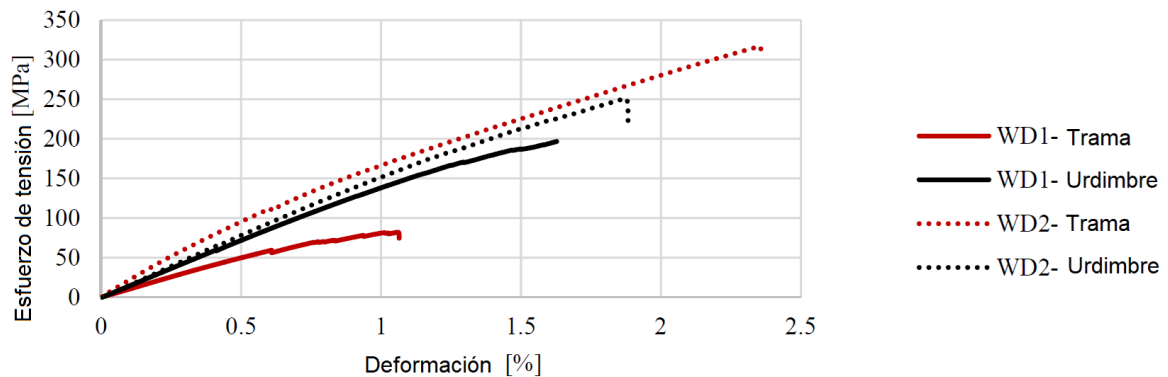


Figura 4.40 Diagrama esfuerzo deformación de WD1 y WD2 [21]

La razón del debilitamiento de WD1 fue principalmente debido a zonas ricas en resina como resultado de tener más espacios sin cubrir de tejido que con WD2, generando zonas frágiles en el

material que lo debilitaron en los ensayos, mostradas en la Figura 4.41, siendo una de las principales debilidades que tienen los tejidos 3D convencionales debido a su alto espesor. Las muestras del estudio presente no presentaron este problema debido al bajo espesor del refuerzo.

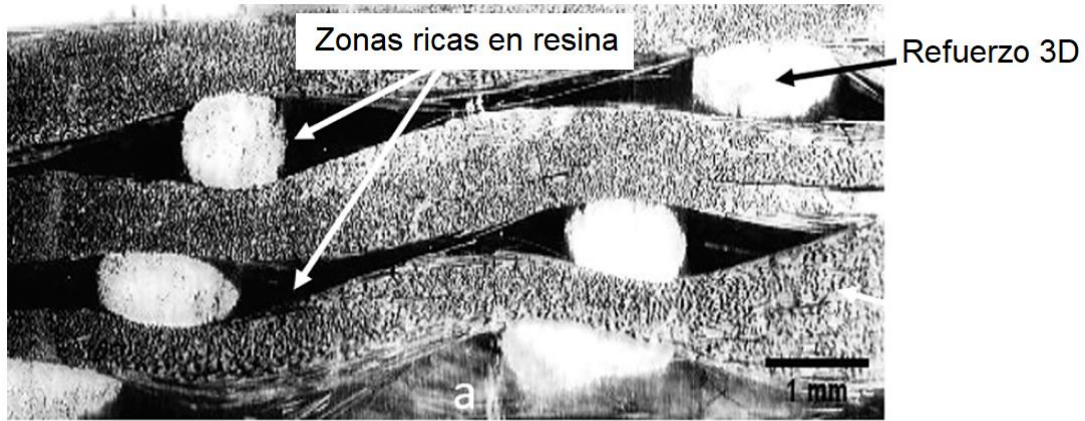


Figura 4.41 Zonas ricas en resina de WD1 [21]

Las muestras tuvieron fractura diagonal en WD1 y transversal en WD2 por pull-out, mostradas en la Figura 4.42. En el caso de la fractura diagonal se genera debido a que cuando se inicia una grieta en el borde del laminado, en las zonas ricas de resina de la Figura 4.41, el tejido de urdimbre más cercano se despegua y luego se endereza para mantener la carga, arrastrando al tejido de trama. Los hilos de la urdimbre no se enderezan por completo antes de que la grieta avance transversalmente al siguiente tejido de urdimbre y se inicie de nuevo el movimiento de ambos sistemas de hilo. Este proceso repetitivo distorsiona la orientación de los hilos en un ángulo con respecto a su verdadera orientación (0° - 90°) a medida que se tensa el material. Los tejidos desalineados reorientan el sistema de fibras y, bajo su nueva orientación, inducen una carga de corte localizada en el material que produce una fractura diagonal. La arquitectura WD2 más compacta es más resistente a este movimiento inducido por tensión y, como tal, tiene un efecto mucho menos pronunciado.

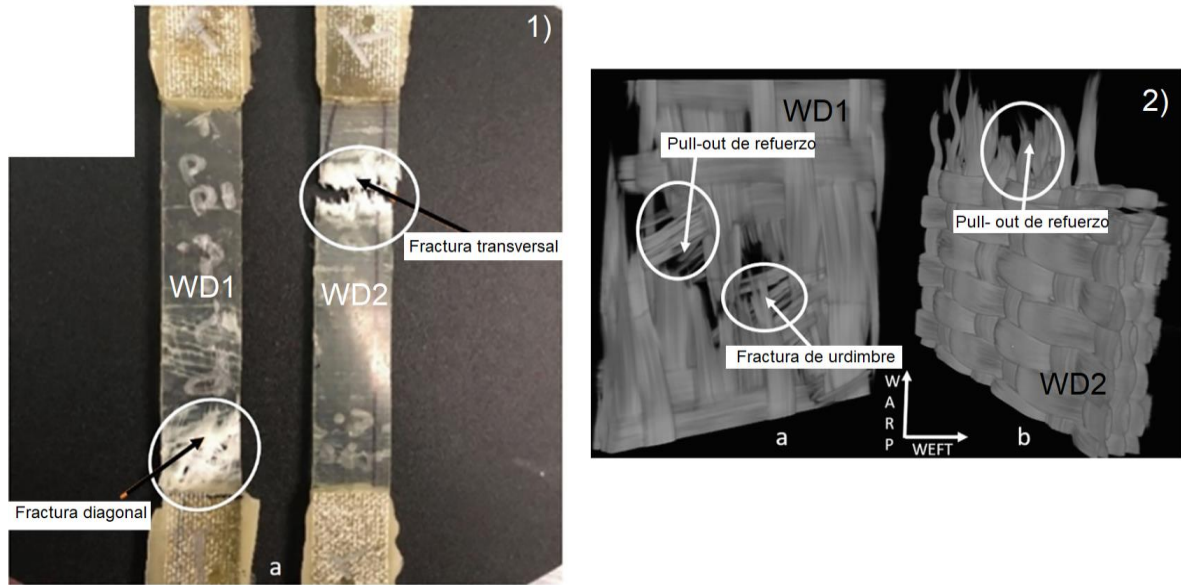


Figura 4.42 Fracturas de WD1 y WD2 1) Probetas en macroescala, 2) Fracturas por Micro- CT [21]

Este mecanismo se genera también en las probetas del presente estudio, con la diferencia que la iniciación del desprendimiento es en los puntos de costura mostrados anteriormente y además la orientación de las fibras del tejido, junto con el arrastramiento de la urdimbre y la trama, que favorecieron la fractura diagonal y la delaminación.

Cox [73] realizó la caracterización de diferentes compósito de fibra de carbono AS4/ epoxi reforzados en 3D de baja densidad (ligeramente compacta) y alta densidad (altamente compacta) , cuya variable es la viscosidad de la resina (para baja densidad se utilizó Dow Tactix 138 y para alta densidad Shell RSL-185) en configuración LTL (nombradas IL1, IL2 para baja densidad y hL1, hL2 para alta densidad), TT IT1, IT2 para baja densidad y hL1, hL2 para alta densidad), y ORT (IO para baja densidad y hO1, hO2 para alta densidad). Los diagramas esfuerzo deformación por tensión se muestran en la Figura 4.43, donde se aprecia que las probetas con alta densidad tienen mejores propiedades mecánicas que las de baja densidad.

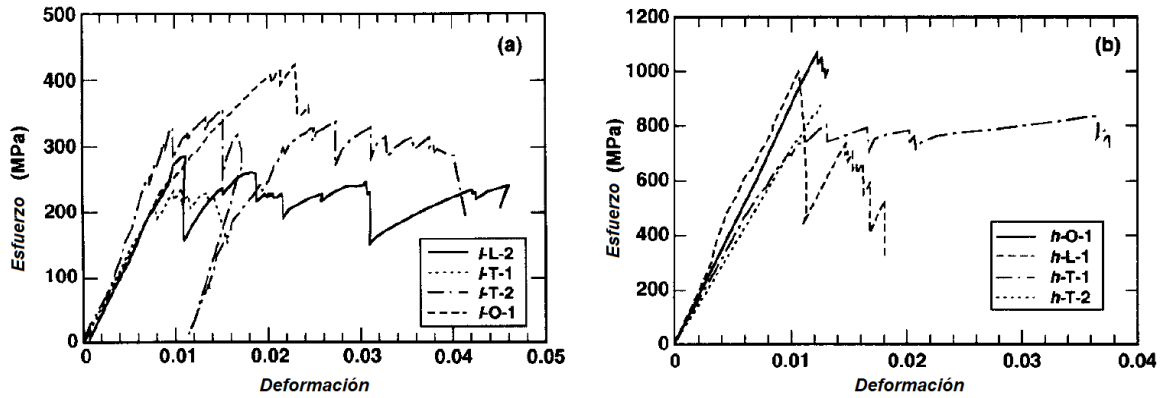


Figura 4.43 Diagrama esfuerzo deformación de probetas reforzadas por 3D a) probetas de baja densidad, b) probetas de alta densidad [73]

En la Figura 4.44 se muestra las fracturas de las probetas hO1, donde en “A” se muestra desprendimiento entre la fibra de refuerzo con la resina y en “B” se muestra zonas de desprendimiento de resina, mecanismos presentados en el presente estudio. El autor menciona que las fallas en “A” en su mayoría son las responsables de los valles mostrados en la Figura 4.43.

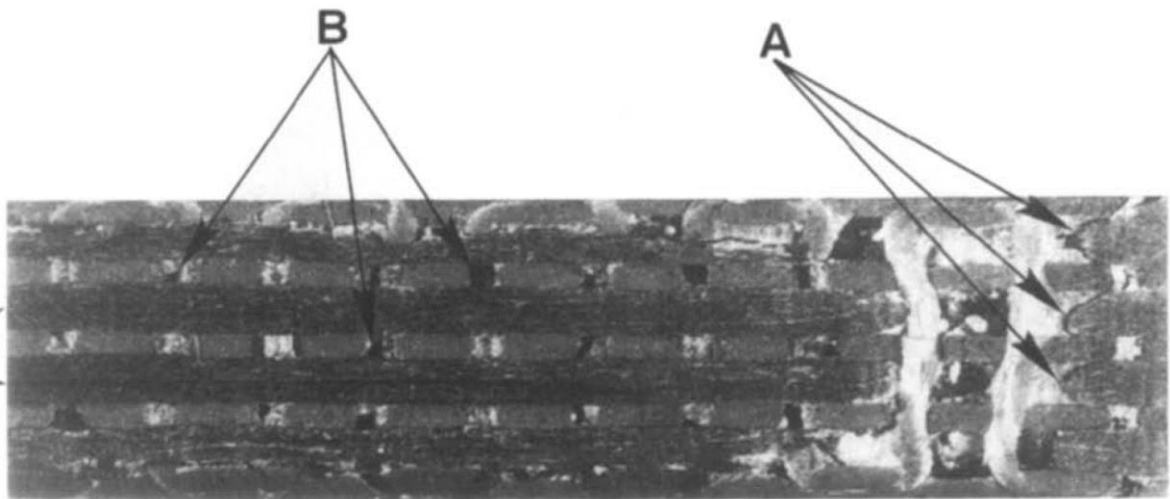


Figura 4.44 Fracturas en probeta hO1 [73]

En la Figura 4.45 se muestran la separación de la probeta debido a la fractura de la delaminación genera un puenteo de fibras o “fiber bridging” de la urdimbre que se resisten al desprendimiento de las partes, adicionalmente también se tuvo fractura por separación de fibras longitudinales conocido como “fiber splitting” debido al agrietamiento paralelo a las fibras consecuente de la

incapacidad de soportar este esfuerzo la matriz. Estos mecanismos son los más comunes que se encuentran en fracturas por tensión en compósitos reforzados en 3D.

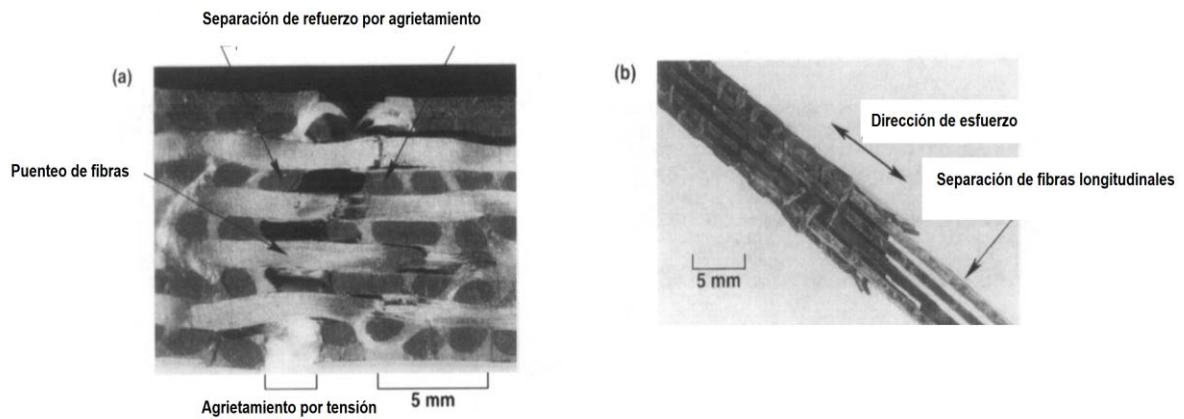


Figura 4.45 Fracturas en a) IO, b)hO2 [73]

Sin embargo, la mayoría de las investigaciones en las literaturas revisadas indican una mayor resistencia a la tensión para compósitos con refuerzo transversal [74] [75] [76] [77] [78] [79] [80] [81] [82] [83] [84]

A pesar de que en el presente estudio no se realizaron otros ensayos mecánicos como lo son de compresión, torsión y flexión, es importante mencionar que de acuerdo a la literatura revisada, el refuerzo transversal genera daño colateral. Un análisis realizado por Yao Siyuan Et Al [86] sobre ensayos de fatiga por tensión-compresión en un material compuesto en 3D con patrón ortogonal, menciona que la fractura de las fibras, el desorden del tercer tejido y la fractura en la matriz son los principales mecanismos de fractura. Define que hay 3 etapas en el daño por fatiga del material: La etapa 1 es cuando la tenacidad de la probeta decrece rápidamente hasta que entra la etapa 2, cuando la matriz falla, lo cual cizalla al tejido hasta que se fractura, dando lugar a la etapa 3. Adam Malcom Et al. [87] menciona que el estudio de cargas compresivas es más complejo debido a que se presentan varios modos de falla. Al tener esfuerzos compresivos los tejidos en 3D se desalinean y generan una mala distribución de energía. También menciona que el uso de tejidos en 3D puede reducir altamente la resistencia a la compresión. De hecho, diferentes autores reportan en sus estudios que el tejido 3D reduce la resistencia a la compresión, principalmente a la generación de zonas ricas en resina que fracturan prematuramente [88] [89] [90] [91] [92] [93] [94] [95] al igual

que su resistencia a la flexión por tensión [96] [97] [98] [99] [100] [101] [102] [103] [104]. Sin embargo, debido a sus propiedades prometedoras, los refuerzos transversales en compósitos son de gran interés, motivando la generación de procesos de manufacturas novedosos como el del presente estudio, o del refuerzo transversal en zigzag por Zhu [105], o el diseño de un patrón de 2.5D por Hu [105].

5 CAPÍTULO 5. Conclusión

En este trabajo de tesis se estudió la caracterización de la fractura por tensión y delaminación Modo 1 en compósitos laminados reforzados en sección transversal con un tejido 3D, cuyo objetivo es la aplicación en estructuras aeronáuticas. A continuación, se tienen las siguientes conclusiones.

5.1 Ensayo de delaminación

El refuerzo en las 4 muestras demostró resultados muy buenos donde en ninguno de los ensayos presentaron resistencia menor a que el material sin refuerzo. Debido a los problemas que se tuvo al realizar los ensayos, se obtuvo muy pocos resultados para hacer una conclusión concreta respecto a la variable de las diferentes muestras, pero tomando como referencia las probetas “A6”, “A7” y “D6”, se muestra un aumento considerable en la tenacidad en las muestras con refuerzo a 2 cm sobre las muestras con refuerzo 0.5 cm, esto fue debido al daño que ocasionaba el refuerzo a la matriz y a las fibras principalmente en la zona B, ya que mediante la microscopia se observó como el impedimento de desplazamiento de estas generaba la ruptura prematura de las fibras, evitando “pull-out” pero fracturando la matriz. De hecho, la creación de fallas en la zona B y zona C son preocupantes, ya que genera múltiples fracturas en los elementos del compósito que pone en cuestión la resistencia del material para otros tipos de esfuerzos y también se encontraron geometrías debido al refuerzo de concentradores de esfuerzos cuya forma favorecen la dirección de los esfuerzos ensayados, pero ensayos a una orientación diferente a la presentada va a ocasionar una reducción considerable a su resistencia en comparación de la muestra sin tejido.

Las muestras “B” y “C” debido a las fallas prematuras por las bisagras, no se obtuvieron valores tan altos como en las muestras “B” y “C”, sin embargo, es notorio que aun habiendo tenido muy poco avance en el ensayo de delaminación, los resultados mostraron una tenacidad mayor que la de la probeta sin refuerzo.

Otro punto importante es la cuestión de que la norma está diseñada para caracterizar compósitos 2D unidireccionales, y pese a que se utiliza también para caracterizar compósitos 3D, está claro que hay que diseñar una nueva metodología para analizar este tipo de materiales.

Pese a todo esto, las muestras A, B, C y D tuvieron un incremento en la tenacidad bajo delaminación del 907.02%, 540.68%, 902.9% y 952% respectivamente con respecto a la muestra sin refuerzo.

5.2 Ensayo de tensión

Utilizando los promedios obtenidos, en el ensayo de tensión la resistencia se obtuvo un incremento en la resistencia a la tensión de hasta 3.17% y hasta del 99.2% del módulo de elasticidad, sin embargo, al reducirse la deformación se disminuyó hasta un 36.89% de módulo de tenacidad.

En todas las muestras se presentó delaminación debido a la falla por tensión, demostrando que el refuerzo no protegió al compósito en el eje longitudinal, sin embargo, el bloqueo del desplazamiento de las fibras ocasionó los resultados mencionados. Hubo un aumento considerable de fractura en la matriz.

5.3 Fracturas del Compósito

El refuerzo transversal generó diversos mecanismos de fractura que se dividieron en 3 tipos de zona: Zona A, ubicada en el inserto donde se genera la delaminación, destacada por fractura tipo "Pull-out" del refuerzo transversal y la fractura de la matriz que unía las láminas; Zona B, generada debido a una flexión que tuvo el laminado superior a causa de la ductilidad del refuerzo transversal, la orientación multidireccional de todos los refuerzos que contenía el compósito, y la fragilidad de la matriz, teniendo un daño muy grave en el compósito y las fibras del tejido y la matriz; Zona C, resultante del daño colateral de la zona B, donde se encuentran concentradores de esfuerzos principalmente en los nudos de los tejidos del refuerzo transversal y desprendimiento interno de las fibras con la matriz.

Debido a lo anterior, este trabajo demuestra que el insertar un refuerzo de monofilamentos en la sección transversal de compósitos aumenta considerablemente la resistencia interlaminar en la

dirección de dicho refuerzo y lo vuelve más tenaz, pero se generan concentradores de esfuerzos que perjudican las propiedades mecánicas longitudinales de resistencia a la tensión del material. Además, cabe destacar que no es recomendable utilizar refuerzos más fuertes que la misma matriz, ya que esto conlleva a la fractura, por tanto, la principal limitante detectada del uso de refuerzos en la sección transversal en tejidos 2D es la misma resistencia de la matriz. Adicionalmente, es necesario realizar un modelado por MEF para optimizar el desempeño del compuesto. Es por ello que el presente estudio identifica estas áreas de oportunidad con el fin de optimizar este tipo de materiales con propiedades tan prometedoras.

6 Referencias

- [1] H. Abramovich, «Introduction to composite,» de *Stability and Vibrations of Thin-Walled Composite Structures*, WOODHEAD PUBLISHING, 2017.
- [2] S. Kalpakjian, *Manufactura, ingeniería y tecnología*, Estados Unido: Pearson, 2015.
- [3] D. Brigante, *New Composite Materials: Selection, Design and Application*, Napoly: Springer, 2014.
- [4] S. R. S. S. Kalpakjian, *Manufactura, ingeniería y tecnología*, Naucalpan de Juarez: PEARSON Education, 2008.
- [5] A. Mouritz, *Introduction to aerospace materials*, Oxford: Woodhead Publishing, 2012.
- [6] F. Campbell, *Manufacturing technology for aerospace structural materials*, Amsterdam: ELSEVIER, 2006.
- [7] K. Chawla, *Composite Materials*, Inglaterra: Springer, 2013.

- [8] D. Brigante, *New composite materials*, Inglaterra: Springer, 2014.
- [9] W. Wisnom, «The role of delamination in failure of fibre-reinforced composites,» *The Royal Society Publishing*, 2012.
- [10] J. d. G. Igelmo, «Análisis de la fractura interlaminar en modo I de laminados unidireccionales y angulares,» Universidad del País Vasco, Bilbao, 2017.
- [11] Alpas, «Alpas,» 1 enero 2019. [En línea]. Available: www.alpas.eu. [Último acceso: 24 junio 2019].
- [12] M. Harries, «Manufacturing.net,» 27 marzo 2019. [En línea]. Available: <https://www.manufacturing.net/article/2019/03/benefits-3d-woven-composite-fabrics>. [Último acceso: 26 junio 2019].
- [13] Safran, «Safran,» 1 1 2018. [En línea]. Available: <https://www.safran-usa.com/image/177>. [Último acceso: 24 junio 2019].
- [14] G. Gardiner, «Composite World,» Ginger Gardiner, 3 4 2014. [En línea]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/3-d-preformed-composites-the-leap-into-leap>. [Último acceso: 24 junio 2019].
- [15] V. Giurgiutiu, «Boeing 787 Dreamliner,» *Structural health monitoring of aerospace composites*, 2016.
- [16] X. W. C. Z. Ansar M, «Modeling strategies of 3D woven composites: A review,» *Composite structures*, vol. 93, pp. 1947-1963, 2011.
- [17] M. Hassan, .. El-Dessouky y N. S. Mohamed, «3D Woven Composites: From Weaving to Manufacturing,» de *Recent Developments in the Field of Carbon Fibers*, Wales, Intech, 2018, pp. 51-66.

- [18] S. C. Saleh M, «Recent advancements in mechanical characterisation of 3D woven composites,» *Mechanics of Advanced Materials and Modern Processes*, vol. 3, 2017.
- [19] Z. Z. H. Gu, «Tensile behavior of 3d woven composites by using different fabric structures,» *Materials Desings*, vol. 3, nº 3, pp. 671-674, 2002.
- [20] B. J. Pankow, «Effect of fiber architecture on tensile fracture of 3D woven textile composites,» *Composite Structures*, vol. 1, nº 1, pp. 1-36, 2019.
- [21] D. Monali, G. N. y L. Ranier, «Effect of weave parameters on the mechanical properties of 3D woven glass composites,» *Composite Structure*, vol. 223, pp. 1-9, 2019.
- [22] M. Nasr, A. Yudhanto, P. Potluri, G. Lubienau y C. Soutis, «Characterising the loading direction sensitivity of 3D woven composites: Effect of Z binder architecture,» *Composites*, vol. 90, pp. 577-589, 2016.
- [23] P. Callus, A. Mouritz y M. Leong, «Tensile properties and failure mechanism of 3d woven GRP composites,» *Composites*, vol. 30, pp. 1277-1287, 1999.
- [24] B. Cox, D. S. y W. Morris, «On tensile failure of 3D woven composite,» *Composites*, vol. 27, nº 6, pp. 447-458, 1996.
- [25] M. Pankow, B. Justusson, M. Riosbaas, A. Waas y C. Yen, «Effect of fiber architecture on tensile fracture of 3D woven textile composites,» *Composite Structures*, vol. 225, pp. 224-28, 2019.
- [26] Boeing, «Boeing,» [En línea]. Available: <https://www.boeing.com/commercial/787/#/design-highlights/visionary-design/composites/one-piece-barrel/>. [Último acceso: 18 Octubre 2020].

- [27] J. Ostrower, «Flight Global,» [En línea]. Available: <https://www.flightglobal.com/delamination-prompts-boeing-to-inspect-787-fleet/103901.article>. [Último acceso: 18 Octubre 2021].
- [28] ATSB, «ATSB,» [En línea]. Available: <https://www.atsb.gov.au/publications/occurrence-briefs/2020/aviation/ab-2020-006/>. [Último acceso: 18 Octubre 2021].
- [29] J. Ostrower, «The Air Current,» 27 agosto 2020. [En línea]. Available: <https://theaircurrent.com/aviation-safety/boeing-pulls-eight-787s-from-service-over-structural-issue/>. [Último acceso: 10 abril 2022].
- [30] H. Charlie, «KOMO News,» [En línea]. Available: <https://komonews.com/news/local/report-raises-new-questions-about-structural-integrity-of-boeing-787-dreamliner>. [Último acceso: 10 Septiembre 2020].
- [31] A. P. Mouritz, Introduction to aerospace materials, Philadelphia: Woodhead Publishing, 2012.
- [32] F. A. Administration, Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe, Oklahoma City: U.S Department of transportation, 2012.
- [33] F. Stupenengo, «Materiales y materias primas,» 2011, p. 27.
- [34] D. H. Martín, «Comportamiento Frente a Impacto De Polímeros Termoplásticos En Aplicaciones Aeronáuticas,» p. 225, 2015.
- [35] J. L. Davila, «NUEVOS MATERIALES: APLICACIONES ESTRUCTURALES E INDUSTRIALES,» Quito: Imprefepp, 2011..
- [36] A. Netles, «Polymer Matrix Composite in Aerospace Structure,» de *NASA Marshal Space Flight Center*, NASA, 2020.

- [37] L. S. A. MAYA, «FALLA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS,» *Scientia et Technica*, nº No 25, p. 113, 2004.
- [38] U. D. o. T. F. a. transportation., TECHNIQUES, AND PRACTICES-INSPECTION AND REPAIR.
- [39] R. Foote, Y. Mai y B. Cotterell, «Crack growth resistance curves in strain-softenings materials,» *Mechanical Physical Solids*, vol. 34, pp. 593-607, 12 Septiembre 2006.
- [40] ASTM, «ASTM D5528 Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites,» *ASTM*, 2009.
- [41] Callister, Ciencia e ingeniería de los materiales, McGraw Hill.
- [42] D. Askeland, Ciencia e Ingenieria de los Materiales.
- [43] S. K. • S. R. Schmid, Manufactura, Ingeniería y Tecnología, Pearson Education, 2008.
- [44] B. Lee, K. Leong y I. Herzberg, «Effect of weaving of the tensile properties of carbon fiber tows and woven composites,» *Composite materials*, vol. 20, pp. 652-70, 2001.
- [45] L. R.-C. S. Lee, A. Mouritz y I. Hersberg, «Effect of weaing damage on the tensile properties of three- dimensional woven composites,» *Composites structures*, vol. 57, pp. 405-133, 2002.
- [46] C. C. a. Polymers, «Stypol 040-8086 Light RTMResin,» CCP, Kansas City, 2007.
- [47] P. Composites, «Composite Envisions Model 903,» Polynt Composites, Carpentersville, 2016.
- [48] U. Initiators, «Composite Envisions Model # 1164,» United Initiators, Helena, 2015.

- [49] S. Abbasi, R. Ladani y C. Wang, «Improving the delamination resistance of fibre reinforced polymer composites using 3D woven Z filaments,» *Composites science and technology*, pp. 1-28, 2020.
- [50] X. Hu y Y. Mai, «Mode 1 delamination and fibre bridging in carbon-fibre/ epoxy composites with and without PVAL Coating,» *Composite Science*, vol. 46, pp. 147-156, 1993.
- [51] P. Robinson, F. Javidrad y D. Hitchhings, «Finite element modelling of delamination growth in the DCB and edge delaminated DCB specimens,» *Composite structures*, vol. 32, pp. 275-285, 1995.
- [52] A. Brunner, B. B. y P. Davies, «A status report on delamination resistance testing of polymer matrix composites,» *Engineering Fracture Mechanism*, vol. 75, pp. 2779-2794, 2008.
- [53] I. Tong, P. Mouritz y M. Bannister, «3d Fibre Reinforced Polymer Composite,» *Elsevier Science*, vol. 5, pp. 107-136, 2002.
- [54] P. C. B. Mouritz, «A mechanistic interpretation of the comparative in-plane mechanical properties of 3D woven, stitched and pinned composites,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 41, pp. 709-728, 2010.
- [55] F. Chen y J. Hodgkinson, «Impact behaviour of composites with different fibre architecture,» *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 223, pp. 1009-1017, 2009.
- [56] G. Bibo y P. Hogg, «The role of reinforcement architecture on impact damage mechanisms and post- impact compression behavior,» *Journal of Materials Science*, vol. 31, pp. 1115- 1137, 1996.

- [57] J. Brandt, K. Dreschsler y F. Arendts, «Mechanical performance of composites based on various three- dimensional woven-fibre preforms,» *Composite Science and Technology*, vol. 56, pp. 381-386, 1996.
- [58] M. T. Bashar, U. Sundararaj y P. Mertiny, «Dependance of fracture toughness of composite laminates on interface ply orientations and delamination growth direction,» *Composite Science*, vol. 64, pp. 2139-2152, 2004.
- [59] F. Ozdil y L. Carlsson, «Beam analysis of angle- ply laminate DCB specimens,» *Composite Science*, vol. 59, pp. 305-315, 1999.
- [60] M. Shokrieh y A. Zeinedini, «Delamination R curve as a material property of unidirectional glass/ epoxy composite,» *Composite Materials*, vol. 34, pp. 211-218, 2012.
- [61] J. Rzeckowski, S. Samborski y M. De Moura, «Experimental Investigation of Delamination in Composite Continuous Fiber-Reinforced Plastic Laminates with Elastic Couplings,» *Metals*, vol. 15, nº 5146, pp. 1-17, 2020.
- [62] P. Turner, T. Liu y X. Zeng, «Collapse of 3D orthogonal woven carbon fibre composites under in-plane tension/ compression and out- of- plane bending,» *Composite structures*, vol. 142, pp. 286-297, 2016.
- [63] G. Stegschuster, K. Pingkarawat y B. Wendland, «Experimental determination of the mode 1 delamination fracture and fatigue properties of thin 3d woven composite».
- [64] H. Zhou, X. Du, H. Liu y Y. Zhang, «Delamination toughening of carbon fiber/ epoxy laminates by hierarchical carbon nanotube- short carbon fiber interleaves,» *Composite Sciences*, vol. 140, p. 140, 2017.
- [65] M. Kuwata y P. Hogg, «Interlaminar toughness of interleaved CFRP using non veils,» *Composites Part 1*, vol. 42, pp. 1551-1559, 2011.

- [66] M. H. P. Kuwata, «Interlaminar toughness of interleaved CFRP using non woven veils part 2,» *Composite*, vol. 42, pp. 1560-1570, 2011.
- [67] S. Hamer, H. G. A. Leibovich, R. A. R. Intrater y E. Zussman, «Interlaminar fracture toughness of nylon 66 nanofibrilmat interleaved carbon/ epoxy laminates,» *Polymer composites*, vol. 32, pp. 1781-1789, 2011.
- [68] M. Yasaei, I. Bond, R. Trask y E. Greenhalgh, «Mode 1 interfacial toughening through discontinuous interleaves for damage suppression and control,» *Composite part A*, vol. 43, pp. 198- 207, 2012.
- [69] N. Zheng, Y. Huang, H. Liu, J. Gao y J. Mai, «Improvement of interlaminar fracture toughness in carbon fiber/ epoxy composites with carbon nanotubes/ polysulfone interleaves,» *Composite science technology*, vol. 140, pp. 8-15, 2017.
- [70] B. Del saz-Orozco, D. Ray y W. Stanley, «Effect of thermoplastic veils on interlaminar fracture toughness of a glass fiber/ vinyl ester composite,» *Polymer composites*, vol. 38, pp. 2501-2508, 2017.
- [71] F. Sacchetti, W. Groupe, L. Warnet y I. Fernandez, «Interlaminar fracture toughness of a glass fiber/ vinyl ester composite,» *Polymer Testings*, vol. 66, pp. 13-23, 2017.
- [72] M. Reza, F. Taheri- Behrooz y M. Salamat-talab, «Mode 1 interlaminar fracture toughness of woven glass/ epoxy composite with mat layers at delamination interface,» *Polimer testing*, vol. 78, nº 105943, pp. 1-10, 2019.
- [73] B. Cox, M. Dadkah, W. Morris y J. Flintoff, «Failure mechanisms of 3D woven composites in tension, compression and bending,» *Acta Metallurgica et Materialia*, vol. 42, nº 12, pp. 3967-3984, 1993.
- [74] H. Gu y Z. Zhili, «Tensile behavior of 3D woven composites by using different fabric structures,» *Materials and design*, vol. 23, nº 7, pp. 671-674, 2002.

- [75] S. Shah, P. Megat-Yusoff, S. Karuppanan, R. Choudhry y Z. Sajid, «Multiscale damage modelling of 3D woven composites under static and impact loads,,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*,, vol. 151, 2021.
- [76] T. Ogasawara, T. Ishikawa, T. Yokozeki, T. Shiraishi y N. Watanabe, «Effect of on-axis tensile loading on shear properties of an orthogonal 3D woven SiC/SiC composite,,» *Composites Science and Technology*,, vol. 65, nº 15, pp. 2541-2549, 2005.
- [77] M. Karaham, S. Lomov, A. Bogdanovich y I. Verpoest, «Fatigue tensile behavior of carbon/epoxy composite reinforced with non-crimp 3D orthogonal woven fabric,,» *Composites Science and Technology*,, vol. 71, nº 16, pp. 1961-1972, 2011.
- [78] S. Rudov-Clark y A. Mouritz, «Tensile fatigue properties of a 3D orthogonal woven composite,,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*,, vol. 39, nº 6, pp. 1018-1024, 2008.
- [79] N. Tableau, Z. Aboura, K. Khellil, F. Laurin y J. Schneider, «Multiaxial loading on a 3D woven carbon fiber reinforced plastic composite using tensile-torsion tests : Identification of the first damage envelope and associated damage mechanisms,,» *Composite Structures*, vol. 227, 2019.
- [80] S. Yan, X. Zeng y A. Long, «Effect of fibre architecture on tensile pull-off behaviour of 3D woven composite T-joints,,» *Composite structures*, vol. 242, 2020.
- [81] D. Mahmood, D. Laila, E. Junita y M. Faisal, «Tensile behavior of multilayer 3D smart woven composites embedded with shape memory alloy (SMA) wires,,» *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 9, nº 5, pp. 10876-10885, 2020.
- [82] Q. Guo, Y. Zhang, D. Li, R. Guo, M. Ma y L. Chen, «Effect of bias yarn on tensile fracture mechanism of multiaxial 3D angle-interlock woven composites,,» *Thin-walled structures*, vol. 159, 2021.

- [83] Q. Guo, Y. Zhang, D. Li, M. Li, X. Sun y L. Chen, «Tensile properties and failure mechanism of 3D woven composites containing holes of different geometries,,» *Thin-walled structures*, vol. 166, 2021.
- [84] Y. Zhang, M. Li, Q. Guo, X. Sun y L. Chen, «Tensile failure of multiaxial 3D woven composites with an open-hole: An experimental and numerical study,,» *Composites structures*, vol. 279, 2022.
- [85] Y. Siyuan y C. Xiuhua, «Tension- compression fatigue behavior of 3D woven composites,,» *IOP Materials Science and Engineering*, vol. 388, pp. 1-12, 2018.
- [86] A. Malcom, M. Aronson y H. Wadley, «Three dimensionally woven glass fiber composite struts: characterization and mechanical response in tension and compression,,» *SAGE*, vol. 1, pp. 30-42, 2015.
- [87] S. Dai, P. Cunningham, S. Marshall y C. Silva, «Influence of fibre architecture on the tensile, compressive and flexural behaviour of 3D woven composites,,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 69, pp. 195-207, 2015.
- [88] B. Cox, M. Dadkhah, R. Inman, W. Morris y J. Zupon, «Mechanism of compressive failure in 3D composites,,» *Acta Metall Mater*, vol. 40, nº 12, pp. 3285-3298, 1992.
- [89] W. Kuo y T. Ko, «Compressive damage in 3-axis orthogonal fabric composites,,» *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, vol. 31, nº 10, p. 1091'1105, 2000.
- [90] W. K. T. Kuo y C. Chen, «Effect of weaving processes on compressive behavior of 3D woven composites,,» *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, vol. 38, nº 2, pp. 555-565, 2007.
- [91] G. Zhou y G. Davies, «Characterization of thick glass woven roving/polyester laminates: 1. Tension, compression and shear,,» *Composites*, vol. 26, pp. 579-586, 1995.

- [92] T. Zheng, L. Guo, R. Sun, Z. Li y H. Yu, «Investigation on the compressive damage mechanisms of 3D woven composites considering stochastic fiber initial misalignment,,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 143, 2021.
- [93] Q. Guo, Y. Zhang, D. Li, X. Sun, M. Li y L. Chen, «Experimental characterization of the compressive properties and failure mechanism of novel multiaxial 3D woven composites,,» *Composites Communications*, vol. 28, 2021.
- [94] J. Guo, K. Yanan, Y. Wu, B. Gu y B. Sun, «Effects of defect sizes at different locations on compressive behaviors of 3D braided composites,,» *Thin Walled Structures*, vol. 179, 2022.
- [95] L. Jin, Z. Niu, B. Jin, B. Sun y B. Gu, «Comparisons of static bending and fatigue damage between 3D angle-interlock and 3D orthogonal woven composites,,» *J Reinf Plast Compos*, vol. 31, nº 14, pp. 935-945, 2012.
- [96] W. Kuo, «The role of loops in 3D fabric composites,,» *Compos Sci Technol*, vol. 60, nº 9, pp. 1835-1849, 2000.
- [97] S. Adanur y C. Tam, «On-machine interlocking of 3D laminate structures for composites,,» *Compos Part B: Eng*, vol. 28, pp. 497-506, 1997.
- [98] D. Li, M. Dang y L. Jiang, «Fatigue behavior and failure mechanisms of 3D angle-interlock woven composite at room and cryogenic temperatures under bending,,» *Composites communications*, vol. 23, 2020.
- [99] J. Xiwen, Z. Xia y B. Gu, «Numerical analyses of 3D orthogonal woven composite under three-point bending from multi-scale microstructure approach,,» *Computational Materials Science*, vol. 79, pp. 468-477, 2013.

- [100] D. Li, C. Zhao, L. Jiang y N. Jiang, «Experimental study on the bending properties and failure mechanism of 3D integrated woven spacer composites at room and cryogenic temperature,,» *Composite Structures*, vol. 111, pp. 56-65, 2014.
- [101] K. Spiridon, «Collapse of 3D orthogonal woven carbon fibre composites under in-plane tension/compression and out-of-plane bending,,» *Compaction and bending variability measurements of a novel geometry 3D woven layer to layer interlock composite textile around a 90° curve plate 3.2mm radius,,* vol. 5, pp. 40-45, 2017.
- [102] D. Zhang, M. Sun, X. Liu, X. Xiao y K. Qian, «Off-axis bending behaviors and failure characterization of 3D woven composites,,» *Composite structures*, vol. 208, pp. 45-55, 2019.
- [103] W. Fan, J. Dong, B. Wei, C. Zhi, L. Yu, L. Xue, W. Dang y L. Li, «Fast and accurate bending modulus prediction of 3D woven composites via experimental modal analysis,,» *Polymer Testing*, vol. 78, 2019.
- [104] L. Zhu, L. Lyu, X. Zhang, Y. Wang, J. Guo y X. Xiong, «Bending Properties of Zigzag-Shaped 3D Woven Spacer Composites: Experiment and FEM Simulation,,» *Materials*, vol. 12, nº 7, 2019.
- [105] H. Q., M. H, Q. Y, W. Y, .. M. (. 2. J. 10, 1. d. 1. P. 31295844 y P. PMC6678398., «The Failure Mechanism of Composite Stiffener Components Reinforced with 3D Woven Fabrics,,» *Materials*, vol. 14, pp. 1-15, 2019.
- [106] A. E. d. M. Compuestos, «aemac.org,,» 27 06 2005. [En línea]. Available: <https://www.aemac.org/wp/wp-content/uploads/2015/05/MATCOMP05completo.pdf>. [Último acceso: 14 10 2019].
- [107] D. Brigante, «New Composite Materials,,» de *Composite Materials*, Springer, 2014, p. 1.
- [108] W. Soboyejo, «Mechanical Properties of Engineered Materials,,» CRC Press,, 2002.

- [109] Gonzalez Villarreal Mauricio, «OPTIMIZACIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE COMPOSITOS DE RESINA,» 2014.
- [110] K. Acatay, *Fiber Technology for Fiber-Reinforced Composites*, 2017.
- [111] K. K. Kar., *Composite Materials Processing, Applications, Characterizations*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg , 2017.
- [112] J. S. Rodriguez, *introduccion a los materiales compuestos*.
- [113] U. Vaidy, *Composites for Automotive, Truck and Mass Transit Materials*, Destech, 2011.
- [114] FAA, *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*, Washington: FAA, 2016.
- [115] J. Ostrower, «The air current,» [En línea]. Available: <https://theaircurrent.com/aviation-safety/boeing-pulls-eight-787s-from-service-over-structural-issue/>. [Último acceso: 18 Octubre 2020].
- [116] F. Global, «Flight Global,» [En línea]. Available: <https://www.flightglobal.com/delamination-prompts-boeing-to-inspect-787-fleet/103901.article>. [Último acceso: 10 Octubre 2021].
- [117] G. Pandian, P. Michael y E. Zio, «Data-driven reliability analysis of Boeing 787 Dreamliner,» *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, nº 7, pp. 1969-1979, 2020.
- [118] W. Jiao, C. Li, J. Xie, Z. Yang, J. Fang y C. Lei, «Effect of weaving structures on the geometry variations and mechanical properties of 3D LTL woven composites,» *Composite structures*, vol. 252, nº 112756, pp. 251-262, 2020.

- [119] K. Leong, B. Lee y I. Herzberg, «The effect of binder path on the tensile properties and failure of multilayer woven CFRP composites,» *Composites science and technology*, vol. 60, nº 1, pp. 149-156, 2000.
- [120] A. Franklin y T. Christopher, «Fracture Energy Estimation of DCB Specimens Made of Glass/Epoxy: An Experimental Study,» *Advances in Materials Science and Engineering*, vol. 2013, pp. 1-7, 2013.