



**Centro de Investigación Científica de Yucatán, A.C.
Posgrado en Materiales Poliméricos**

**ELABORACIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE UN
LAMINADO METÁLICO FIBROREFORZADO DE
MATRIZ TERMOPLÁSTICA**

**Tesis que presenta
NANCY GUADALUPE GONZÁLEZ CANCHÉ**

**En opción al título de
MAESTRA EN MATERIALES
POLIMERICOS**

Mérida, Yucatán, México a 1 de julio de 2013

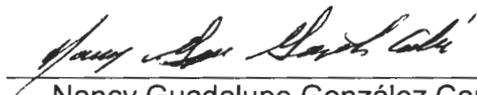


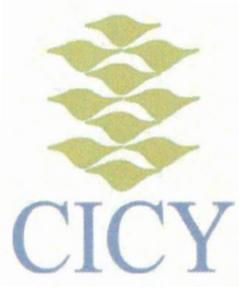


Mérida, Yucatán, México; a 1 de Julio 2013

DECLARACIÓN DE PROPIEDAD

Declaro que la información contenida en la sección de Materiales y Métodos Experimentales, los Resultados y Discusión de este documento proviene de las actividades de experimentación realizadas durante el período que se me asignó para desarrollar mi trabajo de tesis, en las Unidades y Laboratorios del Centro de Investigación Científica de Yucatán, A.C., y que a razón de lo anterior y en contraprestación de los servicios educativos o de apoyo que me fueron brindados, dicha información, en términos de la Ley Federal del Derecho de Autor y la Ley de la Propiedad Industrial, le pertenece patrimonialmente a dicho Centro de Investigación. Por otra parte, en virtud de lo ya manifestado, reconozco que de igual manera los productos intelectuales o desarrollos tecnológicos que deriven o pudieran derivar de lo correspondiente a dicha información, le pertenecen patrimonialmente al Centro de Investigación Científica, A.C., y en el mismo tenor, reconozco que si derivaren de este trabajo productos intelectuales o desarrollos tecnológicos, en lo especial, estos se registrarán en todo caso por lo dispuesto por la Ley Federal del Derecho de Autor y la Ley de la Propiedad Industrial, en el tenor de lo expuesto en la presente Declaración.


Nancy Guadalupe González Canché



RECONOCIMIENTO

Por medio de la presente, hago constar que el trabajo de tesis titulado

ELABORACIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE UN LAMINADO METÁLICO FIBROREFORZADO DE MATRIZ TERMOPLÁSTICA

perteneciente al Programa de Maestría en Ciencias (Materiales Poliméricos) del Centro de Investigación Científica de Yucatán, A.C. fue realizado en los laboratorios de la Unidad de Materiales bajo la dirección del Dr. José Gonzalo Carrillo Baeza

Atentamente,

Dr. Felipe A. Vázquez Flota

Coordinador de Docencia

Centro de Investigación Científica de Yucatán, AC.



Esta tesis se realizó en la Unidad de Materiales del Centro de Investigación Científica de Yucatán, A.C., bajo la dirección del Dr. José Gonzalo Carrillo Baeza y con el financiamiento del Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) mediante el proyecto de Ciencias Básicas CB-2008-01-101680.

DEDICATORIAS

A Dios

Por todas las bendiciones que me ha dado y que me han permitido lograr esta meta. Porque en su amor me fortalezco.

A mis padres Mercedes y Eleuterio

Que con su amor me enseñaron el valor de la honestidad, perseverancia y coraje para alcanzar mis metas.

A mi esposo Iván

Porque siempre has creído en mí y en lo que puedo lograr, por tu apoyo incondicional, te amo muchísimo.

AGRADECIMIENTOS

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por la beca No. 314782 otorgada para la realización de mis estudios y al programa Apoyos Complementarios para Mujeres Indígenas Becarias CONACYT 2012 por el apoyo otorgado para la adquisición de equipo de cómputo.

Al Centro de Investigación Científica de Yucatán por el uso de su infraestructura para la realización de mi proyecto de tesis.

A mi director de Tesis, el Dr. José Gonzalo Carrillo Baeza por sus conocimientos, orientación, apoyo y confianza recibidos en la realización de este trabajo.

Al técnico Ricardo Gamboa Castellanos por su apoyo y soporte durante el desarrollo experimental de este trabajo y a los técnicos César Martín Barrera y Alejandro May Pat.

A los miembros de mi comité tutorial y revisores, Dr. Ricardo Herbé Cruz Estrada, Dr. Emilio Pérez Pacheco, Dr. Jorge Ovidio Aguilar Aguilar y Dr. Pedro Jesús Herrera Franco por sus contribuciones en la revisión de esta tesis.

A mis amigos del CICY Joel García Solís, Soledad Pech Cohuo, Miguel Arcique Uicab, Rodrigo Rafull Concha, Dalay Pool Ventura, Manuel Kantún Haas, Omar Castillo Cruz, Jazmín Enriquez Reyes por su apoyo y palabras de aliento.

CONTENIDO

RESUMEN	1
ABSTRACT	3
INTRODUCCIÓN	5
HIPÓTESIS	9
OBJETIVO GENERAL	9
OBJETIVOS ESPECÍFICOS	9
CAPÍTULO 1. ANTECEDENTES	11
1.1. FIBRAS DE ARAMIDA.....	11
1.2. TEJIDOS DE FIBRA.	15
1.3. MATRICES.	17
1.4. ALUMINIO.	19
1.5. LAMINADOS METÁLICOS FIBROREFORZADOS.	24
1.6. PROPIEDADES DE LOS FMLs.	28
1.7. FMLs BASADOS EN MATERIALES COMPUESTOS TERMOPLÁSTICOS.....	31
1.8. TEORÍAS DE LA ADHESIÓN.	33
1.9. MODOS DE FALLA EN UNIONES ADHESIVAS.	36
1.10. PROPIEDADES DE ADHESIÓN DEL POLIPROPILENO INJERTADO CON ANHÍDRIDO MALEICO.....	37
1.11. TRATAMIENTOS SUPERFICIALES PARA FIBRAS DE ARAMIDA.	38
1.12. METODOS DE PRUEBAS PARA MEDIR RESISTENCIA INTERFACIAL. 39	
1.12.1. MICROGOTA.	39
1.12.2. RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.....	41
1.13. CARACTERIZACIÓN DE LOS MATERIALES A TENSIÓN.	44

1.13.1.	DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y MATERIALES CONSTITUYENTES.	44
1.13.2.	REGLA DE LAS MEZCLAS.	46
CAPÍTULO 2. DESARROLLO EXPERIMENTAL.		49
2.1.	MATERIALES.	49
2.1.1.	MATRIZ.	49
2.1.2.	TEJIDO DE ARAMIDA.	50
2.1.3.	ALEACIÓN DE ALUMINIO.	51
2.2.	MÉTODOS.	52
2.2.1.	EXTRACCIÓN DEL SIZING VÍA SOXHLET.	52
2.2.2.	TRATAMIENTO SUPERFICIAL DE FIBRAS DE ARAMIDA.	54
2.2.3.	MÉTODOS DE PRUEBA PARA MEDIR RESISTENCIA INTERFACIAL.	54
2.2.3.1.	PRUEBA DE MICROGOTA.	54
2.2.3.2.	RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.	60
2.2.3.2.1.	SISTEMA ALUMINIO/COMPUESTO/ALUMINIO.	60
2.2.3.2.2.	SISTEMA ALUMINIO/PPAM/ALUMINIO.	63
2.2.4.	ELABORACIÓN DE PROBETAS DE FMLs Y CONSTITUYENTES PARA ENSAYOS A TENSIÓN.	66
2.2.4.1.	ELABORACIÓN DE PROBETAS DE PPAM (MATRIZ).	66
2.2.4.2.	ELABORACIÓN DE PROBETAS DE TEJIDO DE ARAMIDA.	67
2.2.4.3.	ELABORACIÓN DE PROBETAS DE ALUMINIO.	68
2.2.4.4.	ELABORACIÓN DE PROBETAS DE LAMINADOS COMPUESTOS.	69
2.2.4.5.	MOLDEO DE LAMINADOS FMLs.	72
2.2.5.	DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES.	75
2.2.5.1.	ENSAYO A TENSIÓN DE LA MATRIZ.	75

2.2.5.2. ENSAYO A TENSIÓN DEL TEJIDO DE ARAMIDA.	77
2.2.5.3. ENSAYO A TENSIÓN DE ALUMINIO, LAMINADO COMPUESTO Y DE FMLs.....	79
CAPÍTULO 3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	81
3.1. EXTRACCIÓN DEL SIZING VÍA SOXHLET.....	81
3.2. ANÁLISIS INFRARROJO DE LA MATRIZ.	82
3.3. PRUEBA DE MICROGOTA.	83
3.4. RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE EN UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.	87
3.4.1. SISTEMA ALUMINIO/COMPUESTO/ALUMINIO.	87
3.4.2. SISTEMA ALUMINIO/PPAM/ALUMINIO.	92
3.5. DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES.....	95
3.5.1. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LA MATRIZ.....	95
3.5.2. PROPIEDADES A TENSIÓN DEL TEJIDO DE ARAMIDA.....	97
3.5.3. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LA ALEACIÓN DE ALUMINIO.....	100
3.5.4. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LAMINADOS COMPUESTOS.....	102
3.5.5. PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs.....	105
CONCLUSIONES	111
PERSPECTIVAS.....	113
BIBLIOGRAFÍA	115
ANEXO. A.....	125
A.1 CÁLCULO DE LA FRACCIÓN VOLUMEN DE MATERIALES CONSTITUYENTES DE FML PARA PRUEBA DE RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.....	125

A.2	CÁLCULO DE LA FRACCIÓN VOLUMEN DE MATERIALES CONSTITUYENTES DE LAMINADOS COMPUESTOS Y DE FMLs PARA PRUEBAS DE TENSIÓN.....	129
A.2.1	LAMINADOS COMPUESTOS.....	130
A.2.2	FMLs.....	130
ANEXO. B.	133
B.1	LOTES DE REPETICIÓN PARA LA DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES.	133

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Reacción de policondensación para la síntesis de la PPTA.....	12
Figura 1.2. Arreglo radial tipo hojas plegadas de la fibra de aramida Kevlar® 49 .	12
Figura 1.3. Polímeros flexibles y polímeros de cristal líquido en solución.....	13
Figura 1.4. Arreglos en los tejidos.....	16
Figura 1.5. Polímero amorfo y polímero semicristalino.	19
Figura 1.6. Estructura de un FML.....	25
Figura 1.7. Representación de la estructura del ARALL 2.	26
Figura 1.8. Estructura de GLARE 2-3/2-0.4.....	27
Figura 1.9. Punteo de fibra en los FMLs.	29
Figura 1.10. Contribuciones de los procesos de iniciación y de crecimiento de la grieta al tiempo de vida a la fatiga del GLARE 3 en comparación con la aleación de aluminio 2024 T3.....	30
Figura 1.11. Mecanismos de adhesión.....	35
Figura 1.12. Esquema que representa los modos de falla en las uniones adhesivas.....	36
Figura 1.13. Mecanismo de unión entre el PPAM y el aluminio.	38
Figura 1.14. Esquema de la prueba de microgota.....	40
Figura 1.15. Representación de la prueba para medir la resistencia de adhesión a cortante (norma ASTM D 1002).	42
Figura 1.16. Factor del momento del momento de flexión.	43
Figura 1.17. Curvas esfuerzo deformación de FMLs y sus materiales constituyentes	46
Figura 2.1. Extracción Soxhlet del recubrimiento del tejido de aramida.	53
Figura 2.2. Obtención de gotas para polímeros termoplásticos.	55
Figura 2.3. Marcos de sujeción de fibras.....	56
Figura 2.4. Observación de muestras de fibras aramida embebidas con gotas de matriz en un microscopio óptico con objetivo 20X.....	58
Figura 2.5. Esquema que ejemplifica la prueba de microgota.....	59

Figura 2.6. Geometría y secuencia de apilamiento en la elaboración de paneles de muestra para prueba de resistencia de la adhesión a cortante en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	61
Figura 2.7. Geometría y secuencia de apilamiento en la elaboración de paneles de muestras para prueba de resistencia de la adhesión a cortante en el sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.	64
Figura 2.8. Geometría de probetas para ensayo a tensión de la matriz Collano...	67
Figura 2.9. Geometría de probetas de tejido de aramida	68
Figura 2.10. Geometría de probetas de aluminio	68
Figura 2.11. Secuencia de apilamiento de materiales para elaboración de paneles de muestras a tensión de laminados compuestos.....	70
Figura 2.12. Prensa manual con calentamiento-enfriamiento controlado.....	71
Figura 2.13. Paneles de muestra de laminados compuestos para pruebas de tensión.....	71
Figura 2.14. Geometría de probetas para ensayo a tensión de laminados compuestos.....	72
Figura 2.15. Probeta para ensayo a tensión de laminados compuestos.	72
Figura 2.16. Representación de la secuencia de apilamiento de materiales para elaboración de paneles de FMLs.	73
Figura 2.17. Probetas FML para ensayo a tensión.....	74
Figura 2.18. Ensayo a tensión del tejido de aramida.....	78
Figura 2.19. Ensayo a tensión de un laminado compuesto.	80
Figura 3.1. Espectro infrarrojo del sizing de fibras de Kevlar® 129.....	82
Figura 3.2. Espectro infrarrojo de la matriz Collano 23.110 a base de polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM).	83
Figura 3.3. Curvas carga-desplazamiento de los sistemas fibra-matriz sin tratamiento y fibra-matriz con tratamiento.	86
Figura 3.4. Espectros infrarrojos de fibras de Kevlar®; tratadas y no tratadas.	87
Figura 3.5. Curva carga-desplazamiento de prueba de adhesión a cortante en sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	89

Figura 3.6. Muestra después de prueba de adhesión del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	90
Figura 3.7. Superficies de desunión vistas en un microscopio óptico con objetivos 20X y 400X.	91
Figura 3.8. Curva carga-desplazamiento de prueba de adhesión a cortante sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.	93
Figura 3.9. Probeta de traslape del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio después de prueba de adhesión.	95
Figura 3.10. Curva esfuerzo-deformación de la matriz a base de PPAM.	97
Figura 3.11. Curva esfuerzo-deformación del tejido de aramida Kevlar® 724.	99
Figura 3.12. Curva esfuerzo-deformación de aluminio 1100 H14.	101
Figura 3.13. Probeta de aluminio después de realizar el ensayo a tensión.	101
Figura 3.14. Curva esfuerzo-deformación del laminado compuesto.	103
Figura 3.15. Probeta de laminado compuesto después de ensayo a tensión.	104
Figura 3.16. Curva esfuerzo-deformación del FML.	107
Figura 3.17. Probeta de FML después de prueba a tensión.	108
Figura 3.18. Comparación de las curvas esfuerzo-deformación de los ensayos a tensión de aluminio, laminado compuesto y el FML.	109

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1. Propiedades mecánicas de fibras utilizadas en tejidos.	14
Tabla 1.2. Propiedades del aluminio.	20
Tabla 1.3. Nomenclatura de aleaciones de aluminio.	22
Tabla 1.4. Tratamiento térmico y nomenclatura de templado para aleaciones de aluminio	23
Tabla 2.1. Propiedades físicas y mecánicas de la película Collano® 23.110.	49
Tabla 2.2. Propiedades de tejido Kevlar® 724 y fibra de Kevlar® 129.	50
Tabla 2.3. Composición química de la aleación de aluminio Al 1100 H14	51
Tabla 2.4. Propiedades mecánicas de la aleación de aluminio Al 1100 H14.	51
Tabla 2.5. Dimensiones de materiales para elaboración de paneles de muestras del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	62
Tabla 2.6. Fracción volumen de materiales en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	63
Tabla 2.7. Dimensiones de materiales para elaboración de paneles de muestras para prueba de resistencia de adhesión a cortante del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.	65
Tabla 2.8. Dimensiones de probetas para ensayo a tensión.	75
Tabla 3.1. Esfuerzo cortante interfacial entre la matriz de PPAM y la fibra de Kevlar® sin tratamiento superficial.	84
Tabla 3.2. Esfuerzo cortante interfacial entre la matriz de PPAM y la fibra de Kevlar® con tratamiento superficial.	85
Tabla 3.3. Resistencia de la adhesión a cortante de muestras del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.	88
Tabla 3.5. Propiedades a tensión de la matriz a base de PPAM.	96
Tabla 3.6. Propiedades a tensión del tejido de aramida Kevlar ® 724 en dos direcciones.	98
Tabla 3.7. Propiedades a tensión del aluminio 1100 H14.	100
Tabla 3.8. Propiedades a tensión de laminados compuestos.	102

Tabla 3.9. Propiedades a tensión de laminados FML.	105
Tabla A. 1. Volumen y fracción volumen de materiales constituyentes de laminados compuestos para prueba de adhesión a cortante.	128
Tabla A. 2. Volumen y fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs para prueba de adhesión a cortante.....	129
Tabla A. 3. Volumen y fracción volumen de laminados compuestos.....	130
Tabla A. 4. Fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs.....	131
Tabla A. 5. Fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs.....	132
Tabla B. 1. Propiedades a tensión de la matriz Collano lote a.	133
Tabla B. 2. Propiedades a tensión de laminados compuestos lote b.	133
Tabla B. 3. Propiedades a tensión de laminados FML lote b.	134

RESUMEN

El objetivo del presente estudio fue el análisis de la adhesión interfacial y la caracterización de las propiedades a tensión de un FML elaborado a base de aluminio y polipropileno modificado con anhídrido maleico (PPAM) reforzado con un tejido de aramida.

Para el análisis de la adhesión interfacial, se realizó la prueba de microgota para el sistema PPAM-fibra de aramida; también se realizaron pruebas de adhesión a cortante en uniones por traslape de acuerdo a la norma ASTM D 1002 entre los componentes del FML. La caracterización a tensión del FML y sus constituyentes se realizó de acuerdo a la norma ASTM D 3039.

La prueba de microgota reveló la mejora en la resistencia interfacial del sistema PPAM-fibra de aramida comparada con la de sistemas PP-fibra de aramida reportados en la literatura, en casi un 100 %. Las pruebas de adhesión a cortante revelaron que existe una buena adhesión entre los componentes del FML, comparable a la de uniones de aluminio con PPAM; así también se observó que el anclaje mecánico de la matriz con el tejido y la superficie de aluminio contribuye a la buena adhesión del FML.

La caracterización a tensión del FML y sus constituyentes mostró que el FML tuvo una resistencia a la tensión mayor que el aluminio; y un comportamiento más dúctil que sus componentes por separado. Tanto la ductilidad del FML, como su resistencia a la tensión se deben al grado de adhesión existente entre sus constituyentes, permitiendo al material deformarse en su conjunto. Los valores de módulo elástico del FML y sus constituyentes mostraron que esta propiedad puede predecirse aplicando la regla de mezclas.

ABSTRACT

The aim of the present study is the interfacial adhesion analysis and the characterization of tensile properties of a FML based on thin layers of an aluminum alloy and a maleic anhydride modified polypropylene (MAHPP) reinforced with an aramid woven fabric. For the interfacial adhesion analysis, a microbond test was used on the MAHPP-fiber system and a single lap joint test to measure the apparent shear strength between the FML constituents according to the ASTM D 1002 standard. The tensile tests were conducted on the FMLs and its constituents according to the ASTM D 3039 standard.

The microbond test showed the improvement on the interfacial shear strength of the MAHPP-fiber system compared to previous polypropylene-aramid fiber system reported. The apparent shear strength between the constituents of the FML was comparable to the apparent shear strength in single lap joints of bonded aluminum with MAHPP. In addition, it was observed that the mechanical interlocking between the matrix, the woven fabric and the aluminum surface contributes to the good adhesion properties in the FML.

The tensile tests revealed that the FML showed a higher tensile strength than the aluminum alloy and a more ductile behavior than its constituents separately; assumed to be a result of the degree of bonding between components achieved. The elastic modulus of the FMLs and its constituents showed that this property it can be predicted by applying the rule of mixtures.

INTRODUCCIÓN

Los materiales compuestos ofrecen muchas ventajas cuando se les compara con las aleaciones metálicas por sus cocientes resistencia/peso; además proporcionan excelentes propiedades a la fatiga y resistencia a la corrosión. Con todas estas ventajas las estructuras fabricadas con materiales compuestos han aumentado considerablemente su uso en la industria aeroespacial durante las últimas décadas ^[1-6].

Los laminados metálicos fibroreforzados (FMLs) son materiales compuestos híbridos estructurales que, en su forma más común, consisten de delgadas láminas de una aleación de aluminio alternadas con láminas de un material compuesto fibroreforzado. Estos materiales surgen de la necesidad en la industria aeronáutica de desarrollar materiales más ligeros en peso, resistentes, tenaces y con mayor durabilidad, en comparación con su contraparte metálica. Desde sus inicios los FMLs han utilizado como refuerzo fibras de aramida, de carbono y de vidrio, empleando principalmente matrices termofijas (principalmente resinas epóxicas) en el material compuesto ^[1-4].

Los FMLs exhiben un desempeño superior al impacto y a la fatiga comparados con el aluminio monolítico; la absorción de energía de los FMLs bajo impacto es mucho más grande que en el aluminio monolítico o el material compuesto fibroreforzado que los constituyen. Los FMLs deben a las fibras su buena resistencia al crecimiento de grietas ya que las fibras restringen su propagación ^[1-3].

La mayor desventaja de los FMLs que utilizan matriz epóxica es el largo ciclo del proceso para curar la matriz del polímero de las placas de material compuesto. Este problema incrementa el tiempo de ciclo de la producción completa y reduce la productividad. Lo anterior incrementa los costos de mano de obra y los costos globales de los FMLs. Estos materiales se utilizan predominantemente en aplicaciones aeroespaciales y de defensa; donde se requieren de materiales con

alta resistencia, rigidez, alta resistencia a la temperatura y donde no se requiere la producción en grandes volúmenes ^[7-14].

Un método de manufactura rápido para los FMLs con materiales menos especializados haría posible introducir estos materiales a otros mercados como por ejemplo, la industria automotriz. Una alternativa son los materiales compuestos basados en termoplásticos, los cuales son más tenaces a la fractura y ofrecen tiempos de procesamiento mucho más cortos; ya que los FMLs basados en termoplásticos pueden ser fabricados en un solo paso (calentado y estampado). Adicionalmente, existe la posibilidad de reformar los componentes, ya que son fáciles de reparar, poseen excelentes características de absorción de energía ^[8-17].

En este sentido, uno de los polímeros termoplásticos que se ha empleado para el desarrollo de FMLs de matriz termoplástica, es el polipropileno; el cual es reciclable y de bajo costo comparado con las resinas epóxicas; aspectos que pueden ser apreciados en la industria automotriz.

Se han realizado diversos estudios sobre las propiedades de los FMLs con matriz de polipropileno, en los que se han utilizado principalmente como refuerzo la fibra de vidrio y la fibra de polipropileno; a este último se le denomina polipropileno autorreforzado o SRPP ("Self Reinforced Polypropylene" en inglés).

Entre los estudios realizados sobre FMLs con matriz de polipropileno, Carrillo y Cantwell ^[10, 15, 16] investigaron las propiedades mecánicas a tensión e impacto, así como los efectos de escalamiento de FMLs a base SRPP; en este estudio los FMLs exhibieron una resistencia a tensión más alta que el material compuesto fibroreforzado, mejor deformación a la fractura que el aluminio y altos niveles de absorción de energía. Abdullah y Cantwell ^[18] evaluaron en otro estudio la resistencia al impacto de alta velocidad de FMLs a base de SRPP, donde la resistencia a la perforación de este material fue superior a la de materiales

compuestos elaborados a base de fibra de vidrio con matriz fenólica, fibra de vidrio con matriz a base de poliamida 6,6 y fibra de Kevlar® con matriz de poliamida 6,6.

En cuanto a los sistemas de fibra de vidrio, Reyes y Cantwell ^[17] investigaron las propiedades a tensión de FMLs a base de polipropileno reforzado con fibra de vidrio. Para este FML las propiedades a tensión mostraron una buena correlación con el modelo de regla de mezclas. Por otra parte Compston y Cantwell ^[8, 12] evaluaron la resistencia a la perforación por impacto a alta velocidad de FMLs con fibra de vidrio cuyo desempeño al impacto fue claramente superior al aluminio monolítico y sus contrapartes termofijas. Reyes y Kang ^[11] estudiaron las propiedades mecánicas a tensión de FMLs a base de aluminio, polipropileno reforzado con fibra de vidrio y SRPP. El comportamiento a tensión de estos materiales se ubicó entre el aluminio y el material compuesto. El comportamiento a tensión del FML con SRPP fue mucho más dúctil que el FML reforzado con fibra de vidrio.

El polipropileno también puede ser utilizado como matriz de materiales compuestos con fibras de ingeniería como son las fibras de aramida, las cuales poseen alta resistencia a la tensión, alto módulo y menor densidad en comparación con fibras como la de vidrio; además poseen alta tenacidad, tolerancia al daño y resistencia a la penetración por impacto. Existe muy poca información referente a materiales compuestos laminados de polipropileno reforzado con fibras de aramida que puedan ser utilizados como componentes en la fabricación de FMLs, por ello la importancia de realizar estudios referentes a este tipo de material compuesto y su caracterización, permitiendo conocer las propiedades mecánicas de este sistema.

Las fibras de aramida se caracterizan por ser altamente cristalinas, su superficie es lisa y son químicamente inertes. Por otra parte, el polipropileno es un polímero hidrofóbico. Las propiedades anteriores en ambos polímeros hacen difícil la obtención de una buena adhesión interfacial fibra-matriz ^[19]. El polipropileno

injertado con anhídrido maleico ha sido usado ampliamente como agente compatibilizante en materiales compuestos de polipropileno y otros rellenos. Adicionalmente, este polímero se ha empleado como adhesivo entre el material compuesto y el aluminio en la elaboración de FMLs, ya que presenta buena adhesión con el aluminio ^[10, 11, 17, 20-22].

Las buenas propiedades de adhesión de este polímero termoplástico pueden ser aprovechadas para la elaboración de un FML de matriz termoplástica por un proceso de termomoldeo, el cual tiene un tiempo de procesamiento mucho más corto que el empleado para los FMLs de matriz termofija convencionales, lo que lo haría un material atractivo para otros mercados como la industria automotriz.

Es así que un FML elaborado utilizando aluminio, polipropileno injertado con anhídrido maleico como matriz reforzada con fibras de aramida, se espera que presente propiedades a tensión mejoradas en comparación con su contraparte metálica; de tal forma, que estas propiedades, sean de utilidad para estudios y caracterizaciones posteriores en otras propiedades mecánicas, que permitan comparar el desempeño de este material con otros FMLs de matriz termoplástica y que además contribuyan al desarrollo en la investigación de estos materiales.

El presente trabajo de investigación se enfoca en el análisis de la adhesión y caracterización de las propiedades a tensión de un FML elaborado a base de aluminio y polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM) reforzado con un tejido de aramida.

HIPÓTESIS

Un FML elaborado a base de aluminio, polipropileno injertado con anhídrido maleico como matriz termoplástica y fibras de aramida como refuerzo presenta una resistencia a la tensión y ductilidad mayor que su contraparte metálica.

OBJETIVO GENERAL

El objetivo del presente estudio es el análisis de la adhesión interfacial y la caracterización de las propiedades a tensión de FMLs elaborados a base de aluminio y un material compuesto de aramida con polipropileno modificado con anhídrido maleico.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Determinar la resistencia de la adhesión interfacial entre la fibra y matriz empleadas en el FML, por medio de la prueba de la microgota para un grupo de fibras tratadas superficialmente y otro grupo de fibras sin tratamiento.
- Determinar la resistencia de la adhesión a cortante entre el material compuesto y la aleación de aluminio empleados para la elaboración del FML por medio de ensayos de uniones por traslape.
- Realizar pruebas a tensión y el análisis de los materiales constituyentes del FML: matriz, tejido de aramida, aluminio y laminado compuesto.
- Realizar pruebas a tensión y el análisis de falla del FML.

CAPÍTULO 1. ANTECEDENTES.

1.1. FIBRAS DE ARAMIDA.

Las fibras de aramida pertenecen a una clase de polímeros que son las poliamidas aromáticas. De manera general a las poliamidas aromáticas se les llama aramidas para diferenciarlas de las poliamidas alifáticas o de cadena lineal. La palabra aramida también se emplea como un término genérico para una fibra fabricada en la cual la sustancia constituyente de la fibra es una larga cadena de poliamida sintética en la cual al menos el 85% de los grupos amida están unidos directamente a dos anillos aromáticos ^[23].

Las poliamidas aromáticas tienen una mejor estabilidad térmica, mejor resistencia química, temperatura de transición vítrea y de fusión más alta que las poliamidas alifáticas ^[23, 24].

La fibra de Kevlar® pertenece a una clase de aramida en la cual el grupo amida está orientado en la posición para respecto a los anillos bencénicos. La fibra de Kevlar® fue la primera para-aramida comercializada por DuPont en 1972. Su polímero base es la poli (para-fenilenotereftalamida) o PPTA. Asimismo, existen otras fibras comerciales a base de PPTA como la fibra de Twaron® fabricada por Akzo Nobel desde 1980 ^[23-25].

La PPTA se prepara a partir de una reacción de policondensación entre la para-fenilendiamina y el cloruro de tereftaloilo a baja temperatura, en un solvente amida en presencia de un haluro metálico. Para la producción de fibras, el polímero de PPTA se produce a altos pesos moleculares para asegurar altas propiedades en la fibra ^[23, 24]. La reacción de policondensación se ilustra en la Figura 1.1. La fibra se elabora por extrusión e hilado de una solución anisotrópica de PPTA en ácido sulfúrico concentrado ^[23].

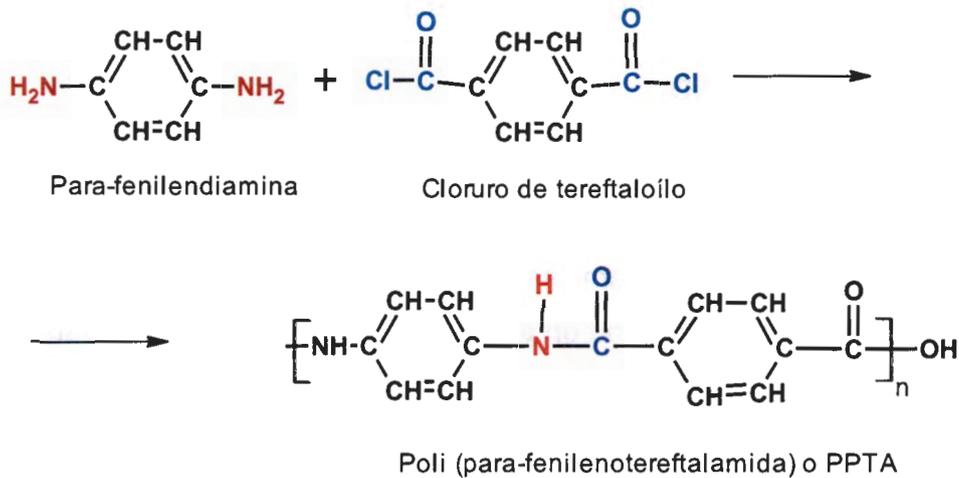


Figura 1.1. Reacción de policondensación para la síntesis de la PPTA.

En la estructura de la PPTA, la estructura del anillo aromático contribuye a una alta estabilidad térmica, en tanto que la configuración para permite la rigidez de la molécula, resultando que se tengan alta resistencia y alto módulo elástico [23, 24]. La Figura 1.2 muestra una representación esquemática de la estructura de una fibra de PPTA. En la estructura de esta fibra, las moléculas forman hojas planas rígidas con moléculas formadas por grandes cadenas poliméricas unidas entre sí por enlaces de hidrógeno. Las hojas se agrupan para formar una red cristalina pero sólo hay una unión débil entre las hojas. Estas hojas se ordenan en forma de sistema radial de láminas plegadas axialmente [26].

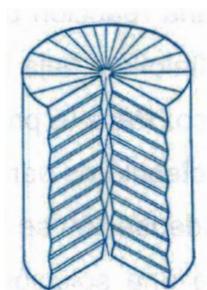


Figura 1.2. Arreglo radial tipo hojas plegadas de la fibra de aramida Kevlar® 49 [26].

Las fibras de PPTA, pertenecen a una clase de materiales conocidos como polímeros de cristal líquido. Este tipo de polímeros se caracterizan por ser rígidos

y tener forma de barra; al estar en solución pueden agruparse para formar zonas donde éstas pueden formar arreglos paralelos. Esta característica, los diferencia de los polímeros convencionales; los cuales son de cadena flexible y al estar en solución sus cadenas poliméricas se flexionan y enredan como se representa en la Figura 1.3 ^[24].

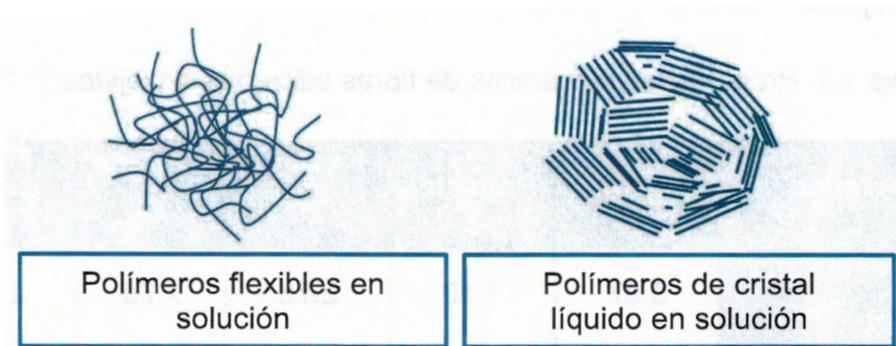


Figura 1.3. Polímeros flexibles y polímeros de cristal líquido en solución ^[24]

Cuando una solución de PPTA en ácido sulfúrico concentrado se extruye a través de un spinneret y se estira, el cristal líquido puede orientarse y alinearse en dirección al flujo. Es por esto que en las fibras de Kevlar® existe un grado excepcional de alineación a lo largo de la cadena de polímero paralelo al eje de la fibra. Esta estructura es anisotrópica y proporciona una resistencia más alta y un módulo elástico más alto en la dirección longitudinal a la fibra que en la dirección radial. Su estructura también es fibrilar lo cual tiene un efecto importante en las propiedades de la fibra y en sus mecanismos de falla ^[24].

El principal uso de las fibras de PPTA se encuentra en los materiales compuestos. Muchos materiales compuestos utilizan hilos continuos de esta fibra, o tejidos. Otro uso principal de las fibras de PPTA está en productos de protección personal antibalas, materiales compuestos para blindaje, cuerdas, cables y refuerzos en elastómeros y sus aplicaciones pueden encontrarse en la industria aeroespacial, militar así como aplicaciones civiles ^[24].

Existen varios tipos de fibra Kevlar®. Estas pueden ser Kevlar® 29, Kevlar® 49, Kevlar® 68, Kevlar® 119, Kevlar® 129 y Kevlar® KM2. Estos productos difieren en su densidad lineal propiedades a tensión y aplicaciones [23, 24].

A continuación se presenta en la Tabla 1.1 una comparación de las fibras de Kevlar® respecto a otras fibras inorgánicas y algunas orgánicas.

Tabla 1.1. Propiedades mecánicas de fibras utilizadas en tejidos [25, 26].

Propiedad	Nylon	Poliéster	Kevlar® 29	Kevlar® 49	Fibra vidrio E
Resistencia a la tensión (GPa)	0.97	1.10	2.75	2.75	2.41
Módulo elástico (GPa)	5.51	13.78	62.03	131	68.92
Deformación a la ruptura (%)	18.3	14.5	4.0	2.8	3.5
Gravedad específica	1.14	1.38	1.45	1.45	2.55

Como puede observarse las fibras de Kevlar® 29 y Kevlar® 49 tienen una resistencia a la tensión de 2.75 GPa, en tanto que la fibra de poliéster, con una resistencia a la tensión de casi 1.10 GPa, tiene sólo cerca de la mitad de la resistencia a la tensión del Kevlar® con aproximadamente la misma densidad; por tanto la resistencia específica del Kevlar® es del doble que la de la fibra de poliéster. Por otra parte la fibra de vidrio tiene una resistencia a la tensión de 2.41 GPa, sin embargo, posee una densidad relativamente alta. La resistencia específica del Kevlar® es también cerca del doble que la de la fibra de vidrio. En otras palabras, los tejidos fabricados a partir de Kevlar® proporcionan la misma resistencia que los tejidos con fibras de poliéster, nylon o de fibra de vidrio, pero con la mitad de peso; es decir, la fibra de Kevlar® puede utilizarse para producir

tejidos con el doble de resistencia de los tejidos de fibra de vidrio o de poliéster sin incremento del peso ^[25].

En particular las fibras de Kevlar® tienen una resistencia a la ruptura por compresión axial muy baja. La baja resistencia a compresión del Kevlar® es debida a las propiedades anisotrópicas de la fibra y a la baja rigidez a cortante. En tensión las cargas son soportadas por los enlaces covalentes, pero a compresión los débiles enlaces de hidrógeno y las fuerzas de Van der Waals hacen que se produzca un colapso total, así como fallas por micro-pandeo en las microfibras que constituyen la fibra de Kevlar®. Esto conduce a la formación de bucles y enortijamiento en las micro-fibras ^[26].

Las fibras de Kevlar® son sensibles a la luz ultravioleta y a la exposición prolongada a la luz solar, lo que puede producir una reducción en su resistencia a la tensión ^[25]. El intervalo de temperaturas de operación de las fibras de aramida se encuentra entre los -251 y 160 °C. Su temperatura de degradación es de 450 °C. Las fibras de aramida presentan una reducción en su resistencia mecánica al ser expuestas a condiciones de humedad y temperatura, produciéndose una reducción del 20% en su resistencia mecánica a temperaturas por encima de los 180 °C ^[27].

1.2. TEJIDOS DE FIBRA.

Los tejidos son la principal forma de uso de las fibras de aramida en los materiales compuestos ^[24]. De manera general en los tejidos, los hilos o mechas de tejido se elaboran a partir de una amplia variedad de fibras. Las telas se producen a partir de estos hilos por un proceso de tejido ^[28].

Los tejidos están fabricados a partir de fibras orientadas a lo largo de dos direcciones perpendiculares, una se denomina urdimbre y la otra trama (en inglés, warp y weft, respectivamente). Los hilos de la trama pasan sobre y debajo de los hilos del urdimbre siguiendo un patrón determinado; de acuerdo a este patrón se

producirán diferentes arreglos como el arreglo tipo tafetán, el arreglo tipo satín y el tipo sarga los cuales se muestran en la Figura 1.4 ^[29].

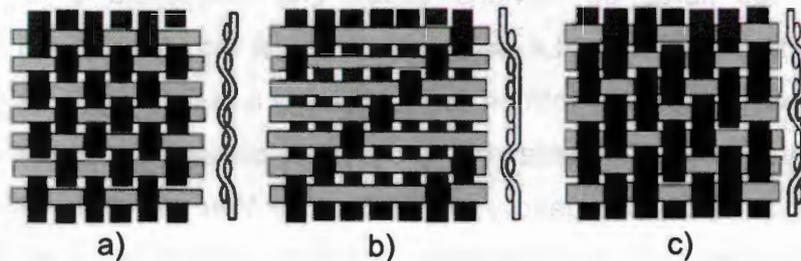


Figura 1.4. Arreglos en los tejidos. a) Tipo tafetán, b) Tipo satín, c) Tipo sarga ^[29].

Un tejido o tela se dice que está balanceado cuando el número de hilos en el urdimbre y en la trama es el mismo. El material es por tanto idéntico en propiedades físicas y mecánicas en las dos direcciones ^[30].

En el proceso de fabricación de tejidos una vez que éste se ha producido puede pasar por las siguientes etapas de proceso para obtenerse el producto final:

- El tejido producido en el telar solamente se enrolla en mandriles de acero. A este estado de tejido se le denomina como crudo (greige en inglés), es decir, como se encuentra al salir del telar.
- El tejido elaborado puede someterse a una etapa de limpieza que consiste en colocar al tejido en un horno donde se calienta a altas temperaturas con el fin de remover agentes ligantes orgánicos. Los agentes ligantes se utilizan para mantener juntas las fibras en una matriz, proporcionar lubricidad y resistencia a la abrasión durante el proceso de tejido. Esta etapa de limpieza tiene lugar en la fabricación de tejidos de fibra de vidrio; por el contrario, esta etapa no se realiza en tejidos de fibras de aramida; en este caso las fibras pasan por un proceso de lavado (scour finish en inglés).

- Aplicación de acabado o sizing. En esta etapa un agente acoplante o un tratamiento químico es aplicado al tejido. El acabado sirve para proporcionar una adhesión óptima entre la superficie de la fibra y la matriz en un material compuesto, también puede servir para proporcionar estabilidad y protección o para proporcionar protección química y resistencia. Entre los materiales que pueden ser utilizados como sizing se encuentra el almidón, aceites, ceras, gelatinas y polímeros como el poli alcohol vinílico, poliestireno, ácido poliacrílico y poliacetatos ^[31, 32].

1.3. MATRICES.

La matriz rodea a la fibra y la protege del ataque químico y ambiental. Para que las fibras soporten una carga máxima, la matriz debe tener un módulo elástico más bajo y una deformación más grande que la fibra de refuerzo ^[29].

En el caso de las matrices poliméricas, éstas pueden ser termofijas o termoplásticas. Las matrices termofijas, una vez finalizado su proceso de curado, no pueden fundirse o reformarse. Durante el proceso de curado se forma una red tridimensional de cadenas denominada entrecruzamiento. Debido a este entrecruzamiento las moléculas no son flexibles y no pueden fundirse ni reformarse. Mientras más alto sea el grado de entrecruzamiento más rígida y térmicamente estable será la matriz. Las resinas termoestables son isotrópicas ^[26, 30].

Las matrices termofijas proporcionan una mejor impregnación a la fibra debido a que la resina líquida se usa a temperatura ambiente por varios procesos como pultrusión, devanado de filamentos, etc. Las resinas termofijas ofrecen mejor estabilidad térmica y dimensional, mejor rigidez y mejor resistencia eléctrica y química que las matrices termoplásticas. Las resinas termofijas más comunes son las epóxicas, poliéster, vinyl éster, fenólicas y polímidas ^[30].

Las matrices termoplásticas a diferencia de las matrices termofijas no tienen entrecruzamiento; al no tener entrecruzamiento son más flexibles y por medio del calentamiento pueden ser fundidas o reblandecidas y por tanto pueden reformarse. Las matrices termoplásticas son por lo general más dúctiles y tenaces que las matrices termofijas.

Las matrices termoplásticas obtienen su resistencia y rigidez de las propiedades inherentes a las unidades monoméricas y de su peso molecular muy elevado. Los termoplásticos pueden ser amorfos o semicristalinos. En los polímeros amorfos las moléculas tienen un arreglo aleatorio; en tanto que en la región cristalina de los termoplásticos semicristalinos, existen regiones donde las moléculas se encuentran de manera ordenada (ver Figura 1.5). Para aplicaciones estructurales los termoplásticos requieren el uso de refuerzos debido a su baja rigidez y resistencia. En los materiales amorfos el calentamiento conduce al cambio de un sólido rígido a un fluido viscoso; en los materiales cristalinos el calentamiento da como resultado la fusión de la fase cristalina para dar un líquido amorfo y viscoso. Las matrices termoplásticas son anisotrópicas ^[26].

Los termoplásticos pueden ser soldados siendo su unión y reparación más simple que en los polímeros termofijos. Reparar materiales compuestos termofijos es un proceso complicado que requiere de adhesivos y una preparación cuidadosa de la superficie ^[26, 30].

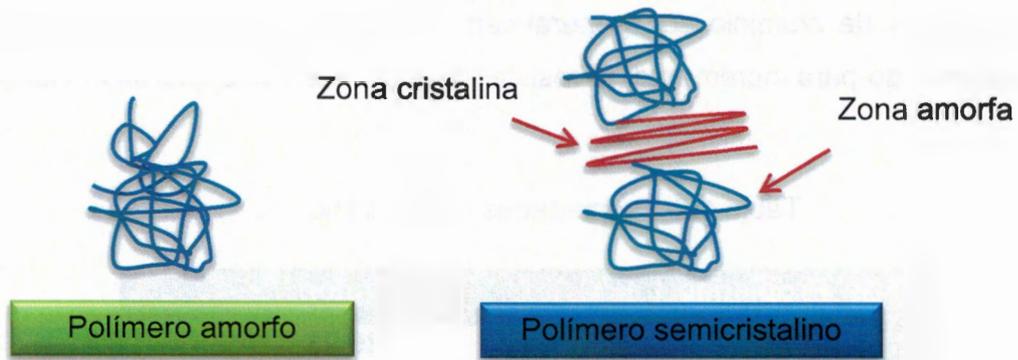


Figura 1.5. Polímero amorfo y polímero semicristalino.

1.4. ALUMINIO.

Este metal es el segundo más abundante en el planeta y también el más popular debido a sus propiedades mecánicas y físicas así como a su ligereza. El aluminio tiene una densidad de 2.7 g/cm^3 ; que es un tercio de la del acero, que es de 7.83 g/cm^3 , su temperatura de fusión es de $660 \text{ }^\circ\text{C}$ ^[33].

El aluminio y sus aleaciones son utilizados en un amplio rango de aplicaciones, en la industria aeroespacial, automotriz, marítima, electrónica, de empaques y en la arquitectura. La versatilidad del aluminio en sus aplicaciones se debe en parte a sus propiedades de baja densidad, alta ductilidad, buenas propiedades anticorrosivas, alta conductividad térmica y eléctrica y alta resistencia mecánica cuando se encuentra aleado. Otra propiedad del aluminio es la capa de óxido de Al_2O_3 altamente protectora; esta capa de óxido es un excelente sustrato para recibir una variedad de tratamientos superficiales los cuales son aplicados al aluminio para mejorar su resistencia a la corrosión en ambientes agresivos o para promover una adhesión duradera con materiales poliméricos ^[34]. Algunas de las propiedades más importantes del aluminio como metal puro se encuentran en la Tabla 1.2.

Las aleaciones de aluminio son generalmente llamadas aleaciones ligeras y se han desarrollado para incrementar la resistencia del metal base que es el aluminio [33].

Tabla 1.2. Propiedades del aluminio [33].

Propiedad	Valor
Masa atómica(g/mol)	26.98
Estructura cristalina	Cúbica centrada en las caras
Punto de fusión (°C)	660
Densidad (g/cm ³)	2.6898
Módulo elástico (GPa)	68.3
Razón de Poisson	0.33

El aluminio de alta pureza (> 99%) en la condición de recocido tiene una resistencia a la cedencia muy baja para aplicaciones estructurales (7-11 MPa); es por eso que necesita alearse. Los elementos principales agregados al aluminio para aumentar su resistencia son el manganeso, cobre, zinc, magnesio y silicio. Sin embargo, la simple adición de elementos aleantes al aluminio no produce el aumento significativo requerido en la resistencia para aplicaciones estructurales. La resistencia de la mayoría de las aleaciones puede ser mejorada por endurecimiento por deformación o por tratamientos térmicos. Las aleaciones de aluminio se clasifican como tratables térmicamente y no tratables térmicamente. Las aleaciones que presentan endurecimiento por precipitación se denominan como tratables térmicamente y las que no se les denomina como no tratables térmicamente. Las aleaciones de aluminio también se clasifican como de fundición y de forja [33].

La Aluminum Association de los Estados Unidos emplea un sistema numérico de 4 dígitos para identificar a las aleaciones de aluminio. El sistema que se utiliza para las aleaciones de forja es ligeramente diferente del que se usa para aleaciones de

fundición; sin embargo el dígito que designa el grupo de la aleación es esencialmente el mismo. El primer dígito indica el grupo de la aleación o indica la pureza del aluminio. El segundo dígito indica las modificaciones de la aleación original o los límites de impureza. Las aleaciones experimentales también se identifican de acuerdo a este sistema, pero éstas se indican como experimentales con el prefijo "X". Aunque el primer dígito para las aleaciones de fundición es esencialmente el mismo que para las aleaciones de forja, los siguientes dos dígitos sirven para identificar una composición particular. El cero después del punto decimal indica al producto como una fundición. Otros números se emplean para designar lingotes ^[35]. La nomenclatura para las aleaciones de aluminio se muestra en la Tabla 1.3.

Existe además una nomenclatura que especifica el tipo de templado de las aleaciones de aluminio y se usa para todas las formas de aleaciones de forja y de fundición a excepción de los lingotes. El sistema está basado en los tratamientos empleados para desarrollar varios temple y son letras que se agregan al número de la aleación. Uno o más dígitos siguiendo la letra indican subdivisiones de los templados cuando tienen una influencia significativa de las características de la aleación. Las aleaciones suministradas como vienen de fábrica o en la condición de recocido se designan con las letras F y O respectivamente. La letra W indica que la aleación se encuentra tratada térmicamente en solución. Las aleaciones en la condición de endurecidas por deformación se designan con la letra H y aquellas que han sido tratadas térmicamente se designan con la letra T. Los dígitos que siguen a la letra H representan el grado de endurecimiento por deformación y aquellos que siguen a la letra T el grado de envejecimiento. Esta nomenclatura se encuentra en la Tabla 1.4 ^[35].

Tabla 1.3. Nomenclatura de aleaciones de aluminio ^[35].

Tipo de aleación ^a	Nomenclatura de 4 dígitos
Aleaciones de forja	
Pureza del aluminio o elemento aleante principal	
Aluminio con pureza mínima de 99.00 %	1XXX
Cobre	2XXX
Manganeso	3XXX
Silicio	4XXX
Magnesio	5XXX
Magnesio y silicio	6XXX
Zinc	7XXX
Otros	8XXX
Aleaciones de fundición	
Pureza del aluminio o elemento aleante principal	
Aluminio con pureza mínima de 99.00 %	1XX.X
Cobre	2XX.X
Silicio con cobre agregado y/o magnesio	3XX.X
Silicio	4XX.X
Magnesio	5XX.X
Zinc	7XX.X
Estaño	8XX.X
Otros	9XX.X

^aNomenclatura basada en el contenido de aluminio o de los principales elementos aleantes.

Tabla 1.4. Tratamiento térmico y nomenclatura de templado para aleaciones de aluminio^a [35].

Letra	Tratamiento básico o condición	Dígito (Tratamiento secundario)	Segundo dígito (Endurecimiento residual)
F	Como viene de fábrica	-	-
O	Recocido/ sólo productos de forja	-	-
H	Trabajado en frío/Trabajado para endurecerlo	<ol style="list-style-type: none"> 1. Sólo trabajado en frío. 2. Trabajado en frío y parcialmente recocido. 3. Trabajado en frío y estabilizado 	<ol style="list-style-type: none"> 2, ¼ duro 4, ½ duro 6 3/4 , duro 8, duro 9, extraduro
W	Tratado térmicamente en solución	-	-
T	Tratado térmicamente/ estable	<ol style="list-style-type: none"> 1. Solución parcial más envejecimiento natural. 2. Recocido sólo para productos de fundición. 3. Solución más trabajo en frío. 4. Solución más envejecimiento natural. 5. Envejecido artificial. 	-

		<p>6. Solución más envejecimiento artificial.</p> <p>7. Solución más estabilización.</p> <p>8. Solución más trabajo en frío y envejecimiento artificial.</p> <p>9. Solución más envejecimiento artificial y trabajado en frío.</p>	
--	--	--	--

1.5. LAMINADOS METÁLICOS FIBROREFORZADOS.

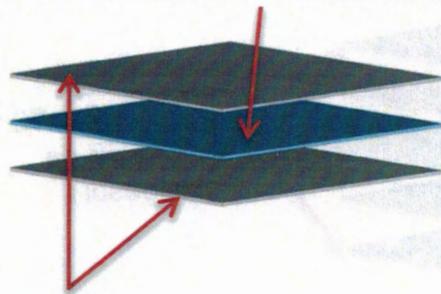
Los materiales compuestos ofrecen muchas ventajas cuando se les compara con las aleaciones metálicas por sus cocientes resistencia/peso; además proporcionan excelentes propiedades a la fatiga y resistencia a la corrosión. Con todas estas ventajas las estructuras fabricadas con materiales compuestos han aumentado considerablemente su uso en la industria aeroespacial durante las últimas décadas ^[1-6].

Los laminados metálicos fibroreforzados o FMLs son materiales compuestos híbridos estructurales que, en su forma más común, consisten de delgadas láminas de una aleación alternadas con láminas de un material compuesto fibroreforzado, como se representa en la Figura 1.6. Inicialmente los FMLs utilizaron como material compuesto matrices termofijas (principalmente epóxicas) reforzadas con fibras como las de aramida, de vidrio y carbono [1-6]. Actualmente, se han desarrollado diversos estudios para emplear materiales compuestos de matriz termoplástica por su rapidez de manufactura ^[7, 8, 10-12, 17, 18, 33].

Los orígenes de este material se remontan a los años cincuenta debido a la necesidad de desarrollar materiales para la industria aeronáutica que tuvieran un

mejor comportamiento a la fatiga y con menores velocidades de propagación de grietas en materiales estructurales, que el aluminio grado aeroespacial. La investigación en el desarrollo de los FMLs inició en la "Delf University of Technology", con el desarrollo de una estructura laminada para el avión modelo "Fokker F-27", aplicando la tecnología de unión en metales; se encontró que la velocidad de crecimiento de grietas por fatiga podía reducirse empleando materiales laminados unidos por adhesivos en lugar de usar una hoja gruesa monolítica. En los años setenta esta tecnología derivó en el desarrollo de estructuras laminadas que incluyeran fibras en las capas de adhesivo como las de aramida y las de carbono ^[1-6].

Lámina de material compuesto fibroreforzado



Láminas de aleación de aluminio



FML consolidado

Figura 1.6. Estructura de un FML.

El primer FML fue denominado con el nombre de ARALL; acrónimo de las palabras en inglés Aramid Fibre Reinforced ALuminum Laminate. El ARALL consiste de laminados de una aleación de aluminio unidos alternadamente por adhesivo reforzado con fibras de aramida como se representa en la Figura 1.7. Actualmente existen diversos grados comerciales de ARALL. Desde la introducción de los materiales laminados de ARALL los FMLs han sido considerados como una familia de materiales altamente tolerantes al daño por impacto y fatiga, con un alto potencial de ahorro en peso ^[1-3].

En el ARALL se usan principalmente prepregs de fibra unidireccionales (láminas constituidas por fibras preimpregnadas con resina termofija que se cura parcialmente). La orientación de la fibra se elige en la dirección de la carga principal. Una desventaja del ARALL es que existe una resistencia interfacial baja entre las fibras de aramida y el adhesivo. Otra desventaja es que puede presentarse falla en las fibras bajo ciertas condiciones de fatiga, aunque la resistencia al crecimiento de grietas por fatiga es todavía considerablemente mejor que para la aleación de aluminio 2024. Las propiedades anisotrópicas de las fibras unidireccionales de aramida, prohibieron su aplicación en el fuselaje de aeronaves, donde existen tensiones biaxiales ^[2, 3].



Figura 1.7. Representación de la estructura del ARALL 2.

Posterior al ARALL se fabricó otro FML con fibras de carbono en lugar de fibras de aramida el cual se denominó CARE ("CARbon REinforced" en inglés); este FML sin embargo mostró falla en las fibras y pobre desempeño a la fatiga ^[1-3]. En 1990 se utilizaron fibras de vidrio de alta resistencia en lugar de fibras de aramida; a este FML se le denominó GLARE ("GLASS REinforced" en inglés). El GLARE ha sido el FML más exitoso hasta la actualidad y se encuentra disponible en varios grados comerciales. La Figura 1.8 muestra la estructura del GLARE 2-3/2-0.4 el cual está formado de tres capas de aleación de aluminio 2024-T3, dos capas de prepreg de fibra de vidrio con la misma orientación de la fibra y con espesor de la aleación de aluminio de 0.4 mm ^[3].



Figura 1.8. Estructura de GLARE 2-3/2-0.4.

En el GLARE la adhesión entre las fibras de vidrio y el adhesivo es mucho mejor que con las fibras de aramida; adicionalmente las fibras de vidrio son mucho más resistentes a la compresión. La falla en las fibras de vidrio es raramente observada durante cargas por fatiga. Otra de las ventajas del GLARE sobre el ARALL es su alta resistencia a la compresión. Debido a sus buenas propiedades de unión es posible que el GLARE pueda ser construido en dos direcciones. Esto es mucho más adecuado donde ocurren esfuerzos biaxiales ^[3].

Los laminados de ARALL fueron desarrollados principalmente para aplicaciones en alas de aviones, mientras que el GLARE fue principalmente desarrollado para aplicaciones en el fuselaje ^[1-4].

El método más común para producir FMLs involucra un proceso de autoclave. Primeramente, al aluminio se le realiza un tratamiento con ácido crómico o fosfórico para mejorar la adhesión entre éste y el laminado fibroreforzado. Posteriormente se realiza la preparación del curado incluyendo la preparación de bolsa de vacío para una mejor compactación y extracción de aire. Luego se realiza el curado, así como la unión de las capas fibra-metal. Después del ciclo de curado en la autoclave, se realiza el post-estirado ya que en el ciclo de curado los FMLs portan esfuerzos residuales en el espesor del material y pequeños esfuerzos de tensión en las hojas de aluminio y compresión en las fibras; esta situación afecta

de manera adversa la resistencia a la fatiga. Finalmente se realiza la inspección del material por ultrasonido, rayos X, pruebas mecánicas y técnicas visuales ^[5].

1.6. PROPIEDADES DE LOS FMLs.

Los FMLs combinan las ventajas de los materiales metálicos y los materiales compuestos fibroreforzados. Los metales son isotrópicos; además, tienen una alta resistencia mecánica, resistencia al impacto, resistencia al medio ambiente y son fáciles de reparar; en tanto que los materiales compuestos tienen excelentes características a la fatiga, alta resistencia y tenacidad ^[1-3, 5].

Los FMLs deben a las fibras su buena resistencia al crecimiento de fisuras ya que restringen la propagación de las grietas. Estas fibras permanecen sin romperse durante el crecimiento de fisuras por fatiga en las capas de aluminio como se representa en la Figura 1.9. La presencia de las fibras en el FML contribuye a que una parte de la carga se transfiera a éstas; a esto se le denomina puenteo de fibra ("fibre bridging" en inglés). Si las fibras no estuvieran presentes, los esfuerzos serían transferidos a la grieta en la capa de aluminio, donde ésta tendería a abrirse sin restricción. En un FML, las fibras durante la apertura en la grieta sufrirán elongación, pero ésta será limitada debido a su rigidez; lo que permite una reducción considerable de la velocidad de crecimiento de una grieta dada ^[1-6].

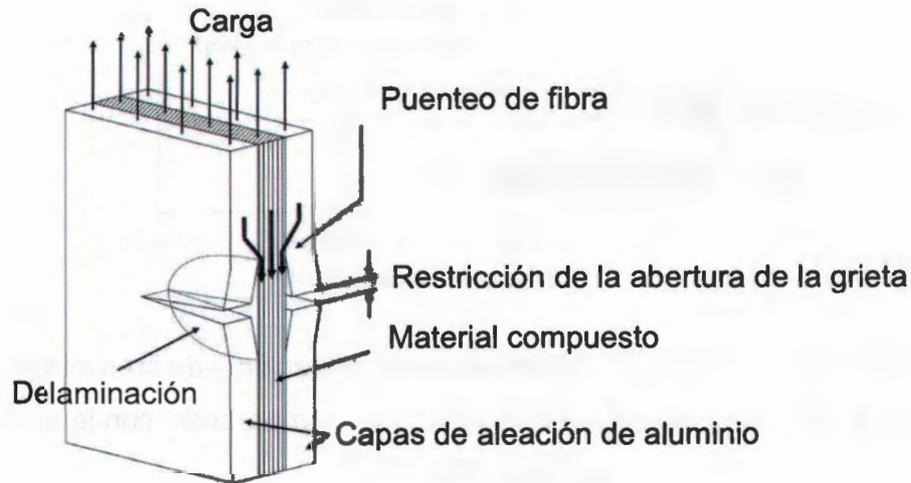


Figura 1.9. Puente de fibra en los FMLs ^[36].

Otro ejemplo es la comparación que se ilustra en la Figura 1.10 donde se comparan las contribuciones de las etapas de iniciación y de crecimiento de grieta a la vida total a la fatiga (número de ciclos hasta producir la falla del material) de una aleación de aluminio y de un FML. En el caso de la aleación de aluminio, puede observarse que la vida a la fatiga del mismo consiste principalmente de la etapa de iniciación de grieta ya que la fase de propagación es muy rápida. Por el contrario, en el caso del FML la vida a la fatiga consiste principalmente de la fase de propagación de la grieta; es decir la velocidad de propagación de la misma es mucho más lenta que en el caso del aluminio ^[4].

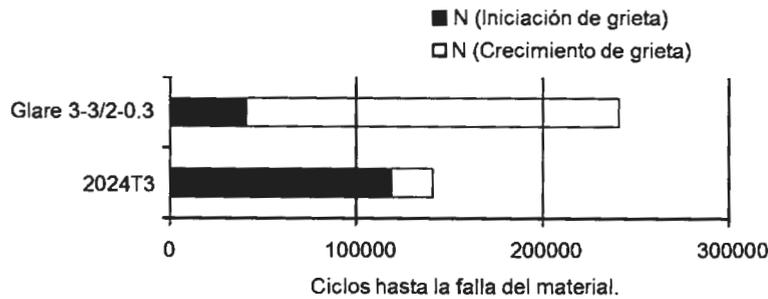


Figura 1.10. Contribuciones de los procesos de iniciación y de crecimiento de la grieta al tiempo de vida a la fatiga del GLARE 3 en comparación con la aleación de aluminio 2024 T3 ^[4]

Otro fenómeno en los FMLs es el de delaminación. Esta delaminación pareciera ser un aspecto negativo; sin embargo, sin ésta, las fibras serían tan alargadas y estiradas cuando la grieta se propague, que por tanto, se romperían. Por otro lado, si la delaminación es muy grande, cuando la grieta se propague, ésta se abriría mucho y consecuentemente crecería muy rápido ^[1-6].

Mientras que el crecimiento de una grieta en el aluminio monolítico se incrementa rápidamente con el incremento de la longitud de la grieta, los materiales laminados exhiben un comportamiento casi regular y lento en el crecimiento de la grieta. Se ha observado que los FMLs exhiben velocidades de crecimiento de la grieta de 10 a 100 veces más lentas que las que ocurren en el aluminio monolítico ^[1-3].

En impacto, los FMLs se desempeñan mejor que el aluminio monolítico, además de que su resistencia a la fatiga es superior. En particular, la absorción de energía de los FMLs bajo impacto es mucho mayor que la del aluminio monolítico o el material compuesto fibroreforzado ^[1-5]. El daño por impacto es relevante en estructuras de aeronaves. En los FMLs ocurren los mismos tipos de daño y deformación plástica que en las aleaciones de aluminio convencionales pero a niveles de energía más altos ^[2, 3].

La primera generación de FMLs para aplicaciones aeroespaciales estuvo basada en materiales compuestos de matriz polimérica termofija (resinas epóxicas) que ofrecían alta resistencia y rigidez con una buena resistencia a altas temperaturas [1-3, 5, 7, 8].

Los FMLs son resistentes a la corrosión pues las capas de aluminio pueden ser anodizadas; en tanto que la corrosión en el interior del material se previene debido a que las capas de material compuesto actúan como barrera [2, 3].

Los FMLs ofrecen ahorros en peso; el número de partes requeridas para construir un componente puede ser menor que el número de partes necesitadas para construir el mismo componente pero de aleación metálica [1-6].

1.7. FMLs BASADOS EN MATERIALES COMPUESTOS TERMOPLÁSTICOS.

El proceso de fabricación de los FMLs convencionales o de matriz termofija es un proceso largo debido al tiempo necesario para el curado de la matriz termofija; lo que incrementa el tiempo de producción y costo de estos materiales; razón por la cual se han empleado principalmente para aplicaciones especializadas como aeroespaciales y militares. Sin embargo, actualmente se realizan diversas investigaciones para desarrollar FMLs de matriz termoplástica en lugar de matrices termofijas con el fin de combatir las desventajas mencionadas.

El polipropileno es un polímero termoplástico que se ha empleado para el desarrollo de FMLs y de estructuras sándwich de matriz termoplástica. Un ejemplo de sistemas tipo sándwich que utilizan polipropileno son los materiales HYLITE y BONDAL empleados en la industria automotriz. El HYLITE es un sistema sándwich de aluminio/polipropileno/aluminio que se introdujo para el Audi A2. El BONDAL es un sistema sándwich de acero/polipropileno/acero usado para reducción de vibraciones [37].

Se han realizado diversos estudios sobre las propiedades de los FMLs con matriz de polipropileno, en los que se han utilizado principalmente como refuerzo la fibra de vidrio y la fibra de polipropileno; a este último se le denomina polipropileno autorreforzado o SRPP.

Entre los estudios realizados sobre FMLs con matriz de polipropileno, Carrillo y Cantwell ^[10, 15, 16] investigaron las propiedades mecánicas a tensión e impacto; así como los efectos de escalamiento de FMLs fabricados con aluminio 2024-T0 y capas de SRPP; empleando polipropileno injertado con anhídrido maleico como material de unión entre el aluminio y el SRPP. En este estudio los FMLs exhibieron una resistencia a tensión más alta que el material compuesto fibroreforzado y buena adhesión interfacial entre sus componentes. Así también, presentaron mejor deformación a la fractura que el aluminio y altos niveles de absorción de energía. Para estos estudios el FML tuvo una resistencia a tensión de 154 MPa, deformación a la ruptura de 23 % mm/mm y módulo elástico de 43.6 GPa.

Abdullah y Cantwell ^[18] evaluaron la resistencia al impacto de alta velocidad de FMLs de SRPP para diversos números de capas; donde los valores obtenidos de resistencia a la perforación para cada configuración fueron superiores a valores reportados en materiales compuestos a base de Kevlar®/poliamida 6,6, fibra de vidrio/resina fenólica y fibra de vidrio/poliamida 6,6.

En cuanto a los sistemas de fibra de vidrio, Reyes y Cantwell ^[17] investigaron las propiedades interfaciales, impacto y tensión de FMLs a base de aluminio 2024-T0 y polipropileno reforzado con fibra de vidrio de nombre comercial Plytron®; en arreglos 2/1, 3/2, 4/3; es decir 2 capas de aluminio y una de material compuesto, y así sucesivamente. Los FMLs mostraron buena adhesión interfacial empleando polipropileno injertado con anhídrido maleico en película como material de unión entre el aluminio y el material compuesto. El comportamiento a tensión de estos materiales fue casi lineal mostrando la contribución del material compuesto en el FML, produciéndose la falla completa del material por ruptura de las capas de

aluminio a deformaciones de aproximadamente el 23 %. Para estos sistemas la resistencia a la tensión de estos materiales fue de 300 a 350 MPa aproximadamente; en tanto que el módulo elástico estuvo en el rango de 45 a 55 GPa; así también estas propiedades mostraron una buena correlación con el modelo de regla de mezclas. Por otra parte la resistencia al impacto en baja velocidad mejoró al aumentar el número de capas del laminado.

Compston y Cantwell ^[8, 12] han evaluado la resistencia a la perforación por impacto a alta velocidad de FMLs con fibra de vidrio cuyo desempeño al impacto fue claramente superior al aluminio monolítico y sus contrapartes termofijas.

Por otra parte Reyes y Kang ^[11] han estudiado las propiedades mecánicas a tensión de FMLs a base de aluminio 2024-T3, polipropileno reforzado con fibra de vidrio de nombre comercial Twintex® y SRPP (Curv®) en un arreglo 2/1. El comportamiento a tensión de estos materiales se ubicó entre el aluminio y el material compuesto. El FML a base de fibra de vidrio presentó una resistencia a la tensión de 254 MPa; en tanto que para el FML con SRPP, ésta fue de aproximadamente 265 MPa. El comportamiento a tensión del FML con SRPP fue mucho más dúctil que el FML reforzado con fibra de vidrio.

1.8. TEORÍAS DE LA ADHESIÓN.

La adhesión puede definirse como el estado en el cual dos materiales diferentes (sustratos) se mantienen juntos por un contacto interfacial tan cercano que una fuerza mecánica o trabajo pueda ser transferida a través de su interfase ^[19].

La naturaleza de la unión entre dos materiales no solo depende del arreglo atómico, conformación molecular y constitución química de los mismos; si no también de las propiedades morfológicas y de la difusividad de los elementos en cada constituyente. Por tanto la interfase es específica de cada sistema, por ejemplo en el sistema fibra-matriz de un material compuesto fibroreforzado, en la interfase entre los constituyentes de un laminado ^[19, 38].

Existen diversos mecanismos que han sido aceptados como causas de la adhesión de un material a otro (la adhesión entre la fibra y la matriz, la adhesión entre dos componentes o sustratos, por medio de un adhesivo); la combinación de los mismos es la causa más probable de la unión de dos materiales; por lo que es difícil atribuir a un solo mecanismo este fenómeno (ver Figura 1.11). Los principales mecanismos son:

- Anclaje mecánico. Esto ocurre en la superficie de contacto entre el adhesivo y el sustrato, o bien, entre la matriz y la fibra. El anclaje mecánico se produce debido a la rugosidad de la superficie ya que el adhesivo puede penetrar en poros, cavidades y otras irregularidades de la superficie del sustrato. Para aumentar la rugosidad de la superficie se pueden aplicar diversos tratamientos superficiales y de esta forma mejorar el anclaje mecánico ^[19, 39].
- Atracción electrostática. Este mecanismo asume que los electrones en el adhesivo y el sustrato ocupan diferentes niveles de energía y que ocurre una transferencia de electrones en la superficie del sustrato. Las dos superficies son atraídas una a la otra como resultado de cargas opuestas ^[39].
- Interdifusión. En este mecanismo, la unión entre dos superficies de polímeros se produce por la difusión de las moléculas de polímero de una de las superficies en la red molecular de la superficie del otro polímero. La fuerza de la unión dependerá del grado de enmarañamiento molecular y del número de moléculas implicadas ^[26].
- Enlace químico. Este mecanismo atribuye la adhesión a fuerzas químicas entre las superficies del sustrato y del adhesivo. Los puentes de hidrógeno, enlaces covalentes, enlaces iónicos son más resistentes que las fuerzas atractivas de dispersión. En general, existen cuatro tipos de interacciones que toman lugar durante el enlace químico y son los enlaces covalentes, puentes de hidrógeno, fuerzas de Van der Waals e interacciones ácido-base ^[19].

Ahora bien, para que la adhesión de un material a otro pueda ocurrir; debido a uno, o a una combinación de los mecanismos anteriores, es necesario que ocurra un fenómeno denominado humectación. Cuando dos superficies eléctricamente neutras están lo suficientemente juntas, hay una atracción física que se puede comprender mejor considerando la humectación de las superficies sólidas por líquidos. Para que un adhesivo humecte, o moje, la superficie de un sólido, el adhesivo debe tener una energía superficial menor que la del sólido. De manera general los materiales con una energía superficial alta incluyen a los metales y compuestos inorgánicos como los óxidos, silicatos, sílice, diamante y nitruros. Entre los materiales de baja energía superficial se encuentran los polímeros ^[19, 26].

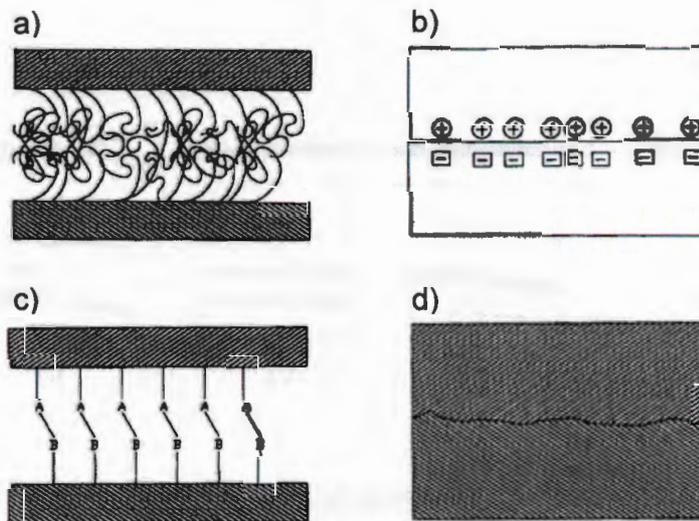


Figura 1.11. Mecanismos de adhesión. a) Interdifusión, b) Atracción electrostática, c) Enlace químico, d) Anclaje mecánico ^[38].

1.9. MODOS DE FALLA EN UNIONES ADHESIVAS.

Si la unión entre dos materiales es probada a tensión, donde los materiales son tirados en dirección perpendicular a la unión, existen diferentes posibilidades de que ocurra la falla como se representan en la Figura 1.12. Si la falla ocurre entre la capa de adhesivo y uno de los sustratos, se denomina falla adhesiva. Una falla donde la separación ocurre de tal forma que ambas superficies de los sustratos permanecen cubiertas con el adhesivo se denomina falla cohesiva en el adhesivo. Algunas veces el adhesivo es tan fuerte que la falla ocurre en uno de los sustratos lejos de la unión, a esta falla se le denomina falla cohesiva en el adherente. La falla cohesiva en el adhesivo o en uno de los adherentes es el tipo ideal de falla debido a que con este tipo de falla puede alcanzarse la máxima resistencia de los materiales ^[19].

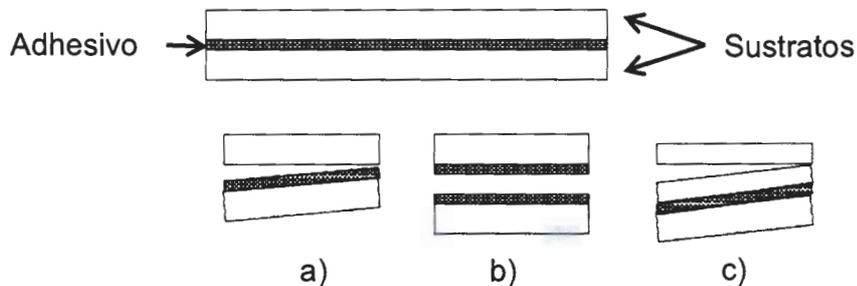


Figura 1.12. Esquema que representa los modos de falla en las uniones adhesivas. a)Falla adhesiva, b)Falla cohesiva en el adhesivo, c)Falla cohesiva en el sustrato ^[19].

1.10. PROPIEDADES DE ADHESIÓN DEL POLIPROPILENO INJERTADO CON ANHÍDRIDO MALEICO.

El polipropileno es un polímero que presenta propiedades de adhesión pobres, ya que es hidrofóbico y presenta una baja energía de superficie (35 mJ/m^2) ^[40], debido a su naturaleza no polar. Una de las formas de incrementar la energía de superficie de este polímero es su modificación por medio de injertos, la cual consiste en agregar al polímero una pequeña cantidad del mismo polímero injertado con una especie polar, incrementando de esta forma su polaridad y su carácter hidrofílico. Una de las especies polares empleadas con éste propósito es el anhídrido maleico, el cual posee una alta reactividad química, ^[22, 41, 42]. El polipropileno injertado con anhídrido maleico o PPAM se ha utilizado ampliamente como un agente compatibilizante en materiales compuestos a base de polipropileno y otros rellenos, así como en mezclas inmiscibles de polímeros ^[21, 22, 43].

Particularmente, este polímero ha sido utilizado en la elaboración de FMLs a manera de adhesivo entre el material compuesto y el aluminio, debido a que el PPAM presenta una buena adhesión con este metal ^[10, 11, 17, 22]. Las buenas propiedades adhesivas del PPAM con el aluminio, se deben a la unión química entre el anhídrido maleico y la capa de óxido existente de manera natural en el aluminio. Un mecanismo propuesto que explica esta unión, se muestra en la Figura 1.13, primeramente se produce la apertura del anillo anhídrido por la hidrólisis del anhídrido maleico transformándose a ácido maleico; esta hidrólisis se da cuando el anhídrido maleico se pone en contacto con la humedad atmosférica o con el agua adsorbida del aire por la capa de óxido superficial del metal. Posteriormente el ácido maleico, con grupos $-\text{COOH}$, reacciona con la capa de óxido del metal formando complejos Al-O-C=O , o bien, formando puentes de hidrógeno ^[22].

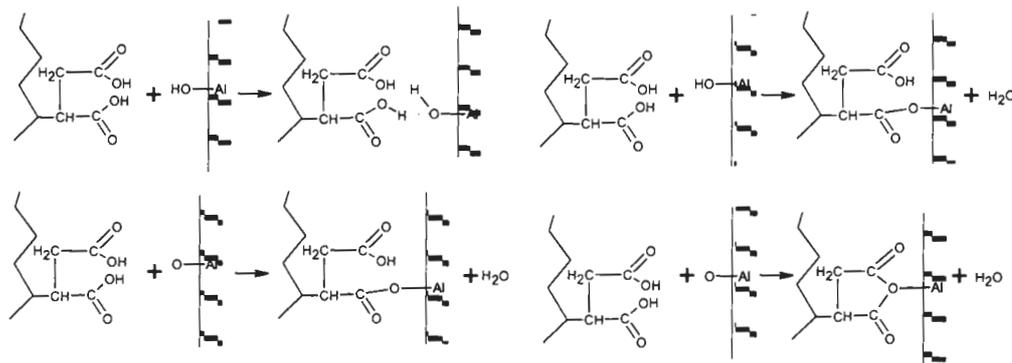


Figura 1.13. Mecanismo de unión entre el PPAM y el aluminio [22].

1.11. TRATAMIENTOS SUPERFICIALES PARA FIBRAS DE ARAMIDA.

Las fibras de aramida se caracterizan por ser altamente cristalinas, su superficie es lisa y son químicamente inertes; por lo que existe dificultad para obtener una buena adhesión interfacial fibra-matriz. Los principales métodos para el tratamiento superficial de las superficies de aramida son:

- Grabado químico
- Injertado químico
- Tratamiento por plasma
- Aplicación de agentes acoplantes

Todas estas técnicas están dirigidas básicamente a aumentar la interacción química entre la fibra y la resina orgánica introduciendo grupos funcionales reactivos sobre la superficie de la fibra.

Los primeros dos métodos tienen la ventaja adicional de aumentar la rugosidad y la aspereza de la superficie de la fibra para mejorar el anclaje mecánico [19].

El grabado químico consiste en la hidrólisis de fibras de Kevlar® 49 con ácidos (HCl, H₂SO₄) o bases (NaOH) para producir grupos amino reactivos, los cuales se ha reportado, tienen una alta reactividad con resinas epóxicas. Sin embargo, el

uso de las sustancias mencionadas en un tiempo de exposición largo causa un daño físico a la fibra el cual puede ser mayor que cualquier ventaja ganada mejorando la unión interfacial ^[19].

Otro tratamiento químico reportado es utilizando ácido fosfórico que produce un daño menor a la superficie de la fibra debido a que produce una oxidación más débil. Park *et al.* ^[44] realizaron este tratamiento en la construcción de materiales compuestos de matriz epóxica reforzados con fibras unidireccionales de aramida. El tratamiento con ácido fosfórico contribuyó al incremento de las propiedades ácidas de las fibras de aramida y por tanto la unión interfacial estableciendo fuerzas secundarias o de Van der Waals en la interfase entre la fibra y la matriz. El tratamiento químico con la solución ácida produjo la formación de un micrograbado sobre la superficie de las fibras de aramida.

Yang *et al.* ^[45, 46] han empleado de igual forma este tratamiento para materiales compuestos unidireccionales. En el tratamiento con ácido fosfórico se pueden producir dos reacciones, la sustitución electrofílica en la cual un hidrógeno del anillo bencénico se sustituye por un grupo hidroxilo; o también puede darse una reacción de hidrólisis la cual produce grupos amino y carboxílicos. Los grupos químicos mencionados son polares e incrementan la compatibilidad de las fibras con la matriz epóxica.

1.12. METODOS DE PRUEBAS PARA MEDIR RESISTENCIA INTERFACIAL.

1.12.1. MICROGOTA.

Los ensayos micromecánicos son un conjunto de técnicas que se han empleado para medir las propiedades mecánicas de la interfase fibra-matriz en los materiales compuestos. Este tipo de ensayos se desarrollan en materiales microcompuestos constituidos de fibras individuales las cuales son embebidas en bloques de matriz que difieren en su forma y tamaño ^[38]. Entre los ensayos micromecánicos, para el análisis interfacial de materiales compuestos, se

encuentran el de extracción de fibra, microtensión (o microgota), microcompresión y fragmentación. Los métodos de extracción de fibra (o en inglés pull-out) y el de microgota, son relativamente similares, diferenciándose en la geometría de la matriz.

La técnica de microgota fue desarrollada por Miller ^[47]. En la prueba de microgota una pequeña cantidad de matriz termofija o termoplástica es depositada en la superficie de una fibra. Después que la matriz cura o solidifica, se forma una microgota concéntrica alrededor de la fibra, la cual es sujeta como se muestra en la Figura 1.14 ^[48]. La fuerza cortante en la interfase es transferida a la fibra a través de la unión interfacial fibra-matriz, cuando la fuerza cortante alcanza un valor crítico, ocurre el desprendimiento de la matriz en la fibra ^[47, 49].

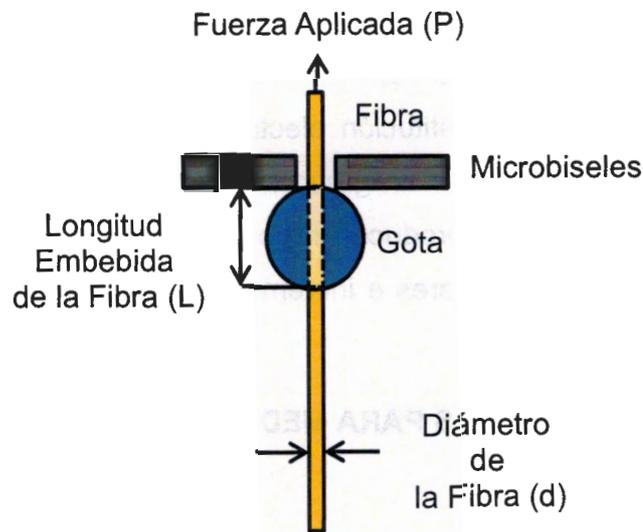


Figura 1.14. Esquema de la prueba de microgota.

El valor crítico de la fuerza cortante dividido por el área sobre la cual actúa en la fibra resulta en el esfuerzo cortante interfacial mediante la Ecuación 1 ^[49]:

$$\tau = \frac{P}{\pi dl} \quad (1)$$

Donde

τ =Esfuerzo cortante interfacial [N/m²],

P = Fuerza aplicada [N],

L = Longitud embebida de la fibra [m],

d = Diámetro de la fibra [m]

1.12.2. RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.

Los ensayos mecánicos para medir la resistencia de la unión entre dos materiales pueden clasificarse en tres categorías que son ensayos a tensión, a cortante y ensayos de pelado.

El ensayo de uniones por traslape es el ensayo más común, debido a su fácil construcción y semejanza a la geometría de muchas uniones en la práctica. De manera convencional, lo que se reporta en este tipo de ensayo es la resistencia de la adhesión a cortante aparente y se calcula con la carga a la falla dividida por el área del traslape. Aunque se emplean frecuentemente diferentes configuraciones de la muestra de traslape, la geometría más común es la configuración de traslape simple recomendada por la norma ASTM D 1002 ^[39].

La norma ASTM D 1002 se emplea para la determinación de la resistencia de la adhesión a cortante de adhesivos para unir metales, cuando éstos se prueban sobre un espécimen unido por traslape ^[50]. Los especímenes se colocan en una máquina de pruebas universales en la cual son sometidos a tensión por sus extremos, de esta forma se induce un esfuerzo cortante paralelo a la unión como se muestra en la Figura 1.15.

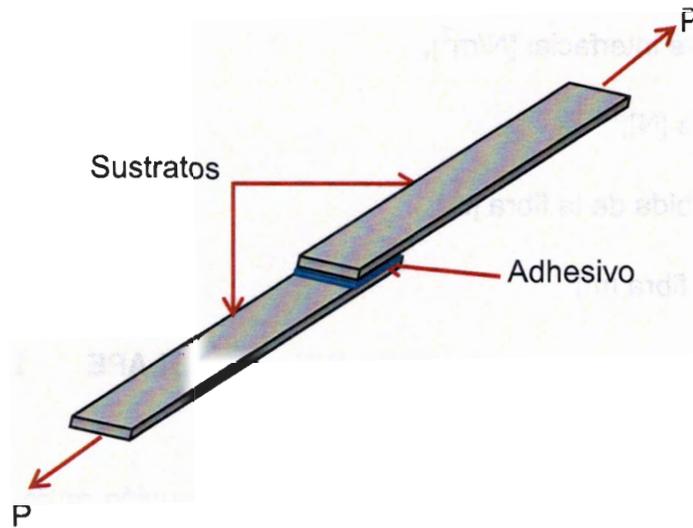


Figura 1.15. Representación de la prueba para medir la resistencia de adhesión a cortante (norma ASTM D 1002).

La resistencia de la adhesión determinada por este método de prueba se considera como aparente debido a la geometría empleada para el ensayo. Esto es porque en la geometría recomendada por la norma ASTM D 1002, las fuerzas aplicadas en cada uno de los extremos de la muestra no son colineales, lo que crea un momento de flexión en la unión, adicional al esfuerzo de tensión aplicado en el plano. Esto ocasiona que los sustratos se flexionen y que el giro de la unión modifique la dirección de la línea de la carga en la zona de traslape. De acuerdo a la literatura este momento de flexión del sustrato en el extremo del traslape, se relaciona con la carga en el plano de acuerdo a la Ecuación 2 ^[51]:

$$M_0 = \frac{kPt}{2} \quad (2)$$

Donde

M_0 = Momento de flexión del sustrato en el extremo de la zona de traslape [N.m],

k = Factor del momento de flexión (adimensional),

P = Carga aplicada en el plano [N],

t = espesor del sustrato [m]

Sin embargo, este momento de flexión cambia durante el desarrollo del ensayo de la siguiente manera; al inicio del ensayo, cuando la carga es muy pequeña, la rotación de la zona de traslape no ocurre, y por tanto, $M_0 = Pt/2$ y $k=1$. Conforme la carga se incrementa, se produce el giro de la zona de traslape, de tal forma, que la línea de acción de la carga se acerca a la línea central de los sustratos, reduciendo el valor del factor k del momento de flexión ^[51]. En resumen, si bien al inicio del ensayo existe un momento de flexión, éste se reduce en el transcurso de la prueba, ya que las fuerzas aplicadas en cada extremo de la muestra tenderán a ser colineales. Lo anterior puede comprenderse mejor si se observa la Figura 1.16.

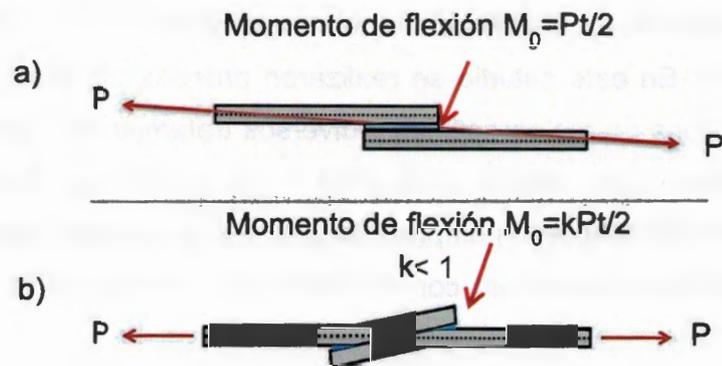


Figura 1.16. Factor del momento del momento de flexión. a) Unión sin deformación, b) Unión deformada ^[51].

El método de prueba recomendado por la norma ASTM D 1002 se ha empleado para analizar el efecto de la adición de polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM) sobre la resistencia de la adhesión a cortante de uniones de placas de aluminio con polipropileno (PP) como adhesivo. En este estudio se encontró que una mezcla de 20 % PPAM y 80 % PP proporcionaba la máxima resistencia de la adhesión a cortante, en un rango de mezclas del 0 al 30 % de

PPAM. El valor máximo obtenido de la resistencia de la adhesión a cortante fue de 10.30 MPa; la mejora en la resistencia adhesiva interfacial se atribuyó a interacciones químicas entre los grupos -OH y Al^{3+} presentes en la superficie del aluminio y los grupos polares anhídros y carboxílicos en el PPAM [22].

Así también, esta prueba mecánica se empleó en un estudio, para medir la mejora en la resistencia de la adhesión a cortante de uniones de aluminio con una resina epóxica de diglicil éter de bisfenol A mediante la adición de PPAM al 1%, donde se obtuvo un valor de resistencia de la adhesión a cortante máximo de 13.2 MPa a una temperatura de curado de 200 °C [52].

En el ámbito de los FMLs, esta prueba se ha implementado para medir la adhesión entre los componentes de un FML con propiedades ferromagnéticas a base de un acero aleado con cobalto, fibra de carbón de ultra alto módulo y resina epóxica, con potencial de aplicación como componentes estructurales de rotores electromecánicos. En este estudio se realizaron pruebas de adhesión a cortante empleando dos tipos de resina epóxica y diversos tratamientos superficiales en la superficie del acero. Los valores más altos de la resistencia de la adhesión a cortante (25 MPa) se obtuvieron empleando una resina epóxica denominada como M21 y un tratamiento superficial con metasilicato de sodio en la superficie del acero [53].

1.13. CARACTERIZACIÓN DE LOS MATERIALES A TENSIÓN.

1.13.1. DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y MATERIALES CONSTITUYENTES.

Uno de los ensayos esfuerzo-deformación más comunes es el ensayo a tensión. El ensayo a tensión puede ser utilizado para determinar varias propiedades de los materiales que son importantes para diseño. En este ensayo se deforma una probeta de geometría definida hasta la rotura, con una carga a tensión que aumenta gradualmente y que es aplicada uniaxialmente a lo largo del eje de la

probeta. La curva esfuerzo-deformación del material se genera por medio del monitoreo de la respuesta del material con base en la carga mecánica aplicada ^[54].

A partir de un ensayo a tensión se puede obtener información relacionada con la resistencia, rigidez y ductilidad de un material. Entre las propiedades pueden determinarse por medio del ensayo a tensión están el esfuerzo de cedencia del material, la resistencia a la tensión, la deformación a la ruptura, módulo elástico, la ductilidad del material y la razón de Poisson ^[55].

Existen diversos métodos de prueba estandarizados para la realización de ensayos a tensión para diversos materiales. Entre estos métodos de prueba se encuentra el método de prueba de la norma ASMT D 638 empleada para la determinación de las propiedades a tensión de materiales poliméricos en forma de probetas tipo hueso. También se encuentra el método de prueba correspondiente a la norma ASTM D 3039, que se emplea para la determinación de las propiedades a tensión de materiales compuestos reforzados con fibras de alto módulo, y se limita a materiales compuestos de fibra continua o discontinua en el cual el laminado sea balanceado y simétrico respecto a la dirección de la carga. Estos dos métodos difieren en las condiciones de prueba, acondicionamiento de la muestra y geometría de la misma ^[56, 57]. Así también existen métodos de prueba para determinar las propiedades a tensión de textiles como lo es la norma ASTM D 5035 para la determinación del esfuerzo y deformación a la ruptura de textiles de una muestra de tejido en forma de tira (Raveled Strip Test) ^[58].

Un ejemplo de una curva esfuerzo-deformación para los FMLs se muestra en la Figura 1.17, donde se comparan dos FMLs (Al/Curv y Al/Twintex), con el aluminio (Al) y los materiales compuestos termoplásticos fibroreforzados empleados (Curv y Twintex) ^[11].

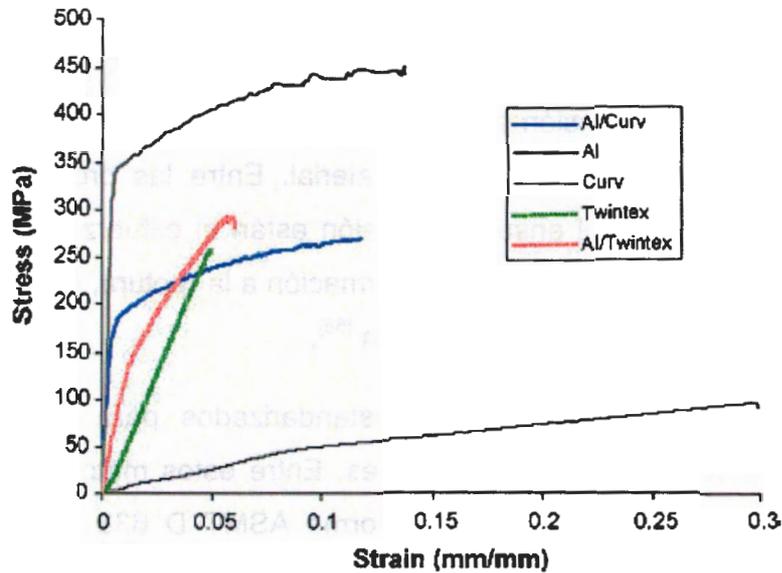


Figura 1.17. Curvas esfuerzo deformación de FMLs y sus materiales constituyentes ^[11]

1.13.2. REGLA DE LAS MEZCLAS.

Las propiedades a tensión tales como la resistencia a la tensión y el módulo elástico de los FMLs pueden predecirse empleando la regla de las mezclas, donde cada capa (capa de aluminio y capa de material compuesto) es tratado como una placa homogénea, ortotrópica y el FMLs se analiza empleando la teoría clásica de laminados; de tal forma que la resistencia a la tensión y el módulo elástico pueden calcularse mediante las ecuaciones 3 y 4 ^[59]:

$$\sigma_{ult}^{FML} = V_f^{Al} \sigma_{ult}^{Al} + (1 - V_f^{Al}) \sigma_{ult}^{comp} \quad (3)$$

$$E_{11}^{FML} = V_f^{Al} E^{Al} + (1 - V_f^{Al}) E^{comp} \quad (4)$$

Donde:

σ_{ult}^{FML} = Resistencia a tensión del FML [N/m^2],

V_f^{Al} = Fracción volumétrica de aluminio [m^3/m^3]

σ_{ult}^{Al} =Resistencia a tensión del aluminio [N/m²],

σ_{ult}^{comp} =Resistencia a tensión del material compuesto fibroreforzado [N/m²],

E_{11}^{FML} =Módulo elástico del FML [N/m²],

E^{Al} =Módulo elástico del aluminio [N/m²],

E^{comp} =Módulo elástico del material compuesto fibroreforzado [N/m²],

El enfoque de regla de mezclas para estas propiedades en los FMLs ha sido analizado por Wu *et al.* [59] y empleado por otros investigadores [10, 17] con una buena aproximación respecto a los resultados experimentales.

El primer paso a la hora de analizar un texto es leerlo.

Una vez leído el texto, se debe analizar el contenido y el lenguaje.

El análisis del contenido se realiza a través de:

1. Identificación del tema principal.

2. Identificación de los argumentos principales.

3. Identificación de las conclusiones.

El análisis del lenguaje se realiza a través de:

4. Identificación de los recursos lingüísticos.

CAPÍTULO 2. DESARROLLO EXPERIMENTAL.

2.1. MATERIALES

2.1.1. MATRIZ

Para este estudio se empleó como matriz termoplástica un adhesivo denominado comercialmente como Collano® 23.110 de la marca Collano Adhesives. Este adhesivo es una película termoplástica a base de polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM) cuyo grupo anhídrido se encuentra injertado en la cadena de polipropileno ^[60]. Este adhesivo es adecuado para unir textiles, espumas, estructuras de aluminio en forma de panal de abeja (honeycomb en inglés) y metales. Este tipo de adhesivo ha reportado que muestra una buena adhesión para metales (ej. aluminios y aceros) a los cuales no se les ha realizado ningún tratamiento superficial ^[60, 61]. Las propiedades físicas y mecánicas de este adhesivo se muestran en la Tabla 2.1.

Tabla 2.1. Propiedades físicas y mecánicas de la película Collano® 23.110 ^[60, 61].

Propiedades de la película Collano 23.110	
Densidad (g/cm ³)	0.91
Intervalo de temperatura de fusión (°C)	137-150
Temperatura mínima de unión (°C)	165 °
Módulo de elasticidad (MPa)	870
Esfuerzo de cedencia (MPa)	17.2
Resistencia a la tensión (MPa)	30.3
Deformación la ruptura (%)	1050

2.1.2. TEJIDO DE ARAMIDA.

Como material de refuerzo de la matriz termoplástica, se empleó un textil de aramida tipo Kevlar® 724 en arreglo tafetán balanceado proporcionado por la empresa textil Carolina Protect Ballistic. El tejido está elaborado a base de fibras de Kevlar® 129 de DuPont®. Las propiedades físicas del tejido y las propiedades mecánicas de la fibra se encuentran en la Tabla 2.2.

Tabla 2.2. Propiedades de tejido Kevlar® 724 y fibra de Kevlar® 129.

Tejido Kevlar® 724 ^[62]		Fibra de Kevlar® 129 ^[23]	
Tipo de fibra	Fibra de Kevlar® 129	Densidad (g/cm ³)	1.45
Densidad lineal de mecha	1000 denier	Diámetro (µm)	12
Tipo de ligamento	Tafetán balanceado	Resistencia a la tensión (GPa)	3.4
Peso (g/cm ²)	207	Deformación a la ruptura (%)	3.3
Densidad de tejido (mechas/pulgada)	24	Módulo a tensión (GPa)	99

2.1.3. ALEACIÓN DE ALUMINIO.

La aleación de aluminio empleada para este estudio es Al 1100 H14 de la empresa Productos Nacobre S.A. de C.V. La composición química y las propiedades mecánicas se muestran en las Tablas 2.3 y 2.4 respectivamente.

Tabla 2.3. Composición química de la aleación de aluminio Al 1100 H14 ^[63]

Elemento	Porcentaje (%)
Silicio y Hierro	0.95
Cobre	0.05-0.20
Manganeso	0.05
Zinc	0.10
Otros	0.05
Aluminio	99.00

Tabla 2.4. Propiedades mecánicas de la aleación de aluminio Al 1100 H14.

Propiedades mecánicas Al 1100 H14	
Resistencia a la tensión ^a (MPa)	109.76-145.04
Deformación a la ruptura ^a (%)	1
Cedencia ^a (MPa)	95.06
Módulo a tensión ^b (GPa)	69
Razón de Poisson ^b	0.33
Densidad ^b (g/cm ³)	2.71

^aDatos del proveedor ^[63]. ^bDatos teóricos ^[64, 65].

2.2. MÉTODOS.

2.2.1. EXTRACCIÓN DEL SIZING VÍA SOXHLET.

La aplicación de sizing (nombre en inglés para un recubrimiento específico) en fibras textiles tiene por objetivo evitar el daño por abrasión durante el proceso de tejido, o bien, mejorar la adhesión entre el tejido y la matriz en un material compuesto. Por lo anterior, es importante la selección y conocimiento del contenido del sizing de un tejido sobre una matriz determinada; ya que si bien puede haber una buena adhesión para determinada resina con un sizing, éste puede tener un efecto perjudicial para otro tipo de resina. Cabe mencionar que esta información es raramente divulgada por el fabricante, ya que parte de la eficiencia del proceso es el tipo de sizing utilizado para una fibra determinada.

Para poder tener un indicio de la composición química y del contenido de sizing del tejido empleado para este estudio, se realizó la remoción del sizing del tejido de aramida Kevlar® 129 por medio de extracción Soxhlet. La extracción se realizó en una muestra de tejido cuadrada de 10 cm por lado. La muestra fue secada antes de la extracción en una estufa de convección a 75 °C por 70 horas, monitoreando el peso del tejido por medio de una balanza analítica hasta obtener peso constante. Posteriormente se realizó la extracción Soxhlet de la pieza de tejido a 75 °C en ciclos de evaporación condensación de 36 minutos (ver Figura 2.1).

Como solvente de extracción se utilizó 350 ml de acetona grado reactivo; el solvente fue elegido por ser el más empleado en la extracción Soxhlet del sizing de fibras de aramida en estudios previos ^[44-46]. Finalizada la extracción, la muestra de tejido se secó en una estufa de convección a 80 °C por 12 horas para eliminar el solvente y obtener el peso constante de la muestra. El porcentaje en peso del sizing en el tejido se calculó mediante la Ecuación 5:

$$\% \text{ sizing} = \frac{P_a - P_d}{P_a} \times 100 \quad (5)$$

Donde

P_a = Peso de la muestra antes de la extracción [g],

P_d = Peso de la muestra después de la extracción [g]



Figura 2.1. Extracción Soxhlet del recubrimiento del tejido de aramida.

El solvente condensado de la extracción Soxhlet fue destilado posteriormente con el propósito de separar la acetona del sizing. Para esto se utilizó un rotavapor marca Heidoph acoplado a un sistema de enfriamiento. La separación se realizó a 70 °C; el producto obtenido fue una sustancia de apariencia oleosa de color amarillo, la cual fue depositada en una pastilla de bromuro de potasio y analizada con un espectrofotómetro de infrarrojo con transformada de Fourier Nicolet Protège 460.

2.2.2. TRATAMIENTO SUPERFICIAL DE FIBRAS DE ARAMIDA.

Un tratamiento superficial de fibras de aramida fue implementado con el fin de mejorar la adhesión interfacial entre la matriz y la fibra, por medio de la generación de grupos hidroxilo ^[44, 46]. Este tratamiento consistió en la inmersión de la fibra sin sizing en ácido fosfórico de acuerdo a la literatura consultada ^[44-46]. Para esto, una pieza de tejido a la cual le fue removido previamente el sizing, fue sumergida en 250 ml de una solución de ácido fosfórico (H_3PO_4) al 40% en peso por dos horas, con agitación magnética a 40 °C. Posteriormente el tejido fue enjuagado con agua destilada hasta alcanzar pH neutro. Luego la muestra de tejido se secó en una estufa por 12 horas a 90 °C.

2.2.3. MÉTODOS DE PRUEBA PARA MEDIR RESISTENCIA INTERFACIAL.

2.2.3.1. PRUEBA DE MICROGOTA.

En la prueba de microgota, la muestra (sistema fibra-gota) se suspende por un extremo de una celda de carga en tanto que la gota es sujeta por microbiseles los cuales se desplazan en sentido opuesto a la celda de carga y paralelamente al eje longitudinal de la fibra; con el fin de desplazar la gota midiendo su resistencia in vivo (ver Figura 1.14). La fuerza cortante en la interfase es transferida a la fibra a través de la unión interfacial fibra-matriz y se registra por la celda de carga. Cuando la fuerza cortante alcanza un valor crítico, ocurre el desprendimiento de la de la matriz en la fibra ^[47, 49].

En el caso de las matrices termoplásticas un método para formar microgotas consiste en cortar pequeñas tiras de la matriz en película formando pequeños pantaloncillos, los cuales se suspenden sobre las fibras para posteriormente fundirlos; obteniendo de esta manera las microgotas, como se representa en la Figura 2.2 ^[48].

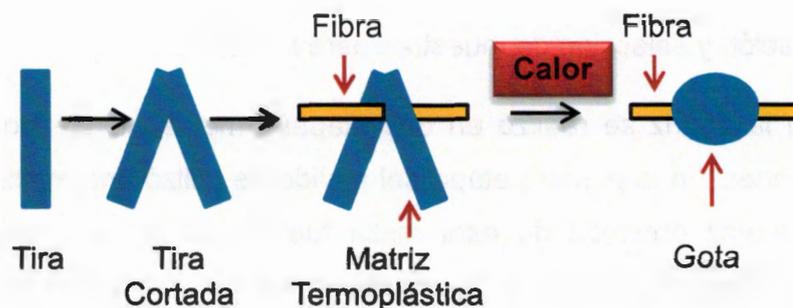


Figura 2.2. Obtención de gotas para polímeros termoplásticos.

Debido al rango de tamaños de las gotas recomendado en la literatura (diámetro entre 80-200 μm) ^[48], el método para cortar la película de matriz en forma de pantaloncillos, para la obtención de gotas en matrices termoplásticas resultó inapropiado. Un método alternativo reportado consiste en el molido de la matriz y la impregnación de las fibras con el polvo obtenido ^[27, 66].

Las muestras para esta prueba se elaboraron a partir de las fibras del tejido de aramida embebidas con gotas de la matriz termoplástica por deposición de partícula (espolvoreo) y fundido. La prueba se realizó en dos grupos de muestras; en un grupo las fibras fueron tomadas del tejido sin ningún tratamiento ni remoción de sizing; en el segundo grupo a las fibras les fue removido el sizing y se les realizó el tratamiento superficial con ácido fosfórico. Para la elaboración de todas las muestras se realizaron los siguientes pasos.

- a) Molido de la matriz.
- b) Tamizado de la matriz en polvo.
- c) Fijación de fibras e impregnación.
- d) Selección del tamaño de partícula adecuado para la elaboración de muestras.
- e) Impregnación de fibras con las partículas de la matriz en polvo seleccionadas y termofusión de éstas.

f) Observación y selección de muestras para la prueba.

El molido de la matriz se realizó en dos etapas empleando un molino rotatorio marca Brabender. En la primera etapa del molido se utilizó una malla de retén de 1.5 mm; la matriz obtenida de esta malla fue molida en una segunda etapa utilizando una malla de retén de 0.78 mm obteniendo un polvo más fino.

La matriz en polvo obtenida de la molienda, fue tamizada en un tamizador Rotap, para poder clasificarlo en diferentes tamaños de partícula; esto se hizo empleando una columna de 3 tamices con número de malla 60 (250 μm), 100 (150 μm), 140 (106 μm) y por último el colector.

Una pequeña cantidad de la matriz en polvo del colector se depositó en una pastilla de KBr que fue analizada con un espectrofotómetro de infrarrojo con transformada de Fourier, buscando identificar los grupos funcionales característicos del polipropileno injertado con anhídrido maleico.

Para la fijación de fibras e impregnación de las mismas, éstas fueron tomadas del tejido y fueron colocadas en un marco de aluminio al que previamente se le había puesto cinta doble cara; las fibras ya colocadas se fijaron con cinta adhesiva de aluminio como se muestra en la Figura 2.3.

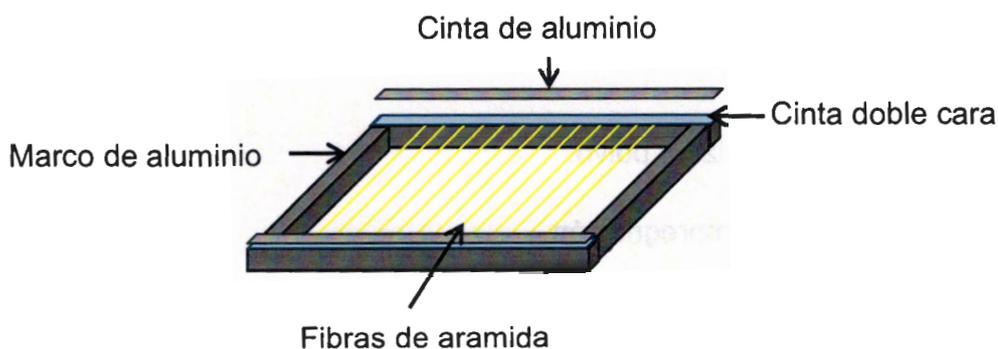


Figura 2.3. Marcos de sujeción de fibras.

Las fibras montadas en los marcos fueron impregnadas con la matriz en polvo por deposición manual. Para fundir la matriz y formar las gotas, los marcos se introdujeron a una estufa Cole Parmer previamente acondicionada a 175 °C por dos horas. Posteriormente, los marcos fueron retirados del horno y se dejaron enfriar a temperatura ambiente. Esto se realizó con la matriz en polvo de la malla 60 y de la malla 100. El tiempo es una variable importante ya que a un tiempo menor produce gotas de forma irregular y parcialmente fundidas. Es importante introducir las fibras al horno inmediatamente después de haber sido espolvoreadas ya que el polvo se desprende con mucha facilidad de la superficie de la fibra.

Cabe mencionar que en la ficha técnica de la matriz, el rango de temperatura para fundirla es de 137 °C a 150 °C, en tanto que la temperatura mínima recomendada para que la matriz cumpla con su función de adhesivo es de 165 °C; por lo que se eligió la temperatura de 175 °C para fundir la matriz en polvo ^[61].

Para la determinación del diámetro de las gotas en las muestras, los marcos con las fibras preparadas con las gotas de la matriz fueron observados con un microscopio óptico Leica DMLM (Figura 2.4); el cual cuenta con una cámara acoplada, y con el software AVERTV98 e IMAGE PRO PLUS se tomaron fotografías de las fibras con las gotas; así también se midió el diámetro de la fibra, la longitud embebida de la fibra y el diámetro de la gota respectivamente. Al observar los marcos con la matriz en polvo de la malla 60 y de la malla 100 se determinó que la matriz en polvo de la malla 100 producía gotas con el diámetro recomendado en la literatura ^[48]. Es importante contar con la mayor cantidad posible de marcos ya que en la observación y selección de muestras el número de gotas con las dimensiones adecuadas es limitado.

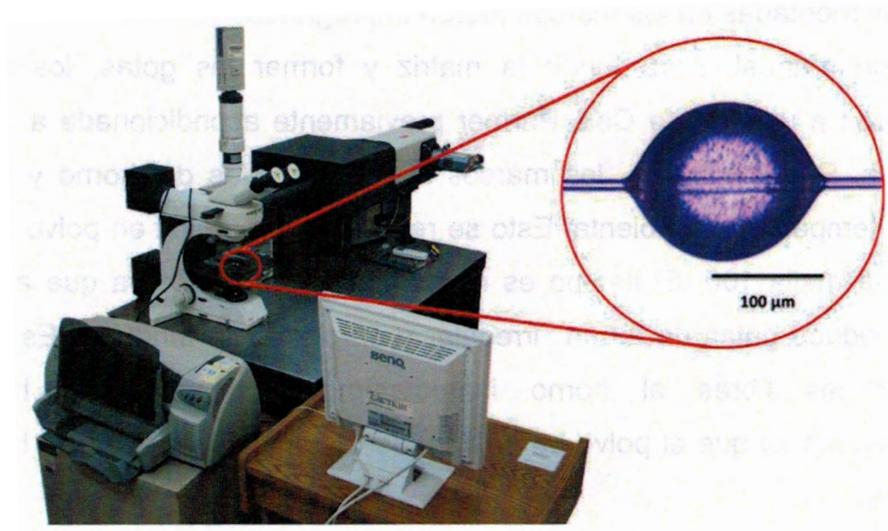


Figura 2.4. Observación de muestras de fibras aramida embebidas con gotas de matriz en un microscopio óptico con objetivo 20X

Las fibras con las gotas de diámetro adecuado fueron desmontadas del marco y fijadas con adhesivo de cianoacrilato a pequeñas bases de aluminio las cuales pueden ser montadas a un soporte unido a la celda de carga de un microtensómetro. La distancia entre la base de aluminio y la gota se fijó en 20 mm y la distancia entre la gota y el extremo libre de la fibra se fijó en 2 mm.

Las muestras, una vez fijadas en las bases de aluminio, se colocaron en el microtensómetro para realizar las pruebas correspondientes; para esto se utilizó un microtensómetro construido en CICY, provisto de un par de biseles que sujetan la gota de la fibra y se desplazan en dirección longitudinal, opuesta a la posición original de la fibra, con una velocidad definida por el usuario (Figura 2.5). El microtensómetro cuenta con un software el cual registra la carga ejercida para desplazar la gota y el desplazamiento al cual se mueven los biseles, generando una curva carga-desplazamiento la cual puede ser observada durante la prueba; también genera un archivo con los datos carga-desplazamiento los cuales pueden ser exportados al software OriginPro 8.5 para posteriormente generar la curva carga-desplazamiento. Para el montaje de la fibra con la gota dentro de los biseles

se requirió de un microscopio óptico con el fin de asegurar el posicionamiento adecuado de la gota.

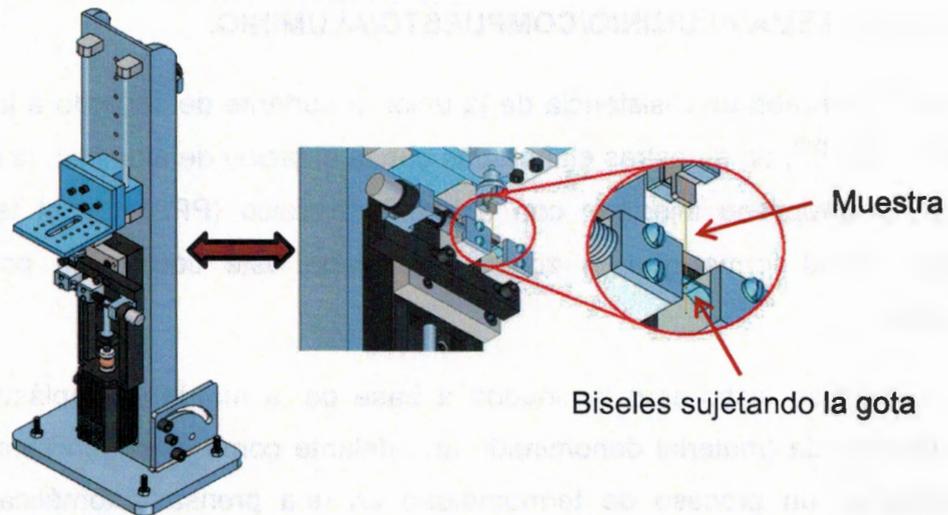


Figura 2.5. Esquema que ejemplifica la prueba de microgota ^[67].

Para la realización de la prueba se eligió una velocidad de desplazamiento de 0.1 mm/min, que es la velocidad que con más frecuencia se reporta en la literatura para este tipo de pruebas, utilizando una celda de carga de 50 g ^[68-70]. Para la calibración del equipo se eligió un intervalo de calibración de 0 a 17 gramos. Se eligió una velocidad de adquisición de datos de 20 datos por segundo. La apertura de los biseles se mantuvo fija a 20 μm , dejando un claro aproximado de 4 μm por cada lado de la fibra. El esfuerzo cortante interfacial se obtuvo con la máxima carga registrada en la curva carga-desplazamiento de 13 muestras para cada grupo (sin tratamiento y con tratamiento) de acuerdo a la Ecuación 1.

2.2.3.2. RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.

2.2.3.2.1. SISTEMA ALUMINIO/COMPUESTO/ALUMINIO.

Se realizó la prueba de resistencia de la unión a cortante de acuerdo a la norma ASTM D 1002 ^[50], en muestras elaboradas con la aleación de aluminio, la matriz a base de polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM) y el tejido de aramida, de tal forma que la zona de traslape esté constituida por estos materiales.

Primeramente se elaboraron laminados a base de la matriz termoplástica y el tejido de aramida (material denominado en adelante como laminado compuesto) por medio de un proceso de termomoldeo en una prensa automática marca Carver.

Antes de elaborar los laminados compuestos, el molde fue previamente cubierto con una tela desmoldante elaborada a base de un tejido de fibra de vidrio recubierto de teflón; que contiene una capa de adhesivo en una de sus caras para adherirla al molde. El uso de esta tela desmoldante se hizo para evitar que la matriz quede adherida al molde, debido a que ésta tiene buena adhesión con los metales. Antes del proceso de termomoldeo también se realizó una limpieza previa con acetona a la película de matriz.

El proceso de termomoldeo se realizó empleando un molde cuadrado de 19.6 cm por lado, en el cual se apiló la película de matriz de espesor de 46 μm , posteriormente una capa de tejido de aramida y luego otra capa de película de matriz, logrando un sistema simétrico balanceado para la prueba. El proceso de termomoldeo se realizó a 175 °C y 2 MPa de presión por 20 minutos. La fracción volumen de fibra de este material laminados fue de 61.14 % El cálculo de la fracción volumen de cada material se detalla en el Anexo A.

Una vez obtenidos los laminados compuestos, se elaboraron los paneles de muestra del sistema denominado Aluminio/Compuesto/Aluminio (materiales constituyentes del FML). La geometría y secuencia de apilamiento de este sistema se muestra en la Figura 2.6.

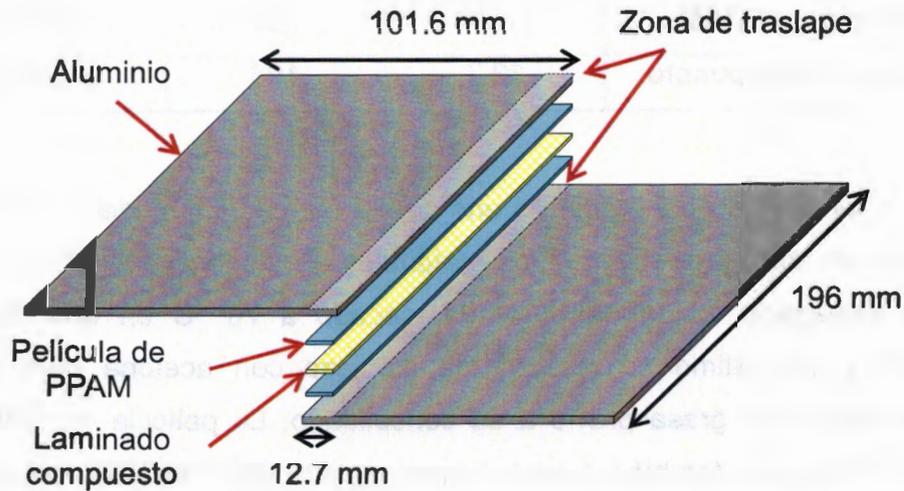


Figura 2.6. Geometría y secuencia de apilamiento en la elaboración de paneles de muestra para prueba de resistencia de la adhesión a cortante en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

El corte del aluminio, matriz y laminado compuesto se realizó de acuerdo a las dimensiones de la Tabla 2.5. Se estableció una tolerancia de 1 cm por lado en el ancho del compuesto-aramida y se colocó papel aluminio entre el compuesto y las placas de aluminio para asegurar que el exceso del material compuesto no se adhiriera a la placa y al mismo tiempo asegurar las dimensiones del área de traslape.

Tabla 2.5. Dimensiones de materiales para elaboración de paneles de muestras del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

Material	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)
Aleación de aluminio	101.6	196	1.257
Película de PPAM	12.7	196	0.046
Laminado Compuesto	32.7	196	0.298

El aluminio fue cortado por medio de una cizalla marca JET modelo SBR-30N, la cual realiza un corte preciso en estos materiales. Posteriormente el aluminio fue lavado y enjuagado con agua destilada, secado a 70 °C en una estufa de convección y por último se realizó una limpieza con acetona para eliminar cualquier residuo de grasa previo a su consolidado. La película de PPAM y el laminado compuesto también fueron limpiados con acetona. El espesor de la lámina de aluminio para esta prueba fue elegido de 1.26 mm para asegurar la falla en la unión; debido a que en ensayos previos empleando lámina de aluminio de menor espesor, se produjo la ruptura de la lámina de aluminio antes de producirse la desunión de los materiales en la zona de traslape.

Los paneles de muestras del sistema se elaboraron por termomoldeo en una prensa Carver automática a la misma temperatura, presión y tiempo de la elaboración de los laminados compuestos; se empleó una capa adicional de película de matriz a manera de adhesivo entre el aluminio y el laminado compuesto. Las placas de aluminio se colocaron de manera que la dirección del extruido del mismo fuera paralela a la dirección de la carga; la orientación del laminado fibra matriz fue de 0/90° respecto a la dirección de laminado del aluminio. La fracción volumen de cada material se muestra en la Tabla 2.6. El cálculo de la fracción volumen de cada material se detalla en el Anexo A.

Tabla 2.6. Fracción volumen de materiales en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

Material	Fracción volumen
Aluminio	0.880
PPAM	0.067
Tejido de aramida	0.053
Total	1.000

Los paneles obtenidos fueron posteriormente cortados con una sierra cinta marca Silver Line en secciones de 28.4 mm de ancho y posteriormente fueron rectificadas con una lijadora de disco empleando una lija número 120, para obtener un ancho final en las muestras de 25.4 mm de acuerdo a la norma.

Las muestras fueron probadas en una máquina de pruebas universales INSTRON 5500R modelo 1125 empleando una celda de carga de 500 kg y una velocidad de cabezal de 13 mm/min.

2.2.3.2.2. SISTEMA ALUMINIO/PPAM/ALUMINIO.

Con el fin de comparar la resistencia de la unión a cortante del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio (materiales constituyentes del FML), con un sistema sin material compuesto fibroreforzado; se realizó la prueba de resistencia de la unión a cortante de acuerdo a la norma ASTM D 1002 ^[50], en muestras elaboradas con la aleación de aluminio y la matriz termoplástica a base de PPAM (sistema Aluminio/PPAM/Aluminio). La geometría de los paneles de muestra se muestra en la Figura 2.7.

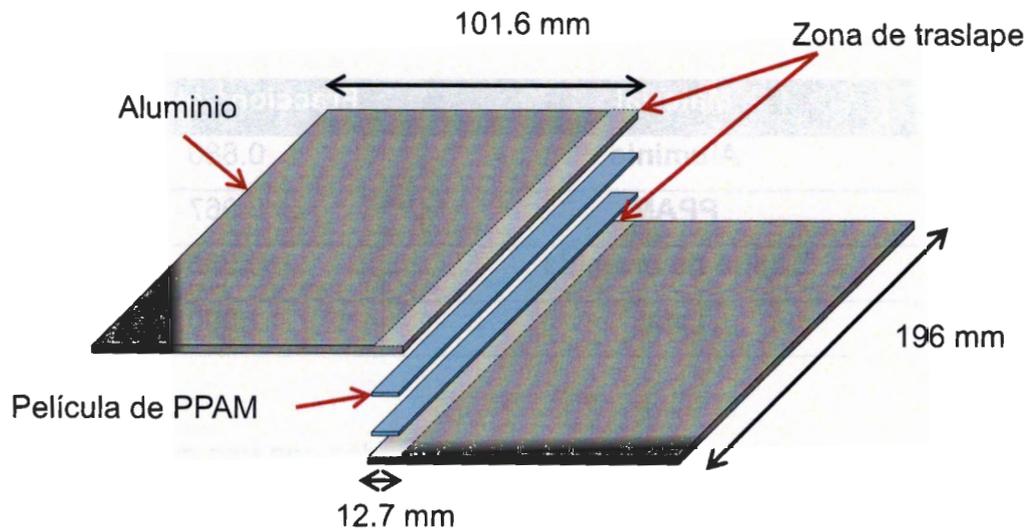


Figura 2.7. Geometría y secuencia de apilamiento en la elaboración de paneles de muestras para prueba de resistencia de la adhesión a cortante en el sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.

Los paneles de muestra se elaboraron empleando un molde cuadrado de 19.6 cm. Primeramente el aluminio fue cortado por medio de una cizalla marca JET modelo SBR-30N y luego recibió el mismo tratamiento de limpieza que en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio previamente descrito. Posteriormente se cortaron secciones de la película de PPAM (de 100 μm) acuerdo a las dimensiones de la Tabla 2.7 para la zona de traslape y seguidamente se limpiaron con acetona. Con el empleo que la película de 100 μm se logra el equivalente a 4 capas de película de matriz de 46 μm ; que es el empleado en el sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

Tabla 2.7. Dimensiones de materiales para elaboración de paneles de muestras para prueba de resistencia de adhesión a cortante del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.

Material	Ancho (mm)	Largo (mm)	Espesor (mm)
Aleación de aluminio	101.6	196	1.257
Película de PPAM (zona de traslape)	12.7	196	0.100

La aleación de aluminio y la película de PPAM se apilaron colocando primeramente la aleación de aluminio, luego dos capas de película de PPAM en la zona de traslape y por último otra capa de aleación de aluminio; se colocó papel aluminio en cada placa de la aleación de aluminio con el fin de delimitar la zona de traslape; de forma que las dos láminas de aleación de aluminio quedarán unidas de acuerdo a las dimensiones para la zona de traslape de la Tabla 2.7.

Los paneles para muestras se elaboraron por termomoldeo en la prensa Carver automática a la misma temperatura, presión y tiempo de la elaboración del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio. Las placas de aluminio se colocaron de manera que la dirección del extruido del mismo fuera paralela a la dirección de la carga.

Los paneles obtenidos fueron posteriormente cortados con una sierra cinta marca Silver Line en secciones de 28.4 mm de ancho y posteriormente fueron rectificadas con una lijadora de disco empleando una lija número 120, para obtener un ancho final en las muestras de 25.4 mm de acuerdo a la norma.

Las muestras fueron probadas en una máquina de pruebas universales SHIMADZU modelo AG-1 empleando una celda de carga de 5 kN y una velocidad de cabezal de 13 mm/min.

2.2.4. ELABORACIÓN DE PROBETAS DE FMLs Y CONSTITUYENTES PARA ENSAYOS A TENSIÓN.

Con el fin de determinar las propiedades a tensión de cada uno de los materiales constituyentes del FML de este estudio, se implementó una metodología de preparación de muestra y ensayo para cada componente.

2.2.4.1. ELABORACIÓN DE PROBETAS DE PPAM (MATRIZ).

Para la elaboración de probetas de PPAM se realizó primeramente el termomoldeo de placas de esta matriz.

Antes de elaborar las placas, el molde fue previamente cubierto con el mismo tipo de tela desmoldeante empleada para la elaboración de laminados compuestos (Sección 2.2.3.2.1), con el fin de evitar que la matriz quede adherida al molde, debido a que ésta tiene buena adhesión con los metales.

El termomoldeo se realizó en un molde cuadrado de 19.6 cm por lado colocando 20 capas de la película de matriz de 100 μm . El termomoldeo se realizó en una prensa automática de la marca Carver a 175 °C y 1 MPa de presión por 20 minutos; la presión de 1 MPa fue elegida ya que a presiones mayores se producía escurrimiento del material. Las placas obtenidas tuvieron un espesor promedio de 1.46 mm.

Posteriormente las placas fueron cortadas en secciones las cuales fueron maquinadas en un cortador router para poder obtener probetas en forma de hueso tipo IV de acuerdo a la norma ASTM D 638 [46], la geometría de las probetas puede observarse en la Figura 2.8.

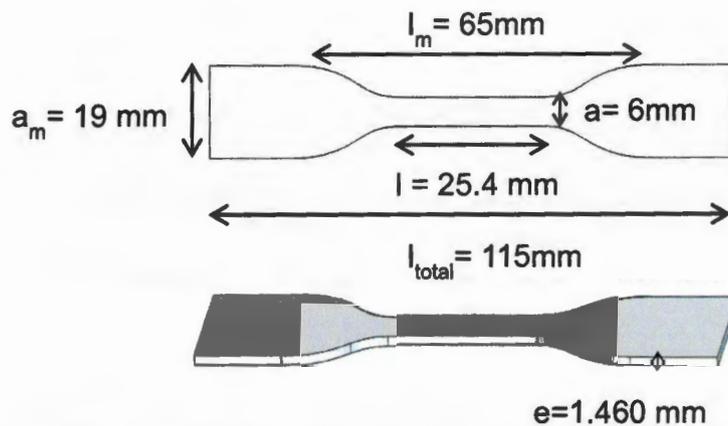


Figura 2.8. Geometría de probetas para ensayo a tensión de la matriz Collano, donde “e” es el espesor, “a” el ancho de la sección de prueba, “ a_m ” el ancho de la sección de sujeción, “ l_m ” es la distancia entre mordazas, “l” la longitud de prueba y “ l_{total} ” es el largo total de la probeta, respectivamente.

2.2.4.2. ELABORACIÓN DE PROBETAS DE TEJIDO DE ARAMIDA.

Las muestras para ensayo a tensión del tejido de aramida se elaboraron cortando tiras rectangulares del tejido de acuerdo a las dimensiones recomendadas por la norma ASTM D 5035 ^[58] para la determinación del esfuerzo y elongación a la ruptura de textiles. De acuerdo a la norma las probetas de textil deben contener 20 mechas a lo ancho de la muestra y una longitud de prueba de al menos 15 cm, la geometría de las probetas se muestra en la Figura 2.9.

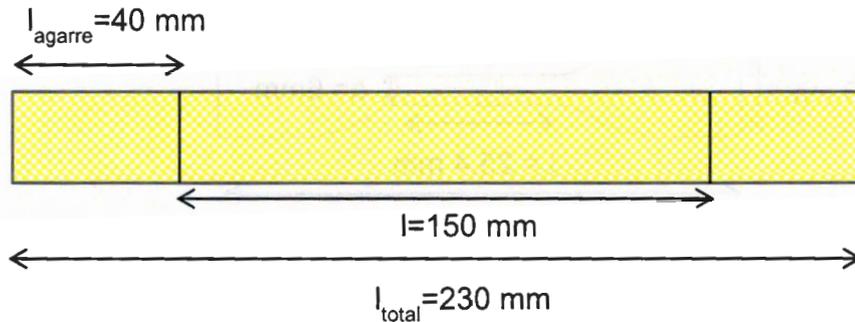


Figura 2.9. Geometría de probetas de tejido de aramida, donde, " l_{agarre} " es el largo de la zona de sujeción, " l " la longitud de prueba y " l_{total} " es el largo de la probeta, respectivamente.

2.2.4.3. ELABORACIÓN DE PROBETAS DE ALUMINIO.

Para la elaboración de probetas de aluminio; una lámina de aluminio de 0.30 mm de espesor se cortó en probetas rectangulares de acuerdo a la norma ASTM D 3039 ^[57], por medio de una cizalla marca JET modelo SBR-30N, la cual realiza un corte preciso; posteriormente los bordes se rectificaron con una lija no. 120. La geometría de estas probetas se muestra en la Figura 2.10.

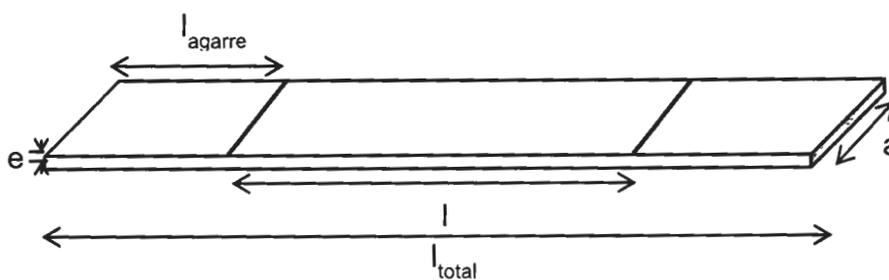


Figura 2.10. Geometría de probetas de aluminio; donde " e " es el espesor, " a " el ancho, " l_{agarre} " es el largo de la zona de sujeción, " l " la longitud de prueba y " l_{total} " es el largo de la probeta, respectivamente.

2.2.4.4. ELABORACIÓN DE PROBETAS DE LAMINADOS COMPUESTOS.

La elaboración de paneles de muestra de los laminados compuestos para ensayos a tensión se realizó en un molde de 25 cm X 25 cm; este molde proporciona paneles de muestra con la geometría recomendada por la norma ASTM D 3039 para pruebas a tensión de materiales compuestos fibroreforzados de matriz polimérica con un arreglo de fibra balanceada y simétrica ^[57].

Antes de elaborar los laminados, el molde fue previamente cubierto con el mismo tipo de tela desmoldante empleada en la Sección 2.2.4.1; con el propósito de evitar que los materiales queden adheridos al molde.

La elaboración de los laminados se realizó en dos etapas; primeramente se elaboraron los extremos de las probetas; los cuales son sujetados por las mordazas de la máquina de pruebas universales durante la prueba a tensión. Estos extremos se conocen en inglés bajo el nombre de *tabs* y contienen una mayor concentración de matriz, con el fin de lograr un mejor agarre de la probeta por las mordazas y de evitar concentraciones de esfuerzos en la zona de sujeción del material que produjeran fallas prematuras en el mismo ^[57].

Los *tabs* fueron elaborados colocando en la base del molde 18 capas de película de 100 μm por cada lado de la sección de *tabs*, luego fue colocada una placa de acero galvanizado y luego fue colocada encima de ésta otras 18 capas por cada lado de la sección de *tabs*; posteriormente el molde fue tapado. Con este esquema se obtienen cuatro piezas que forman la parte inferior y superior de cada *tab*.

Una vez obtenidos los *tabs*, las dos piezas de la parte inferior de los *tabs* se colocaron en el molde, luego se apilaron los materiales constituyentes del laminado compuesto y posteriormente se colocaron las dos piezas que corresponden a la parte superior de cada sección de *tabs*. En el caso de textil de aramida, sus dimensiones fueron de 25 cm X 30 cm de manera que pudiera hacerse un dobléz en la zona de *tabs* para proporcionar refuerzo adicional a esta

zona. La orientación de las fibras en este laminado fue de $0^{\circ}/90^{\circ}$ y su fracción volumen fue de 40 %. Tanto para la elaboración de tabs, como de los laminados compuestos, se realizó una limpieza previa con acetona a la película de PPAM. La secuencia de apilamiento de estos materiales en el molde se muestra en la Figura 2.11.

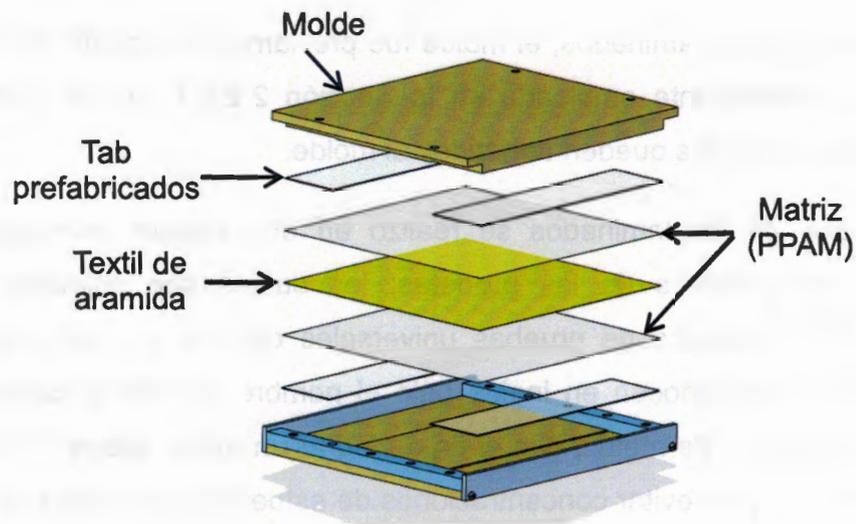


Figura 2.11. Secuencia de apilamiento de materiales para elaboración de paneles de muestras a tensión de laminados compuestos.

Los laminados fueron elaborados en una prensa manual (Figura 2.12), donde la presión es medida con un manómetro y controlada manualmente mediante un sistema hidráulico; la prensa cuenta también con un sistema de calefacción y enfriamiento. El proceso de termomoldeo se inició colocando el molde en la prensa a temperatura ambiente y ajustando la presión y temperatura de proceso deseada.



Figura 2.12. Prensa manual con calentamiento-enfriamiento controlado.

Las condiciones de procesamiento de los laminados, así como de los *tabs*, fueron a 175 °C y 2 MPa de presión con un tiempo de moldeo de 20 minutos, posterior a este tiempo se inició el enfriamiento del molde hasta alcanzar la temperatura ambiente. Los paneles de muestra obtenidos se muestran en la Figura 2.13.

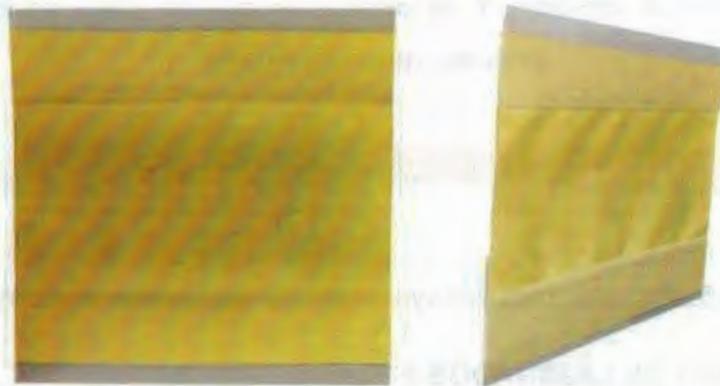


Figura 2.13. Paneles de muestra de laminados compuestos para pruebas de tensión.

Una vez obtenido el panel de muestra, éste fue cortado en ambos extremos de las secciones de *tabs* con ayuda de un router manual Dremel provisto de un disco de corte para materiales plásticos. La zona de prueba del material fue cortada con

ayuda de una tijera industrial que realiza un corte preciso, minimizando el riesgo de maltratar el laminado o las fibras. La geometría de las probetas, así como una de éstas se muestra en las Figuras 2.14 y 2.15 respectivamente.

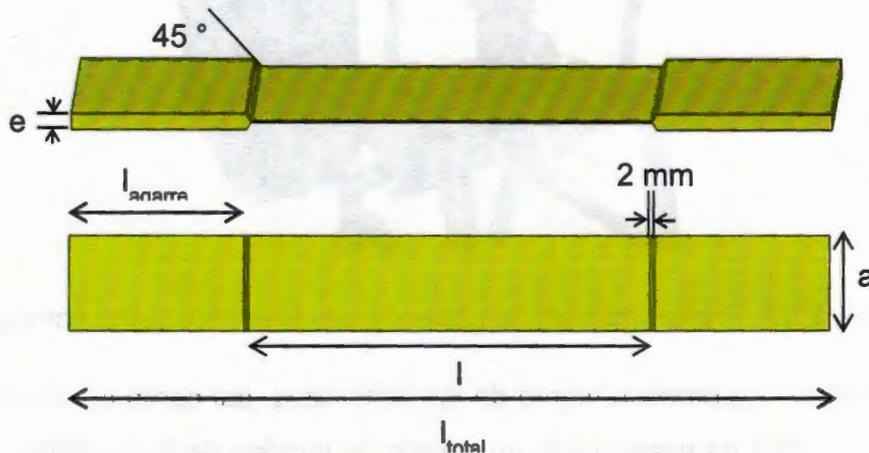


Figura 2.14. Geometría de probetas para ensayo a tensión de laminados compuestos; donde “e” es el espesor de la muestra, “a” el ancho, “ l_{agarre} ” es el largo de la zona de sujeción, “l” la longitud de prueba y “ l_{total} ” es el largo de la probeta, respectivamente.



Figura 2.15. Probeta para ensayo a tensión de laminados compuestos.

2.2.4.5. MOLDEO DE LAMINADOS FMLs.

La elaboración de paneles de muestras de FMLs se realizó en una prensa manual, al igual que los laminados compuestos, las condiciones de proceso fueron las mismas.

El corte del aluminio se realizó, por medio de una cizalla marca JET modelo SBR-30N; posteriormente el aluminio fue lavado y enjuagado, secado a 70 °C en una

estufa de convección y por último se realizó una limpieza con acetona para eliminar cualquier residuo de grasa. La limpieza con acetona también se realizó con la película de la matriz.

Los materiales fueron apilados en un molde rectangular de 25 cm X 35 cm que cuenta con una base de acero inoxidable, un marco, y una tapa de aluminio. Los FMLs fueron elaborados empleando dos capas de matriz de espesor de 100 μm , una capa de tejido de aramida y dos capas de aluminio de 300 μm . Los materiales fueron apilados colocando primero una capa de aluminio, posteriormente una capa de matriz, luego la capa de tejido de aramida, posteriormente una capa de matriz y finalmente una capa de aluminio. La dirección de extruido del aluminio se mantuvo longitudinalmente hacia la dirección final de prueba. La secuencia de apilamiento para los FMLs se muestra en la Figura 2.16. La orientación del tejido de aramida fue de $0/90^\circ$ respecto a la dirección de extrusión del aluminio y la fracción volumen de aluminio fue de 62.4%.

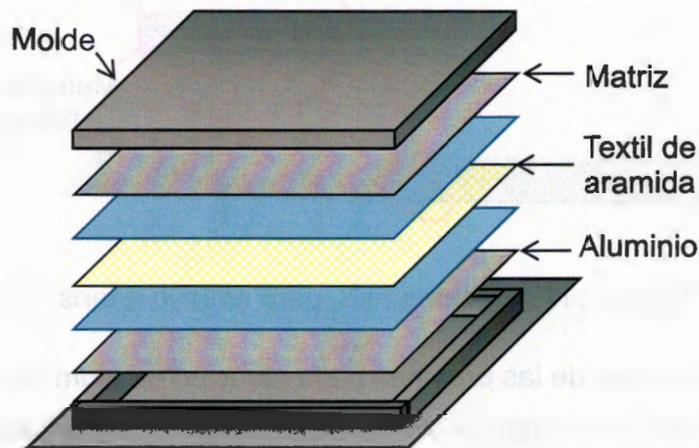


Figura 2.16. Representación de la secuencia de apilamiento de materiales para elaboración de paneles de FMLs.

A partir de las placas del material obtenido, se obtuvieron probetas rectangulares de la misma geometría que las probetas usadas para las pruebas de aluminio (Ver Figura 2.10). Para el corte de las placas (paneles de muestra); primeramente, a

una de las caras de las placas les fue adherido papel cascarón con ayuda de una cinta doble cara con el fin de evitar cualquier daño en la superficie del aluminio durante el proceso de corte. Posteriormente, las placas fueron cortadas en una sierra cinta Silver Line, de tal forma que la cara con el papel cascarón funcionara como superficie de apoyo en el equipo de corte.

El corte se realizó para obtener probetas de 22.3 cm de largo y 28.4 mm de ancho; conservando la dirección de extruido del aluminio en la dirección longitudinal de la probeta. Después del corte, cada probeta fue rectificada en una pulidora de disco empleando una lija de número 120 hasta obtener un ancho final de 25.4 mm y largo de 22.1 cm. El proceso de lijado se realizó colocando cinta de papel en cada una de las caras de la probeta para evitar cualquier daño en la superficie del aluminio. Una de las probetas pueden observarse en la Figura 2.17.

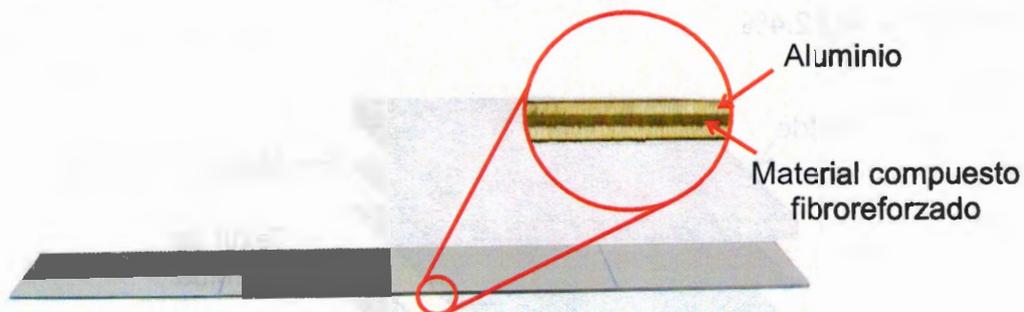


Figura 2.17. Probetas FML para ensayo a tensión.

Las dimensiones finales de las probetas de la aleación de aluminio, laminados compuestos y FMLs para ensayos a tensión se muestran en la Tabla 2.8.

Tabla 2.8. Dimensiones de probetas para ensayo a tensión.

Material	Longitud de agarre (l_{agarre}) (mm)	Longitud de prueba (l) (mm)	Ancho (a) (mm)	Espesor (e) (mm)
Aluminio	50.8	120	25.4	0.300
Laminado Compuesto	50.8	120	25.4	0.336
FML	50.8	120	25.4	0.970

2.2.5. DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES.

2.2.5.1. ENSAYO A TENSIÓN DE LA MATRIZ.

El ensayo a tensión de las probetas de la matriz se realizó de acuerdo a la norma ASTM D 638 con el fin de determinar la resistencia a la tensión, deformación a la ruptura y el módulo elástico ^[56].

El ensayo se realizó en una máquina de pruebas universales Shimadzu modelo AG-1 empleando una celda de carga de 0.5 kN. El módulo elástico se midió empleando un extensómetro Shimadzu SG-25-10 con longitud de prueba de 25.4 mm, a una velocidad de cabezal de 0.5 mm/min, hasta alcanzar 0.25 % de deformación, de acuerdo a la norma ASTM E111 para la determinación del módulo de Young ^[71]. Posteriormente las muestras fueron descargadas, se retiró el extensómetro y se aumentó la velocidad del cabezal a 50 mm/min hasta producir la falla de la probeta.

El esfuerzo a una carga determinada se obtuvo mediante la Ecuación 6:

$$\sigma = \frac{P}{ea} \quad (6)$$

Donde

σ =Esfuerzo a tensión [N/m^2],

P = Carga [N],

e= Espesor de la muestra [m],

a= Ancho de la muestra [m]

La resistencia a la tensión se calculó de acuerdo a la Ecuación 5 utilizando la carga máxima soportada por el material. Para obtener el esfuerzo de cedencia, se trazó una línea paralela a la zona lineal de la curva esfuerzo-deformación del material al 0.1% de deformación, el valor de esfuerzo en el punto de intersección entre esta línea paralela y la curva esfuerzo-deformación se consideró como el esfuerzo de cedencia.

La deformación se calculó de acuerdo a la Ecuación 7:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \quad (7)$$

Donde

ε = Deformación [m/m],

Δl = Diferencia entre la longitud final e inicial de la zona de prueba [m],

l= Longitud inicial de la zona de prueba [m]

El módulo elástico a tensión o módulo de Young del material se determinó mediante la Ecuación 8:

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (8)$$

Donde

E = Módulo elástico a tensión [N/m^2],

σ =Esfuerzo a tensión [N/m^2],

ε = Deformación [m/m],

2.2.5.2. ENSAYO A TENSIÓN DEL TEJIDO DE ARAMIDA.

El ensayo a tensión del tejido de aramida se realizó de acuerdo a la norma ASTM D 5035, para la determinación del esfuerzo y deformación a la ruptura de textiles en una muestra de tejido en forma de tira (Raveled Strip Test) ^[58].

Para esto se cortaron tiras de tejido de aramida de tal forma que tuvieran 20 mechas a lo ancho de la muestra y longitud de prueba de 15 cm. Las tiras fueron colocadas en unas mordazas para textiles fabricadas en CICY, las cuales fueron construidas con base al diseño de mordazas de la Serie Webbing Capstan Grips de la marca Instron. En estas mordazas los extremos de la muestra se enrollan y fijan a un rodillo, logrando buena sujeción en la muestra y asegurando que se ejerza únicamente carga a tensión en la misma, evitando daños puntuales. La Figura 2.18 muestra el montaje de la muestra a las mordazas la longitud de prueba de la muestra va del punto A al B.

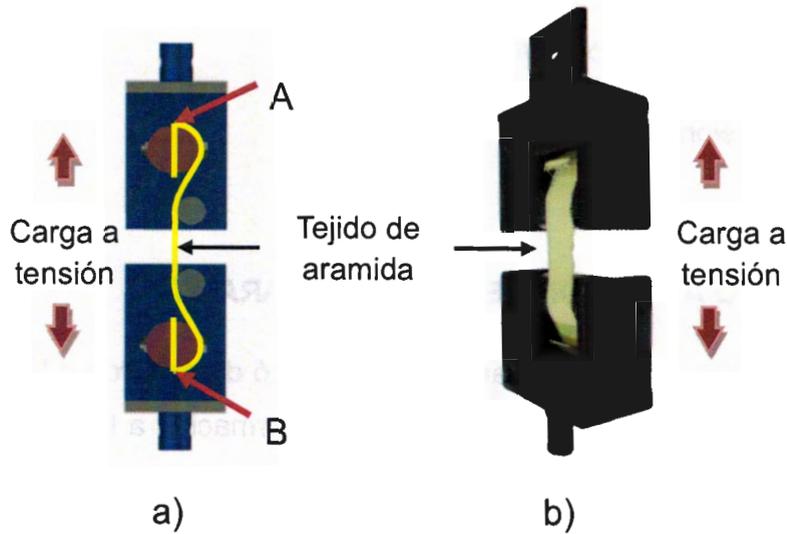


Figura 2.18. Ensayo a tensión del tejido de aramida. a) Esquema de sujeción de la muestra, vista lateral, b) Perspectiva del montaje de la muestra.

La prueba se realizó en una máquina de pruebas universales Shimadzu modelo AG-1 empleando una celda de carga de 5 kN a una velocidad de cabezal de 300 mm/min. La prueba se realizó en dos grupos de muestras; un grupo en dirección a la trama y el otro grupo en dirección al urdimbre; con el fin de corroborar que la resistencia del tejido es la misma en ambas direcciones. El esfuerzo a una carga determinada se obtuvo dividiendo la carga entre el área transversal de la muestra que consiste en el área de 20 mechas. El área de una mecha de tejido se calcula de acuerdo a las ecuaciones del Anexo A.

La resistencia del tejido a la ruptura se calculó utilizando la carga a la ruptura del tejido de acuerdo a la ecuación 5. La deformación se calculó de acuerdo a la Ecuación 6.

2.2.5.3. ENSAYO A TENSIÓN DE ALUMINIO, LAMINADO COMPUESTO Y DE FMLs.

Las probetas de aluminio, las probetas de laminado compuesto y las probetas del FML fueron probadas a tensión en una máquina de pruebas universales SHIMADZU modelo AG-1 a una velocidad de cabezal de 2 mm/min de acuerdo a la norma ASTM D 3039 ^[57], con el fin de determinar la resistencia a la tensión, deformación a la ruptura y el módulo elástico. Para las probetas de aluminio y las probetas de laminados compuestos se empleó una celda de carga da 5 kN; en tanto que para las probetas de FMLs se empleó una celda de carga de 100 kN.

Tanto para las probetas de aluminio como para las probetas de FMLs se implementó el uso de lija número 120 en la zona de sujeción, de tal manera que la parte rugosa estuviera en contacto con la muestra. Esto se realizó debido a que en pruebas anteriores las muestras fallaban en la zona de sujeción ya que las mordazas provocaban daño en esta zona y por tanto producían la falla prematura del material. El uso de lija para mejorar el agarre, sin dañar la zona del sujeción del material, es recomendado en la norma cuando se presenta fallas por daño del material debido a las mordazas ^[57]. La lija se colocó de tal forma que cubrieran exactamente la zona de sujeción y se mantuvo fija por la presión ejercida de la mordaza.

El módulo elástico a tensión de los materiales se determinó empleando un extensómetro Shimadzu SG-25-10, con longitud de prueba de 25.4 mm, a una velocidad de cabezal de 0.5 mm/min, dentro de la zona elástica del material. La Figura 2.19 muestra a una probeta de un laminado compuesto con el extensómetro montado en la máquina de pruebas universales.

En el caso del aluminio y de los FMLs, el ensayo a tensión con extensómetro se realizó hasta el 0.11% de deformación, dado que a deformaciones mayores comenzó a observarse un comportamiento no lineal. En el caso de los laminados compuestos, el ensayo a tensión se realizó hasta el 0.25% de deformación.

Ambos límites en la deformación se encuentran dentro del rango recomendado por la norma ASTM E 111, que es el método estándar para la determinación del módulo de Young, el cual recomienda un límite de hasta el 0.25% de deformación para la determinación del módulo elástico [71]. Posteriormente, las muestras fueron descargadas; se retiró el extensómetro y se aumentó la velocidad de la prueba a 2 mm/min hasta producir la falla de las mismas y obtener la resistencia a la tensión y la deformación a la ruptura.

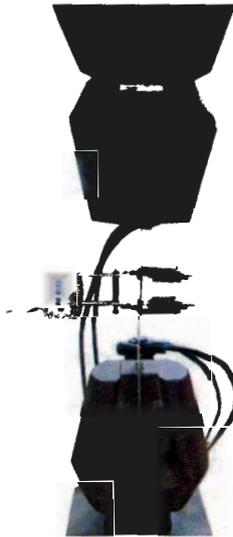


Figura 2.19. Ensayo a tensión de un laminado compuesto.

El esfuerzo a una carga determinada se obtuvo mediante la Ecuación 6 y la deformación se calculó de acuerdo a la Ecuación 7. La resistencia a la tensión se calculó utilizando la carga a la fractura del material. El módulo elástico a tensión o módulo de Young del material se determinó mediante la Ecuación 8. El esfuerzo de cedencia del aluminio y del FML se obtuvo trazando una línea paralela a la zona lineal de la curva esfuerzo-deformación de los materiales al 0.1% de deformación, el valor de esfuerzo en el punto de intersección entre esta línea paralela y la curva esfuerzo-deformación se consideró como el esfuerzo de cedencia.

CAPÍTULO 3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.

3.1. EXTRACCIÓN DEL SIZING VÍA SOXHLET.

El contenido de sizing en el tejido de aramida obtenido previamente por extracción Soxhlet, fue de un 1.45% de su fracción en peso.

El espectro infrarrojo del sizing obtenido por medio del condensado de la destilación se muestra en la Figura 3.1. Del espectro infrarrojo se puede observar una banda ancha en la zona de 3000 a 3600 cm^{-1} que corresponde a enlaces OH de grupos hidroxilo. Asimismo puede observarse un pico intenso a 1730 cm^{-1} que corresponde al grupo carbonilo (C=O), también puede observarse picos que corresponden a la presencia de enlaces carbono-hidrógeno (C-H) de alcanos de grupos metilo o metileno (CH_3 o CH_2) de 2860 a 2960 cm^{-1} . Cabe mencionar que normalmente el pico que corresponde al grupo carbonilo se ubica aproximadamente en 1710 cm^{-1} ; sin embargo existen compuestos cuyo grupo carbonilo absorben a frecuencias mayores a 1710 cm^{-1} que son los ésteres carboxílicos que absorben a aproximadamente a 1735 cm^{-1} [72]. Finalmente, puede observarse la presencia de grupos aromáticos a 1640 cm^{-1} . A partir de esta información puede concluirse que es posible que el sizing se trate de ácido carboxílico aromático parcialmente esterificado dada la presencia del grupo hidroxilo en el espectro y podría corresponder a algún tipo de aceite o cera; los cuales son sustancias comunes del sizing en los tejidos.

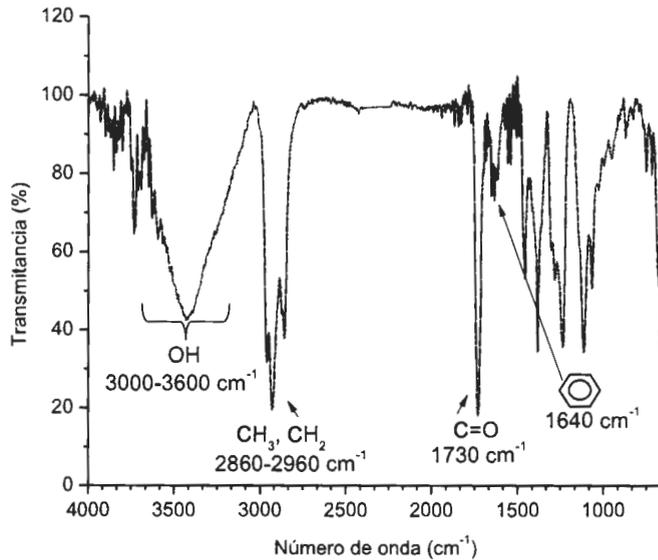


Figura 3.1. Espectro infrarrojo del sizing de fibras de Kevlar® 129.

3.2. ANÁLISIS INFRARROJO DE LA MATRIZ.

En el caso de la matriz utilizada para el material compuesto, una muestra de la película en polvo fue analizada por medio de espectrofotometría de infrarrojo, con el propósito de verificar la presencia de los grupos químicos característicos de este material. La Figura 3.2 muestra el espectro infrarrojo donde puede observarse el pico a 2920 cm^{-1} que indica la presencia de grupos metilo, característicos del polipropileno. El pico en 1716 cm^{-1} indica la presencia del grupo carbonilo del anhídrido maleico. El pico a 970 cm^{-1} señala la presencia del enlace C-O-C presente en el anhídrido maleico. Este espectro fue comparado con espectros consultados en la literatura en los cuales el polipropileno había sido injertado con anhídrido maleico teniendo una semejanza importante [20, 73].

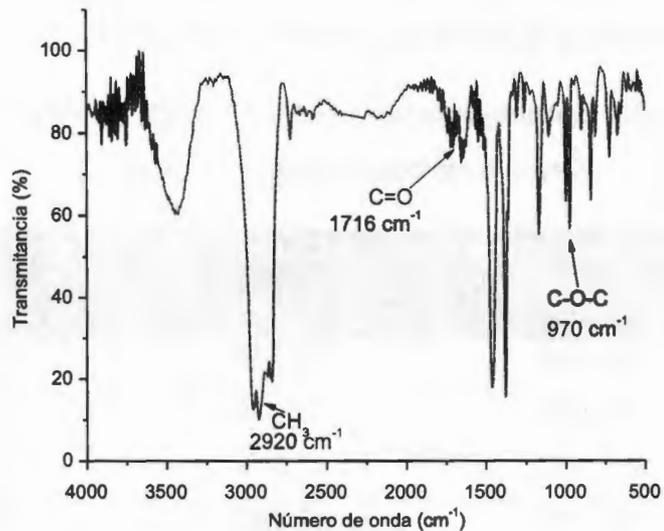


Figura 3.2. Espectro infrarrojo de la matriz Collano 23.110 a base de polipropileno injertado con anhídrido maleico (PPAM).

3.3. PRUEBA DE MICROGOTA.

La prueba de microgota fue realizada para determinar el esfuerzo cortante interfacial entre la fibra de aramida Kevlar® 129 y la matriz a base de PPAM.

Esta prueba ayudó a determinar si se producía una mejora en la adhesión interfacial entre la fibra de aramida y la matriz, mediante la aplicación de un tratamiento superficial en las fibras de aramida. La prueba se realizó en dos grupos de muestras; en un grupo las fibras fueron tomadas de tejido sin ningún tratamiento ni remoción de sizing, en el segundo grupo a las fibras les fue removido el sizing y se les realizó el tratamiento superficial con ácido fosfórico como se describió en la sección 2.2.2.

El esfuerzo cortante interfacial para el grupo de fibras sin tratamiento, que consistió de un lote de 13 muestras, se presenta en la Tabla 3.1; los resultados

para las fibras con tratamiento se presentan en la Tabla 3.2. Las curvas carga-desplazamiento de cada grupo se muestran en la Figura 3.3.

Tabla 3.1. Esfuerzo cortante interfacial entre la matriz de PPAM y la fibra de Kevlar® sin tratamiento superficial.

Muestra	Longitud embebida de fibra (μm)	Carga (g)	Esfuerzo cortante interfacial (MPa)
3	236.160	18.155	18.286
5	205.085	14.934	17.241
7	156.907	10.773	17.003
9	216.779	15.760	17.272
11	188.742	15.159	18.819
12	197.279	14.890	19.334
14	175.324	10.651	14.980
17	207.602	15.693	20.079
23	239.991	17.221	18.352
24	221.529	18.556	21.312
53	212.326	14.389	17.226
61	216.604	15.528	17.456
90	202.984	15.606	19.046
		Promedio	18.185
		D.E.	1.600

Tabla 3.2. Esfuerzo cortante interfacial entre la matriz de PPAM y la fibra de Kevlar® con tratamiento superficial.

Muestra	Longitud embebida de fibra (μm)	Carga (g)	Esfuerzo cortante interfacial (MPa)
6	250.448	17.000	16.780
8	175.784	12.089	17.516
9	222.201	16.019	17.714
10	197.281	12.504	15.631
11	206.552	13.548	16.411
12	230.630	17.852	19.482
13	226.491	14.304	16.468
14	257.099	16.676	17.010
16	236.399	20.318	22.460
18	233.952	15.451	17.096
21	218.555	16.881	19.363
25	209.899	15.106	18.450
26	192.537	12.727	16.709
Promedio			17.908
D.E.			2.055

Tanto en las tablas como en las curvas carga-desplazamiento para fibras sin tratamiento y con tratamiento, puede observarse que no se produjo una diferencia significativa en el esfuerzo cortante interfacial entre ambos grupos de muestras, concluyendo que el tratamiento de fibra no produjo una mejora en la adhesión interfacial.

Es interesante mencionar que el esfuerzo cortante interfacial determinado para el sistema fibra de Kevlar®-PPAM sugiere una mejora en la adhesión, al utilizar una matriz con una polaridad determinada, en lugar de una apolar como lo es el

polipropileno atáctico; si se considera que en un estudio realizado en CICY [27], se determinó un esfuerzo cortante interfacial de 9.28 MPa en una prueba de microgota entre esta misma fibra y polipropileno atáctico.

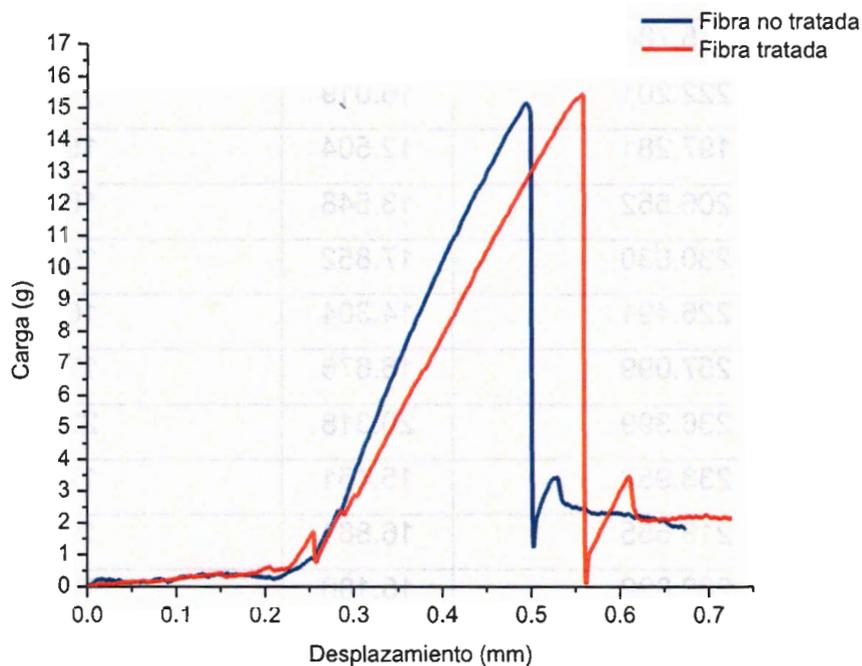


Figura 3.3. Curvas carga-desplazamiento de los sistemas fibra-matriz sin tratamiento y fibra-matriz con tratamiento.

El tratamiento superficial con ácido fosfórico se esperaba pudiera producir el incremento de grupos hidroxilo, que pudieran mejorar la adhesión interfacial de las fibras tratadas con la matriz. A partir del análisis infrarrojo de las fibras tratadas y no tratadas (Ver Figura 3.4), puede observarse un pico a 3300 cm^{-1} que corresponde a los grupos hidroxilo; donde puede notarse que no hubo cambios en la transmitancia, ni en la intensidad para este pico en ambos grupos de fibras. Los grupos característicos de las fibras son los que se encuentran a 1650 cm^{-1} correspondiente al grupo carbonilo (C=O) del grupo amida, el pico a 1535 cm^{-1}

corresponde a las vibraciones de flexión del enlace amina (N-H), donde el pico en 827 cm^{-1} indica la orientación para de la poliamida aromática.

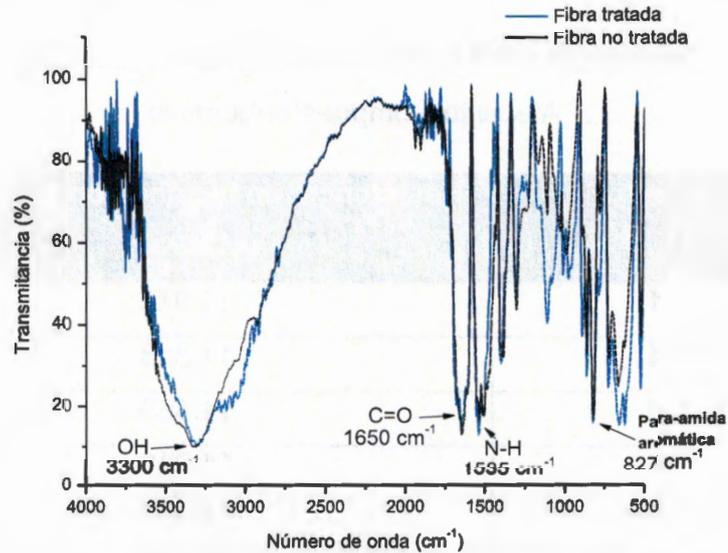


Figura 3.4. Espectros infrarrojos de fibras de Kevlar®; tratadas y no tratadas.

Dado que los resultados obtenidos de esfuerzo cortante interfacial entre la matriz y el grupo de fibras con tratamiento y sin tratamiento no son significativamente diferentes, se continuó utilizando la fibra en su estado como fue suministrada.

3.4. RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE EN UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.

3.4.1. SISTEMA ALUMINIO/COMPUESTO/ALUMINIO.

La resistencia de la adhesión a cortante del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio propuesto en este estudio se determinó de acuerdo al método de prueba recomendado en la norma ASTM D 1002 ^[50]. Los valores de la resistencia de la adhesión a cortante para un lote de 8 muestras se presentan en la Tabla 3.3. El valor de la resistencia a cortante promedio de la adhesión fue de 11.22 MPa. Este valor se aproxima a valores reportados en la literatura en uniones por traslape de

aluminio con PPAM donde se obtuvo un valor máximo promedio de resistencia de la adhesión a cortante de 10.30 MPa ^[22]. Una curva carga-desplazamiento representativa de estas pruebas se muestra en la Figura 3.5.

Tabla 3.3. Resistencia de la adhesión a cortante de muestras del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

Muestra	Resistencia de la adhesión a cortante (MPa)
1	11.976
4	11.818
5	11.569
6	11.048
7	11.845
8	10.118
9	10.378
10	11.043
Promedio	11.224
D.E.	0.700

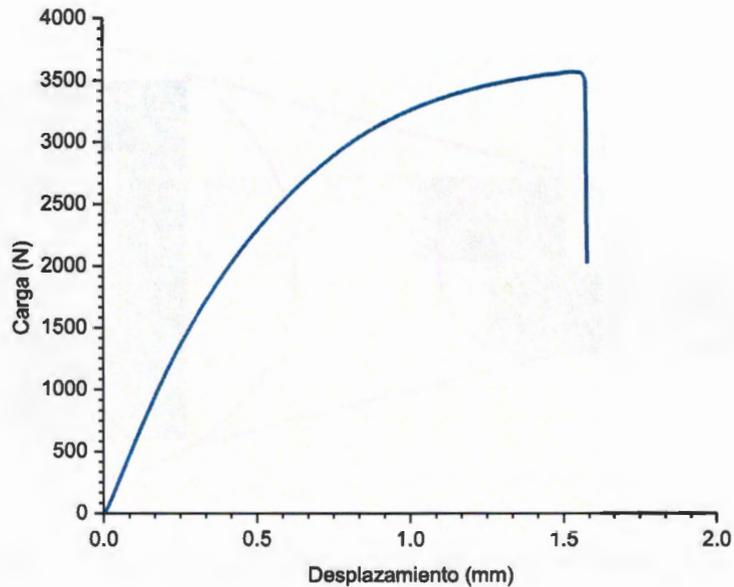


Figura 3.5. Curva carga-desplazamiento de prueba de adhesión a cortante en sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

La Figura 3.6 muestra uno de los especímenes en el cual se produjo la falla de la unión entre el laminado compuesto y la placa de aluminio. La superficie de la falla de la zona de traslape se observó en un microscopio óptico con objetivos 20X y 400X (ver Figura 3.7), donde puede observarse la superficie del aluminio y la del laminado compuesto, después de la prueba. En la superficie del aluminio se observa claramente una capa de matriz grabada con la forma del tejido de aramida; en tanto que en la superficie del laminado compuesto, la matriz se observa de manera más evidente en ciertos puntos del laminado (nodos de intersección del petatillo).

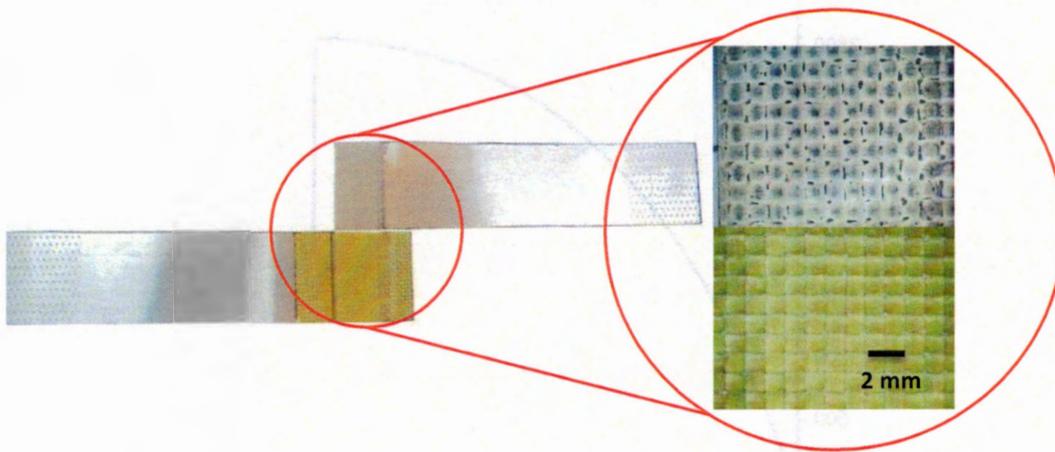


Figura 3.6. Muestra después de prueba de adhesión del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio.

En la misma figura puede observarse en la superficie del aluminio, la existencia de zonas faltantes de adhesivo en los puntos de intersección de la trama y el urdimbre del tejido de aramida; asimismo puede apreciarse que en el centro de cada cuadrado con la forma del tejido, existe una capa más delgada de matriz. Un acercamiento mayor con un objetivo 400X al centro de un cuadrado de esta superficie, permite observar esta delgada capa, donde se aprecia que tiene grabada la forma de las fibras que integran la mecha de tejido; sin observar un desprendimiento total de la matriz; lo que permite confirmar que existe una buena consolidación de los materiales constituyentes.

En la superficie del tejido de aramida puede observarse que existen zonas ricas en matriz localizadas en los puntos de intersección de la trama y el urdimbre que coinciden con los puntos faltantes de adhesivo en la zona de desunión del aluminio. Un acercamiento con un objetivo 400X permite observar con mayor claridad esta zona donde puede observarse estos cúmulos de matriz. Estas zonas ricas de PPAM pueden deberse a que los intersticios de las mechas de la trama y urdimbre del tejido de aramida ayudan a generar el alojamiento de la matriz en estos puntos; estas zonas ricas de matriz; así como la rugosidad del tejido y del

metal contribuyen a que exista un anclaje mecánico entre el laminado termoplástico y el aluminio. El anclaje mecánico aunado a la buena adhesión de la matriz con el aluminio, contribuye a mejorar la adhesión entre los materiales constituyentes del FML.

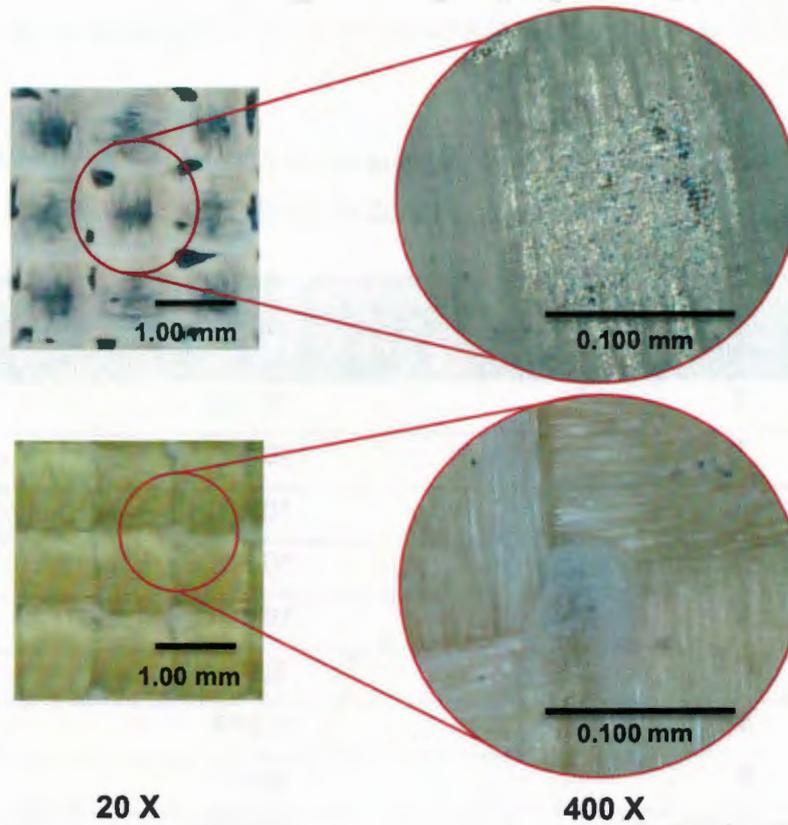


Figura 3.7. Superficies de desunión vistas en un microscopio óptico con objetivos 20X y 400X.

3.4.2. SISTEMA ALUMINIO/PPAM/ALUMINIO.

Se determinó la resistencia de la adhesión a cortante del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio de acuerdo a la norma ASTM D 1002 ^[50]. Los valores de la resistencia de la adhesión a cortante para un lote de 8 muestras se presentan en la Tabla 3.4. Una curva carga-desplazamiento de estas pruebas se muestra en la Figura 3.8.

Tabla 3.4. Resistencia de la adhesión a cortante del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.

Muestra	Resistencia de la adhesión a cortante (MPa)
1	10.428
2	10.803
3	10.495
4	10.941
5	10.796
6	9.108
8	9.879
9	9.407
Promedio	10.232
D. E.	0.689

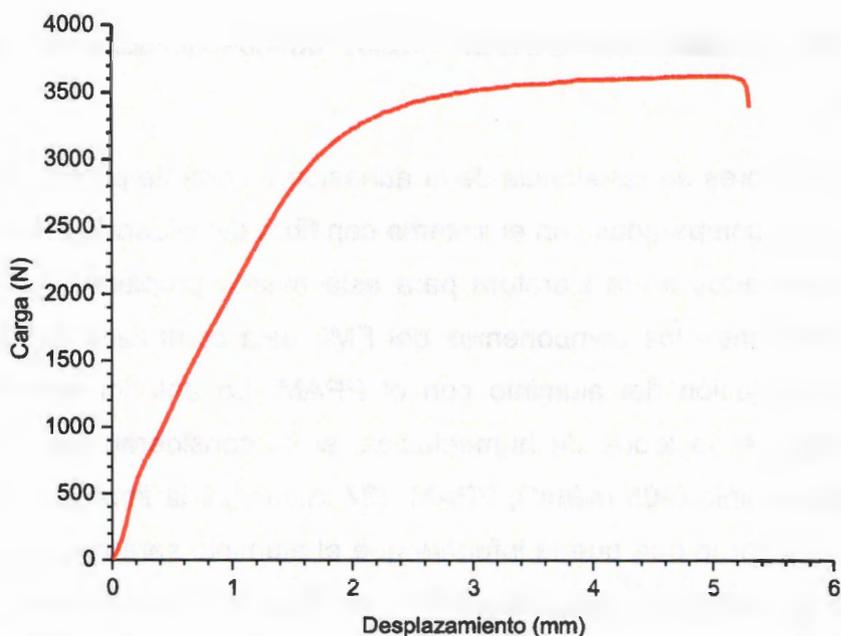


Figura 3.8. Curva carga-desplazamiento de prueba de adhesión a cortante sistema Aluminio/PPAM/Aluminio.

El valor de la resistencia a cortante promedio de la adhesión fue de 10.23 MPa. Este valor es cercano al reportado en uniones por traslape de placas de aluminio, empleando como adhesivo una mezcla de 20 % de PPAM y 80 % PP; la resistencia a cortante de la adhesión fue de 10.30 MPa. En esta investigación se confirmó que existe una interacción química entre el grupo anhídrido injertado en la cadena de polipropileno y la superficie de aluminio, formando complejos Al-O-C=O, o bien, formando puentes de hidrógeno ^[22]. Adicionalmente, el valor de resistencia de adhesión a cortante obtenido ayudó a descartar cualquier tratamiento superficial adicional al aluminio, por ejemplo el lijado de la superficie [22].

Comparando las curvas carga-desplazamiento de los sistemas Aluminio/Compuesto/Aluminio y Aluminio/PPAM/Aluminio puede observarse que ambos soportan niveles de carga similares, lo que permite asumir que el material

compuesto de aramida-PPAM alcanza niveles buenos de adhesión dentro del sistema FML.

A partir de los valores de resistencia de la adhesión a cortante para el sistema sin fibra de refuerzo, comparados con el sistema con fibra de refuerzo, y de acuerdo a los valores reportados en la literatura para esta misma propiedad; puede verse que la adhesión entre los componentes del FML está controlada principalmente por la buena adhesión del aluminio con el PPAM. Lo anterior también puede explicarse mediante la teoría de humectación; si se consideran las energías de superficie del aluminio (905 mJ/m^2), PPAM (37 mJ/m^2) y la fibra de Kevlar (39.8 mJ/m^2) [40, 74, 75]; por lo que puede inferirse que el aluminio será mejor humectado por el PPAM, ya que la energía de superficie del metal es mucho mayor que el del PPAM; por el contrario la diferencia entre la energía de superficie de la fibra de Kevlar y del PPAM no es mucha, por lo que la humectación de la fibra por el PPAM será en menor grado. También, es importante destacar las diferencias en las curvas carga-desplazamiento de ambos sistemas; donde puede observarse que el intervalo de desplazamiento para el sistema con fibra de refuerzo es mucho menor que para el sistema sin fibra de refuerzo; por lo que el tejido de aramida contribuye a aumentar la rigidez y reducir la deformación soportada por la unión.

La Figura 3.9 muestra una probeta en la cual se produjo la falla de la unión entre ambas placas de aluminio donde puede observarse la presencia de la matriz en cada una de las caras de las placas, resaltando la buena adhesión de la matriz con el aluminio.

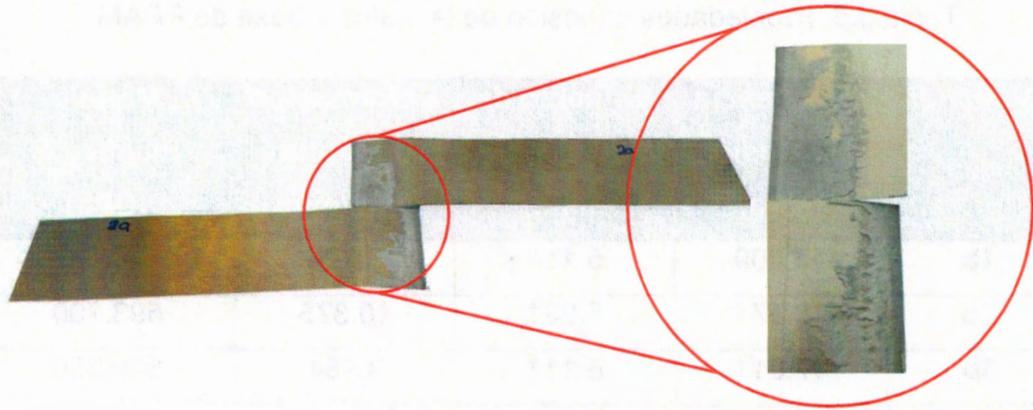


Figura 3.9. Probeta de traslape del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio después de prueba de adhesión.

3.5. DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES

3.5.1. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LA MATRIZ.

El ensayo a tensión de las probetas elaboradas por termomoldeo (sección 2.2.5.1), se realizó de acuerdo a la norma ASTM D 638 para un lote de 5 muestras [56]. Este ensayo se realizó en un lote de repetición para mayor confiabilidad de los datos, donde no se observaron diferencias significativas en las propiedades a tensión del material entre uno y otro lote (Ver Anexo B). Los valores de resistencia a la tensión, deformación a la ruptura, y módulo elástico, se muestran en la Tabla 3.5; en tanto que la curva esfuerzo-deformación representativa de este material se muestra en la Figura 3.10.

Tabla 3.5. Propiedades a tensión de la matriz a base de PPAM.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Esfuerzo de cedencia (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
1b	17.409	5.114	9.298	540.368
2b	18.771	5.231	10.375	593.700
3b	17.911	5.111	9.954	559.358
4b	16.554	5.227	6.656	577.509
5b	15.733	5.085	2.117	573.772
Promedio	17.276	5.154	7.680	568.941
D. E.	1.179	0.070	3.430	20.112

Puede observarse a partir de la Tabla 3.5 que las propiedades a tensión de la matriz fueron inferiores a las reportadas por el proveedor; sin embargo, cabe mencionar que la información proporcionada por el mismo, no especifica el tipo de ensayo efectuado para la determinación de dichas propiedades^[60]. Dado que las propiedades a tensión obtenidas experimentalmente representan las propiedades a tensión de la matriz sometida a las mismas condiciones de temperatura y tiempo de proceso que en la elaboración de FMLs, se reportan los valores obtenidos para dichas propiedades.

A partir de la curva esfuerzo deformación puede observarse el gran intervalo plástico de deformación que soporta este material; esto se espera al tratarse de un material termoplástico con un comportamiento dúctil, este comportamiento es similar al que presenta el polipropileno, donde en las etapas iniciales presenta un incremento de la carga hasta presentar un intervalo importante de cedencia^[76, 77]. En esta misma figura también puede apreciarse la etapa de estricción (posterior al esfuerzo de cedencia) que se observó en el material durante el desarrollo de la prueba.

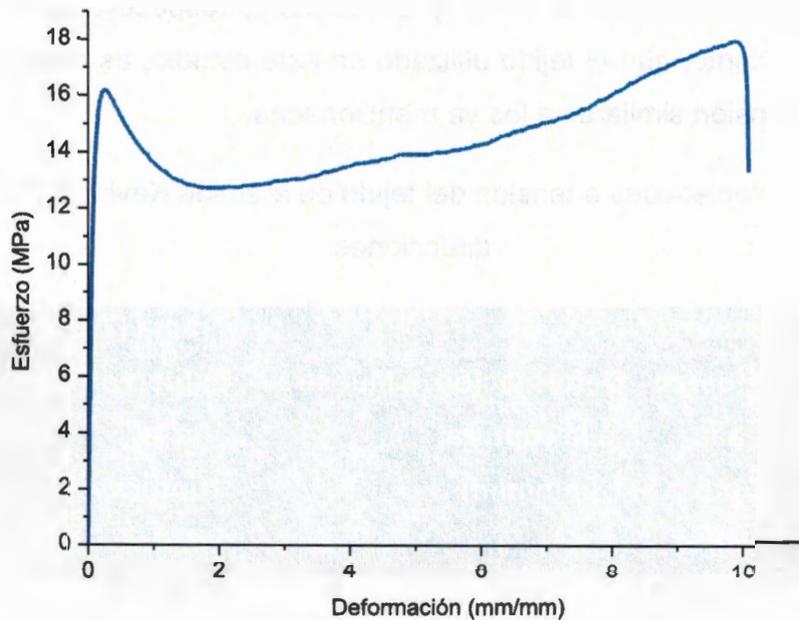


Figura 3.10. Curva esfuerzo-deformación de la matriz a base de PPAM.

3.5.2. PROPIEDADES A TENSIÓN DEL TEJIDO DE ARAMIDA.

Se realizó el ensayo a tensión sobre muestras de la tela de aramida Kevlar 724 de acuerdo a la norma ASTM D 5035 ^[58], para determinar el esfuerzo y la deformación a la ruptura de este tejido que se muestran en la Tabla 3.6.

Como puede observarse, el esfuerzo de ruptura en ambas direcciones es bastante similar. Al tratarse de un tejido balanceado se obtiene la misma resistencia en ambas direcciones.

En la literatura, pueden encontrarse diversos estudios donde se han determinado las propiedades a tensión de tejidos de aramida. En este sentido, Mobasher ^[78] determinó las propiedades a tensión de un tejido en arreglo tafetán a base de fibras de Kevlar® 49, donde la resistencia a la ruptura de este tejido fue de 2055 MPa. Asimismo se han determinado las propiedades a tensión en tejidos de fibras de Kevlar® KM2, donde la resistencia a la ruptura del tejido fue de 2230 MPa y

2700 MPa en dirección de la trama y el urdimbire, respectivamente ^[79]. Puede apreciarse, por tanto, que el tejido utilizado en este estudio, es capaz de soportar esfuerzos de tensión similares a los ya mencionados.

Tabla 3.6. Propiedades a tensión del tejido de aramida Kevlar® 724 en dos direcciones.

Urdimbire (Warp)			Trama (Weft)		
Muestra	Esfuerzo a la ruptura (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Muestra	Esfuerzo a la ruptura (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)
1	2191.252	0.069	7	2038.770	0.073
2	2518.594	0.071	8	2285.719	0.079
3	2344.439	0.071	9	2467.058	0.071
4	2347.380	0.069	10	2253.217	0.068
5	2357.100	0.075	11	2437.087	0.074
6	2404.283	0.069	12	2139.210	0.065
Promedio	2360.508	0.071	Promedio	2270.177	0.072
D. E.	105.827	0.002	D. E.	166.043	0.005

Una curva esfuerzo-deformación representativa del material se muestra en la Figura 3.11. Esta curva puede ser descrita en cuatro etapas de acuerdo a Mobasher ^[78], que realizó pruebas a tensión en tejidos de fibras de Kevlar® 49 en arreglo tafetán balanceado. La primera región se denomina de engarce, que corresponde al intervalo de deformación de 0 a aproximadamente 0.035 mm/mm; esta etapa puede observarse a niveles bajos de esfuerzo y en ella, los hilos de tejido que se encuentran en la dirección de la carga comienzan a enderezarse y tensionarse, comenzando a comprimir las mechas que se encuentran en dirección perpendicular a la carga. La segunda etapa (0.035-0.065 mm/mm) corresponde a

una zona lineal, previa al esfuerzo máximo, donde los hilos en la dirección de la carga se enderezan hasta quedar completamente tensionados; ejerciendo paralelamente un aumento en la compresión sobre las mechas perpendiculares a la dirección de la carga; sin presentar aún señales de falla. La tercera etapa (0.065-0.08 mm/mm) se presenta al alcanzar el esfuerzo máximo, donde conforme los niveles de esfuerzo alcanzan la resistencia de la fibra, los hilos en la dirección de la carga comienzan a fallar, y por tanto se presenta una caída del esfuerzo hasta alcanzar aproximadamente los 200 MPa. Finalmente, se presenta una cuarta etapa, donde los hilos que están en dirección de la carga y que han fallado, se deslizan a través de los hilos perpendiculares a la carga; en tanto ésta es soportada por la fricción de las fibras de los hilos que se van deslizando.

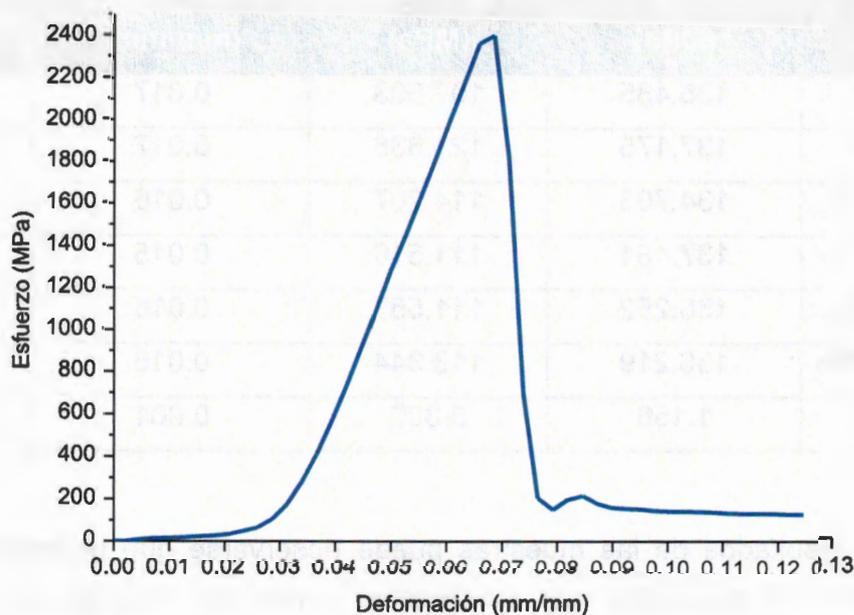


Figura 3.11. Curva esfuerzo-deformación del tejido de aramida Kevlar® 724.

3.5.3. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LA ALEACIÓN DE ALUMINIO.

Los ensayos a tensión de la aleación de aluminio, del laminado compuesto y del FML se realizaron de acuerdo a la norma ASTM D 3039 ^[57].

Las propiedades mecánicas a tensión para un grupo de 5 muestras de la aleación de aluminio 1100 H14 se muestran en la Tabla 3.7. La prueba se realizó procurando que la dirección de extruido del aluminio fuera paralela a la dirección de la carga.

Tabla 3.7. Propiedades a tensión del aluminio 1100 H14.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Esfuerzo de cedencia (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
al3	135.485	107.603	0.017	72.784
al4	137.175	121.836	0.017	70.064
al6	134.703	114.207	0.016	72.209
al7	137.481	111.516	0.015	77.333
al10	136.252	111.557	0.016	73.452
Promedio	136.219	113.344	0.016	73.169
D. E.	1.156	5.300	0.001	2.652

Entre los resultados de las muestras puede observarse que la resistencia a la tensión fue una propiedad que se encontró dentro del intervalo de resistencia reportado por el proveedor (109.76-146.04 MPa); en tanto que la deformación a la ruptura y esfuerzo de cedencia fueron ligeramente superiores (1% y 95.06 MPa respectivamente); por último el módulo elástico obtenido fue 6% mayor al módulo teórico reportado. Una curva esfuerzo deformación representativa del material se muestra en la Figura 3.12 donde puede observarse que el límite del comportamiento elástico del material se presentó aproximadamente a 100 MPa,

correspondiente al esfuerzo de cedencia; en tanto que a valores superiores a este esfuerzo se presentó la deformación plástica del material.

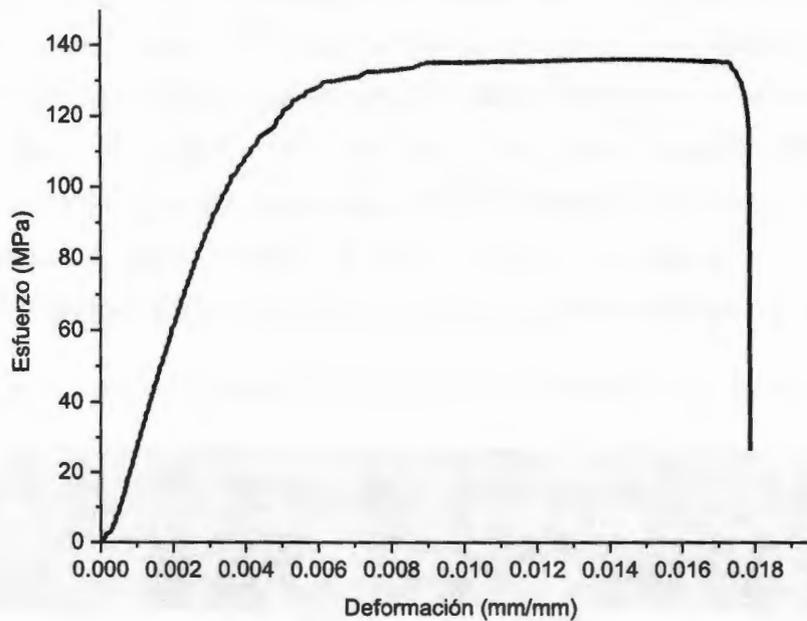


Figura 3.12. Curva esfuerzo-deformación de aluminio 1100 H14.

La Figura 3.13 muestra una de las probetas después de haber realizado el ensayo a tensión. El tipo de falla presentada por el material es típica del metal y se origina debido a imperfecciones denominadas dislocaciones, las cuales se forman entre los cristales del aluminio ^[74, 80]. Estas dislocaciones facilitan el desplazamiento de los átomos metálicos sobre planos cristalográficos y producen la formación de bandas de deslizamiento, que a su vez, ocasionan la estricción del material hasta producirse la falla del mismo.



Figura 3.13. Probeta de aluminio después de realizar el ensayo a tensión.

3.5.4. PROPIEDADES A TENSIÓN DE LAMINADOS COMPUESTOS.

El ensayo a tensión de los laminados compuestos se realizó en un lote de 5 muestras. El ensayo se realizó en un lote de repetición para mayor confiabilidad de los datos, donde no se observaron diferencias significativas en las propiedades a tensión del material entre uno y otro lote (Ver Anexo B). Los valores de resistencia a la tensión, deformación a la ruptura así como el módulo elástico de las muestras, se presentan en la Tabla 3.8; mientras que la curva esfuerzo-deformación representativa de este material se muestra en la Figura 3.14.

Tabla 3.8. Propiedades a tensión de laminados compuestos.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
2a	455.744	0.046	14.105
4a	519.744	0.059	18.001
5a	485.789	0.054	15.514
6a	449.860	0.051	15.841
7a	437.889	0.051	15.769
Promedio	469.805	0.052	15.846
D. E.	33.029	0.005	1.396

La curva esfuerzo-deformación representativa de los laminados compuestos permite observar claramente la contribución del tejido de refuerzo en la matriz, al aumentar la resistencia a la tensión y su rigidez; así como la ausencia de una zona de fluencia en el material, como la observada en la curva esfuerzo-deformación de la matriz. En este mismo sentido, la rigidez del material es menor que la que presenta el tejido sin matriz termoplástica, producto de la incorporación de la matriz.

En la curva puede observarse que el esfuerzo aumenta de manera casi lineal hasta alcanzar el esfuerzo máximo y posteriormente producirse la falla de material. La falla del material ocurrió de manera súbita por ruptura completa del mismo; a diferencia de la falla presentada en el textil, que presenta una etapa de deslizamiento de las mechas del tejido paralelas a la dirección de la carga. Otro aspecto importante es que el laminado termoplástico carece de la etapa de engarce que presenta el tejido sin matriz termoplástica; por lo que puede decirse que la incorporación de la matriz contribuye a la restricción de desplazamientos entre la trama y el urdimbre del tejido.

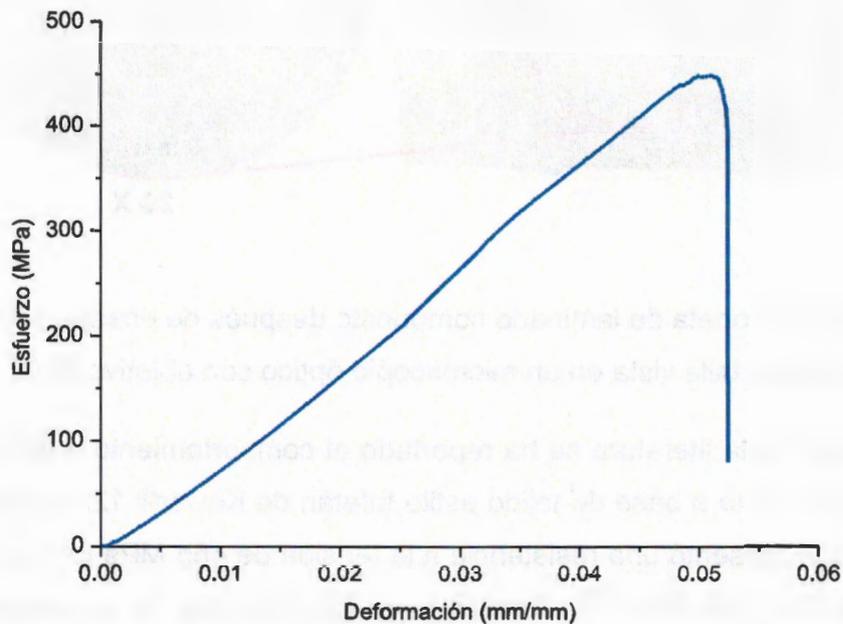


Figura 3.14. Curva esfuerzo-deformación del laminado compuesto.

La Figura 3.15a muestra una de las probetas después de haber realizado la prueba a tensión; en tanto que a Figura 3.15b muestra la zona de falla del material la cual fue observada con un microscopio óptico con un objetivo 20X. Durante la prueba, la ruptura del material ocurrió de manera súbita; a partir de estas figuras puede observarse la ruptura de las fibras del tejido de aramida, así como zonas de delaminación de la matriz.

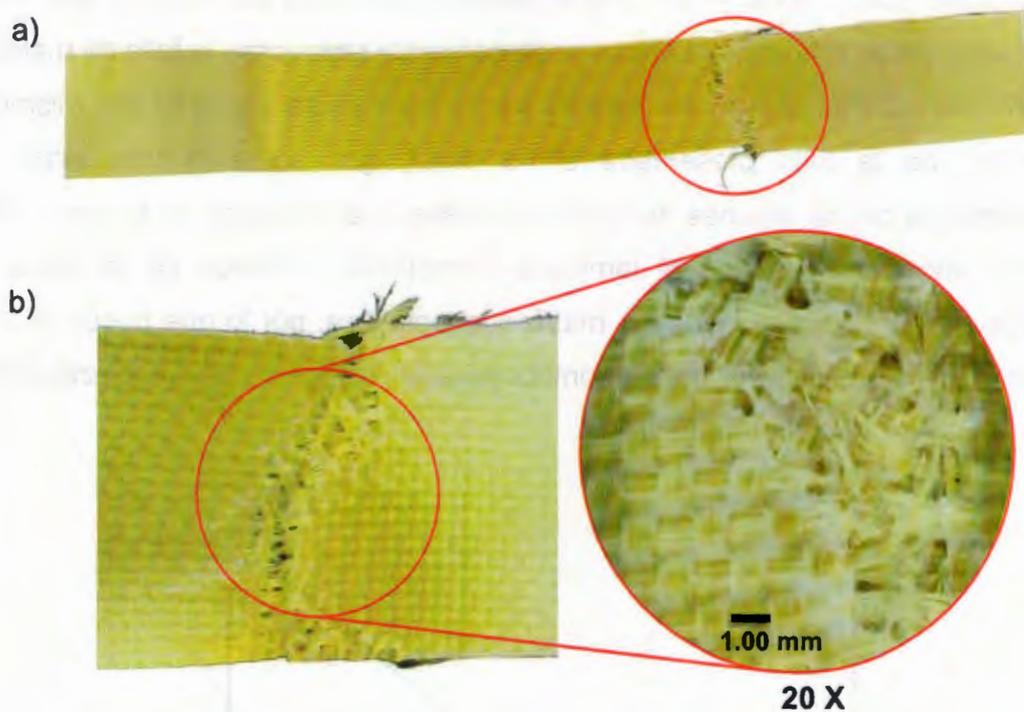


Figura 3.15. a) Probeta de laminado compuesto después de ensayo a tensión, b) Zona de falla vista en un microscopio óptico con objetivo 20 X.

Por otra parte, en la literatura se ha reportado el comportamiento a tensión de un laminado compuesto a base de tejido estilo tafetán de Kevlar® 129 y polipropileno atáctico el cual presentó una resistencia a la tensión de 455 MPa con una fracción volumen de fibra del 58% ^[76]. Asimismo, se ha reportado el comportamiento a tensión del polipropileno autorreforzado y de polipropileno reforzado con fibra de vidrio; ambos materiales compuestos termoplásticos empleados para la elaboración de FMLs. Para el primero, Carrillo y Cantwell ^[10] reportan una resistencia a tensión de 135 MPa y módulo elástico de 135 MPa, en tanto que para el segundo Kang ^[11] reporta una resistencia a la tensión de 300 MPa. En el caso del laminado estudiado, la resistencia a tensión obtenida con una fracción volumen de fibra menor, es similar a la del laminado Kevlar®-polipropileno atáctico; lo que sugiere una mejora en estas propiedades. Respecto a los

materiales compuestos empleados para la elaboración de FMLs también puede notarse una mejora en la resistencia a la tensión y módulo elástico, gracias a la incorporación de la fibra de aramida en el laminado compuesto.

3.5.5. PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs.

El ensayo a tensión de las probetas FMLs se realizó en un lote de 5 muestras. Los valores de resistencia a la tensión, deformación a la ruptura, así como el módulo elástico de estas muestras se presenta en la Tabla 3.9. Este ensayo se realizó también en un lote de repetición donde no se observaron diferencias significativas en las propiedades a tensión entre uno y otro lote (Ver Anexo B). Una curva esfuerzo-deformación de este material se muestra en la Figura 3.16.

Tabla 3.9. Propiedades a tensión de laminados FML.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Esfuerzo de cedencia (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
4a	262.640	63.065	0.076	54.002
5a	265.802	60.574	0.077	54.315
6a	255.829	64.351	0.067	54.002
7a	265.870	66.568	0.077	56.580
10a	266.051	56.246	0.083	51.385
Promedio	263.238	62.161	0.076	54.057
D. E.	4.378	3.537	0.005	1.843

De acuerdo a los valores de resistencia a tensión y deformación a la ruptura, puede notarse la contribución del laminado compuesto en la mejora de estas propiedades sobre el aluminio. Los valores de resistencia a la tensión indican que por medio de la incorporación del material compuesto en el sistema FML, se logra una resistencia de casi el doble de la que presenta el aluminio. En este mismo

sentido, la deformación a la ruptura también muestra una mejora muy importante sobre el intervalo de deformación soportado por el FML, en comparación con el aluminio; logrando obtener con el FML un material más resistente y mucho más dúctil que su componente metálico.

El módulo elástico del FML obtenido experimentalmente puede ubicarse por encima del valor obtenido para el laminado compuesto y debajo del módulo del aluminio. Aplicando la regla de mezclas para este material, de acuerdo a la Ecuación 3, y empleando los módulos elásticos para el aluminio y laminado compuesto, se obtiene un valor teórico de 50.91 GPa; el cual es muy cercano al valor promedio experimental de 52.52 GPa; por lo que se comprueba la factibilidad del uso de la regla de mezclas para predecir el módulo elástico en este sistema FML.

A partir de la curva esfuerzo deformación del FML (Figura 3.16) puede observarse el incremento del esfuerzo hasta los 60 MPa, correspondiente al límite elástico del material; posteriormente se presenta una curva de transición a la zona plástica; hasta este punto puede verse un comportamiento a tensión similar al del aluminio; y a valores mayores de esfuerzo el comportamiento a tensión del material parece ser similar al del laminado compuesto; hasta alcanzar el esfuerzo máximo, donde el material falló de manera súbita.

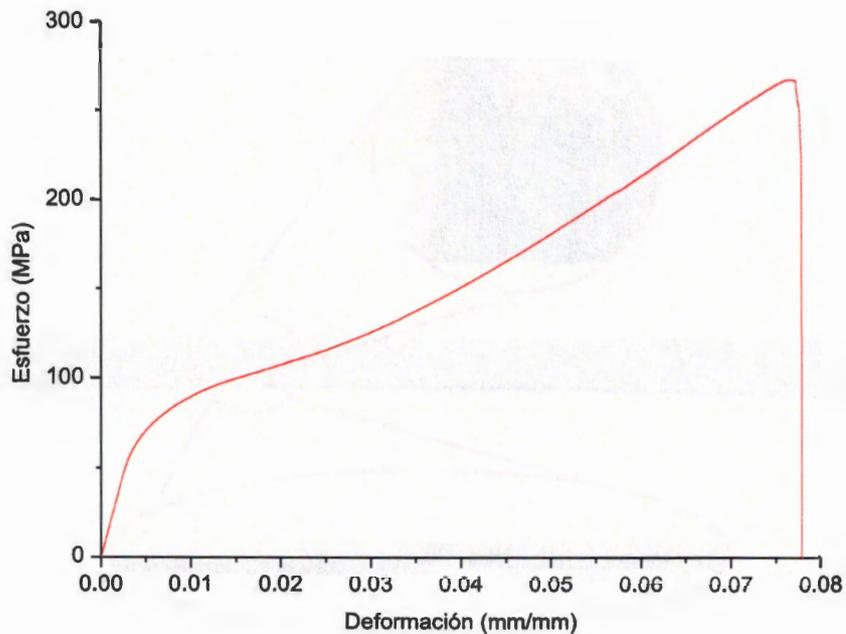


Figura 3.16. Curva esfuerzo-deformación del FML.

La Figura 3.17a muestra una de las probetas después de haber realizado el ensayo a tensión, en tanto que las figuras 3.17b y 3.17c muestran la zona de falla del material frontal y lateral. En la Figura 3.17a y 3.17b puede notarse que la falla del FML fue similar a la que presentó la lámina de aluminio, producto de la estricción del material debido a bandas de deslizamiento. La Figura 3.17 b muestra también un grabado que presentó la superficie exterior del aluminio en ambas caras del FML. Este grabado se formó durante el desarrollo de la prueba a tensión conforme aumentaba la carga y presentó la forma del material compuesto fibroreforzado, lo cual confirma que entre los componentes del FML existe una fuerte unión, complementándose durante la carga y permitiendo al material deformarse en su conjunto hasta producirse la falla del mismo; lo que se refleja en el desempeño del sistema FML. La Figura 3.17c presenta una vista lateral de la falla del FML durante la prueba a tensión, donde se observa la delaminación entre el material compuesto y el aluminio, esta delaminación del material ocurrió solamente en zonas cercanas a la falla.

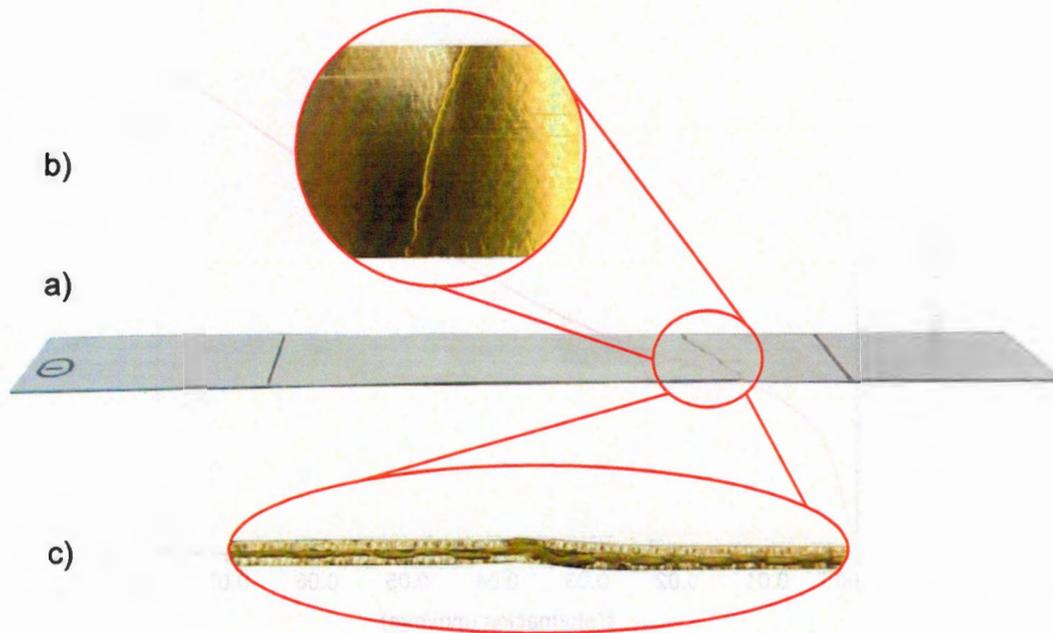


Figura 3.17. a) Probeta de FML después de prueba a tensión, b) Vista frontal de la zona de falla, c) Vista lateral de la zona de falla.

La Figura 3.18 muestra la comparación de las curvas esfuerzo-deformación del aluminio, laminado compuesto y del FML; donde puede notarse las contribuciones de sus materiales constituyentes. Como se mencionó anteriormente, el comportamiento a tensión del FML puede ser dividido en dos secciones; la primera similar al aluminio, hasta aproximadamente 100 MPa, y a niveles mayores de esfuerzo similar al laminado compuesto.

La figura muestra de manera más clara la mejora en propiedades del FML respecto a su componente metálico; incrementando la resistencia de éste en casi 100%. Resulta muy interesante como el FML presenta un comportamiento mucho más dúctil que sus componentes por separado, donde su deformación supera al mismo laminado compuesto. Puede observarse también como la zona lineal de la curva esfuerzo deformación del FML se encuentra entre la del aluminio y la del laminado compuesto, un reflejo del mutuo compartimiento de propiedades. La ubicación de esta zona lineal del FML entre sus materiales constituyentes así

como el incremento en resistencia a la tensión respecto al aluminio y del intervalo de deformación soportado por el material, se deben a la buena adhesión entre sus constituyentes; permitiendo al aluminio tener una deformación mucho mayor e incrementar su resistencia a la tensión dentro del arreglo.

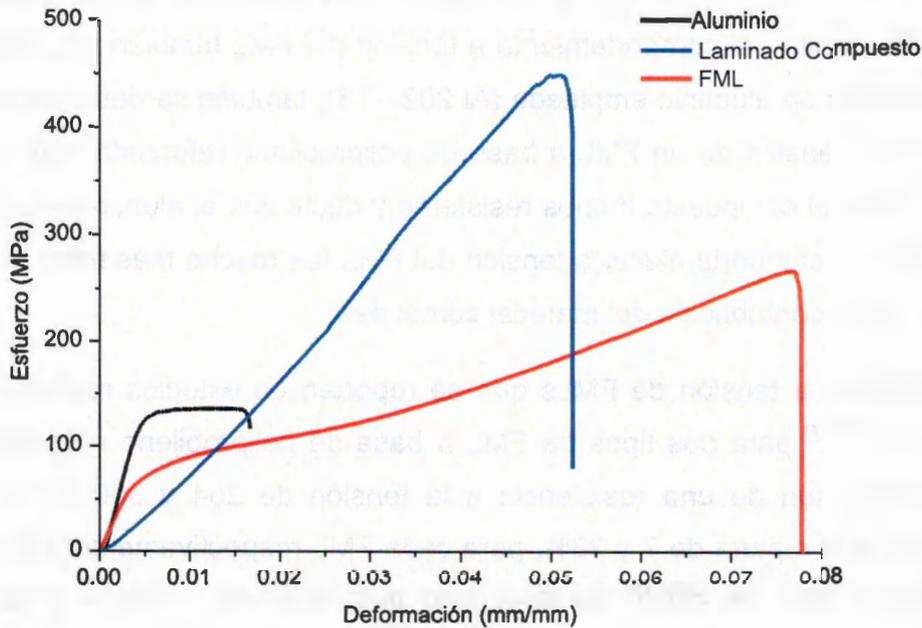


Figura 3.18. Comparación de las curvas esfuerzo-deformación de los ensayos a tensión de aluminio, laminado compuesto y el FML.

Como ya se mencionó, el comportamiento a tensión del FML estudiado muestra claramente la contribución del laminado compuesto en la mejora en la resistencia a la tensión y en el intervalo de deformación soportado por el aluminio; siendo ambas propiedades, superiores en el laminado compuesto en comparación con dicho metal.

Resulta interesante mencionar, que la mejora en las propiedades mencionadas para el FML de este trabajo, difiere del comportamiento a tensión de FMLs a base de polipropileno autorreforzado (SRPP) y polipropileno reforzado con fibra de vidrio. En el estudio realizado por Carrillo y Cantwell ^[10], para un FML a base de

SRPP y una aleación de aluminio 2024-T0; se obtiene una mejora en la deformación a la ruptura del aluminio mediante la incorporación del SRPP, que es un material mucho más dúctil pero de menor resistencia que el aluminio; sin embargo, que el comportamiento a tensión del FML se asemeja al mostrado por el aluminio, pero a niveles menores de esfuerzo. En el estudio de Reyes y Kang ^[11] para un FML similar, el comportamiento a tensión del FML también es semejante al de la aleación de aluminio empleada (Al 2024-T3); también se determinaron las propiedades a tensión de un FML a base de polipropileno reforzado con fibra de vidrio, un material compuesto menos resistente y dúctil que el aluminio empleado; en este caso, el comportamiento a tensión del FML fue mucho más frágil y estuvo dominado por la contribución del material compuesto.

Las propiedades a tensión de FMLs que se reportan en estudios realizados por Reyes *et al* ^[11, 17] para dos tipos de FML a base de polipropileno reforzado con fibra de vidrio, son de una resistencia a la tensión de 254 y 300 MPa y una deformación a la ruptura de 7 y 23%, para cada FML respectivamente. En cuanto a los FMLs a base de SRPP (polipropileno autorreforzado), Reyes y Kang ^[11] reportan una resistencia a la tensión de 265 MPa y una deformación a la ruptura del 12.5 %; en tanto que Carrillo y Cantwell ^[10] reportan para un FML similar una resistencia a la tensión de 154 MPa y deformación a la ruptura del 23 %. Es así que puede notarse que la resistencia a la tensión del FML del presente trabajo se aproxima a la de los FMLs mencionados. En cuanto a la deformación a la ruptura, si bien el FML de este estudio no presenta un intervalo de deformación semejante a la de los FMLs anteriores; en la literatura no se reporta una mejora tan significativa del intervalo de deformación soportada por el aluminio como la que presenta el FML de este estudio. Es importante mencionar que las aleaciones de aluminio empleadas en la literatura son de uso aeronáutico (2024-T0, 2024-T3), a diferencia del presente trabajo donde se empleó una aleación de aluminio comercial (Al 1100-H14) con propiedades inferiores a las aleaciones anteriores, pero obteniendo en el FML, propiedades a tensión comparables a la literatura.

CONCLUSIONES

Se obtuvo un FML a base de polipropileno injertado con anhídrido maleico reforzado con fibras de aramida, donde fue posible determinar la resistencia de la adhesión interfacial entre sus materiales constituyentes.

En este sentido, la prueba de microgota resultó ser un método adecuado para la determinación de la resistencia interfacial a cortante entre la fibra y la matriz utilizadas; resaltando el beneficio en la mejora de la adhesión, que puede representar el uso como matriz de un polipropileno injertado con anhídrido maleico provisto de una polaridad determinada, dado el valor de esfuerzo cortante interfacial obtenido para un sistema fibra de Kevlar®-polipropileno atáctico reportado. Por otra parte, el tratamiento superficial con ácido fosfórico en las fibras de aramida no tuvo efecto sobre la resistencia interfacial a cortante entre la fibra y la matriz. La resistencia de la adhesión a cortante del sistema Aluminio/Compuesto/Aluminio fue cercana a la del sistema Aluminio/PPAM/Aluminio, por lo que puede decirse que la adhesión entre los componentes del FML está controlada principalmente por la buena adhesión del PPAM con el aluminio; es decir, la incorporación de la fibra de refuerzo no tuvo un efecto negativo en dicha propiedad. La buena adhesión entre los componentes del FML se puede atribuir a la adhesión de la matriz con el aluminio; el anclaje mecánico entre la matriz y las fibras de aramida promovido por la morfología del tejido.

La caracterización a tensión del FML y sus materiales constituyentes, permitió observar el efecto y contribución de cada material en el FML. En el caso de los laminados compuestos, la incorporación de la matriz al tejido de aramida contribuyó a la restricción de desplazamiento de la trama y urdimbre del tejido; asimismo mismo los laminados compuestos presentaron propiedades a tensión superiores a la de materiales compuestos termoplásticos empleados en la fabricación de FMLs reportados en la literatura.

La caracterización a tensión del FML y sus constituyentes demostraron que el FML estudiado presentó una resistencia a tensión mayor que la aleación de aluminio empleada y una deformación a la ruptura mayor que la de sus componentes por separado. El comportamiento a tensión del FML permitió confirmar la contribución del laminado compuesto en la mejora significativa de la deformación a la ruptura y de la resistencia de la aleación del aluminio. La resistencia a tensión del FML fue comparable a la resistencia de FMLs termoplásticos reportados en la literatura. Si bien el FML de este estudio no presentó un intervalo de deformación semejante a los FMLs basados en SRPP o polipropileno reforzado con fibra de vidrio reportados; en ninguno de estos estudios se presenta una mejora tan significativa del intervalo de deformación soportada por el aluminio como la que presenta el FML de este estudio. La mejora significativa en la resistencia a la tensión y en la deformación a la ruptura se puede atribuir a la buena adhesión entre los materiales constituyentes, permitiendo al aluminio tener una deformación mucho mayor e incrementar su resistencia a tensión dentro del arreglo ^[10].

PERSPECTIVAS

El presente proyecto de investigación demostró que es posible la elaboración de un FML a base de una aleación de aluminio comercial y polipropileno injertado con anhídrido maleico reforzado con fibras de aramida. Dado que el FML obtenido presentó propiedades a tensión comparables a las reportadas en la literatura, se propone lo siguiente para futuras investigaciones:

- Utilizar una aleación de aluminio alterna, en sustitución de la empleada y más afín a futuros requerimientos particulares de interés, por ejemplo de la industria automotriz.
- Dado que la adhesión entre los componentes de un FML es un factor determinante en las propiedades del material, se propone determinar la tenacidad a la fractura interfacial de este material empleando un método de prueba de viga cantilever simple, así como el análisis de los mecanismos de fractura.
- Caracterizar las propiedades a impacto del FML por medio de un ensayo de impacto por caída libre para determinar la tenacidad del material bajo condiciones dinámicas.
- Estudiar el efecto de otro tratamiento superficial sobre las fibras, como el anodizado o la silanización, sobre la adhesión interfacial del sistema fibra-matriz y sus correspondientes propiedades a tensión e impacto del FML.

PERSECTIVAS

El presente de investigación demostró que el modelo de desarrollo de
los países en desarrollo de América Central y del Caribe es una
estrategia más adecuada que el modelo de desarrollo de América Latina,
ya que el modelo de desarrollo de América Latina es más adecuado
para los países en desarrollo de América Latina.

Los resultados de este estudio demuestran que el modelo de desarrollo
de América Latina es más adecuado que el modelo de desarrollo de
América Central y del Caribe.

Los resultados de este estudio demuestran que el modelo de desarrollo
de América Latina es más adecuado que el modelo de desarrollo de
América Central y del Caribe.

Los resultados de este estudio demuestran que el modelo de desarrollo
de América Latina es más adecuado que el modelo de desarrollo de
América Central y del Caribe.

Los resultados de este estudio demuestran que el modelo de desarrollo
de América Latina es más adecuado que el modelo de desarrollo de
América Central y del Caribe.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] C. A. J. R. Vermeeren, An historic overview of the development of fibre metal laminates, *Applied Composite Materials*, Vol. 10, p. 189-205, 2003.
- [2] L. B. Vogelesang; A. Vlot, Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 103, p. 1-5, 2000.
- [3] A. Asundi; A. Y. N. Choi, Fiber Metal Laminates: An advanced material for future aircraft, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 63, p. 384-394, 1997.
- [4] J. J. Homan, Fatigue initiation in fibre metal laminates, *International Journal of Fatigue*, Vol. 28, p. 366-374, 2006.
- [5] T. Sinmazçelik; E. Avcu; M. Ö. Bora; O. Çoban, A review: Fiber metal laminates, background, bonding types and applied test methods, *Materials and Design*, Vol. 32, p. 3671-3685, 2011.
- [6] A. Vlot, Impact loading on fibre metal laminates, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 18, p. 291-307, 1996.
- [7] P. Compston; W. J. Cantwell, The interfacial fracture toughness of a polyamide-based fiber metal laminated bonded with a ionomer resin, *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 20, p. 509-512, 2001.
- [8] P. Compston; W. J. Cantwell, Impact perforation resistance and fracture mechanics of a thermoplastic based fiber-metal laminate, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 20, p. 597-599, 2001.
- [9] P. Compston; W. J. Cantwell; N. Jones, Influence of loading rate on the interfacial fracture toughness of a polyamide-based fiber-metal laminate, *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 21, p. 383-386, 2002.

[10] J. G. Carrillo; W. J. Cantwell, Mechanical properties of a novel fiber–metal laminate based on a polypropylene composite, *Mechanics of Materials*, Vol. 41, p. 828–838, 2009.

[11] G. Reyes; H. Kang, Mechanical behavior of lightweight thermoplastic fiber-metal laminates, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 186, p. 284-290, 2007.

[12] P. Compston; W. J. Cantwell; N. Jones, The influence of loading rate on the interfacial fracture toughness of a polypropylene-based fiber-metal laminate, *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 21, p. 263-266, 2002.

[13] L. Mosse; P. Compston; W. J. Cantwell; M. Cardew-Hall; S. Kalyanasundaram, The effect of process temperature on the formability of polypropylene based fibre-metal laminates, *Composites: Part A*, Vol. 36, p. 1158-1166, 2005.

[14] L. Mosse; P. Compston; W. J. Cantwell; M. Cardew-Hall; S. Kalyanasundaram, Stamp forming of polypropylene based fibre-metal laminates: The effect of process variables on formability, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 172, p. 163-168, 2006.

[15] J. G. Carrillo; W. J. Cantwell, A comparison of ply-level and sublaminate-level scaling of fibre metal laminates with in-plane dimensions, *Advanced Composites Letters* Vol. 16, p. 233-236, 2007.

[16] J. G. Carrillo; W. J. Cantwell, Scaling effects in the tensile behavior of fibre-metal laminates, *Composites Science and Technology*, Vol. 67, p. 1684-1693, 2007.

[17] G. Reyes; W. J. Cantwell, The mechanical properties of fibre-metal laminates based on glass fibre reinforced polypropylene, *Composites Science and Technology*, Vol. 60, p. 1085-1094, 2000.

- [18] M. R. Abdullah; W. J. Cantwell, The impact resistance of polypropylene-based fibre metal laminates, *Composites Science and Technology*, Vol. 66, p. 1682-1693, 2006.
- [19] S. Ebnesajjad, *Adhesive Technology Handbook*, William Andrew, New York, USA, 2008, p. 387.
- [20] B. Kouini; A. Serier, Properties of polypropylene/polyamide nanocomposites prepared by melt processing with a PP-g-MAH compatibilizer, *Materials and Design*, Vol. 34, p. 313-318, 2012.
- [21] H. A. Rijdsdijk; M. Contant; A. A. J. M. Peijs, Continuous-glass-fibre-reinforced polypropylene composites: I. Influence of maleic-anhydride-modified polypropylene on mechanical properties, *Composites Science and Technology*, Vol. 48, p. 161-172, 1993.
- [22] M.-A. Chen; H.-Z. Li; X.-M. Zhang, Improvement of shear strength of aluminium-polypropylene lap joints by grafting maleic anhydride onto polypropylene, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 27, p. 175-187, 2007.
- [23] H. H. Yang, Aramid fibers, *Comprehensive Composite Materials*, K. Anthony; Z. Carl, Ed.; Pergamon, Oxford, 2000; Vol. 1, p. 199-229.
- [24] K. K. Chang, Aramid Fibers, *ASM Handbook*, D. B. Miracle; S. L. Donaldson, Ed.; ASM International, Ohio, USA, 2001; Vol. 21 - Composites, p. 43-45.
- [25] M. Wardle, Aramid fibers for high performance coated fabrics, *Journal of Industrial Textiles*, Vol. 7, p. 334-356, 1978.
- [26] D. Hull, *Materiales compuestos*, Ed. Reverté, España, 1987, p. 255.

[27] R. A. Gamboa-Castellanos, Estudio y caracterización de un blindaje termoplástico a base de fibras de aramida, Tesis de Maestría, Centro de Investigación Científica de Yucatán, Yucatán, México, 2011.

[28] M. Piggott, Load bearing fibre composites, Kluwer Academic, Dordrecht, Netherlands, 2002, p. 490.

[29] D. Gay; S. V. Hoa; S. W. Tsai, Composite materials, design and applications, CRC Press, Paris, France, 2003, p. 523.

[30] S. K. Mazumdar, Composites Manufacturing: Materials, product and process engineering, CRC Press, Florida, USA, 2002, p. 396.

[31] Polymer matrix composites: Materials usage, design and analysis, Composite Materials Handbook MIL-HDBK-17-3F; Department of Defense. United States of America, USA, 2002; Vol. 3. , p. 693.

[32] Technical Fabrics Handbook, Hexcel[®]. Reinforcements for composites, USA, 2010, p. 116.

[33] J. G. Carrillo, A Study of the Mechanical Properties and Scaling Effects in a Thermoplastic Fibre-Metal Laminate, Ph. D. Tesis, University of Liverpool, Liverpool, UK, 2007.

[34] H. M. Dunlop; M. Benmalek, Role and characterization of surfaces in the aluminium industry, Journal de physique IV France, Vol. 7, p. 163-164, 1997.

[35] E. A. Starke, Aluminum alloys: alloy, heat treatment and temper designation, Concise encyclopedia of the structure of materials, J. W. Martin, Ed.; Elsevier, UK, 2007, p. 1-2.

[36] L. B. Vogelesang; A. Vlot, Towards application of fibre metal laminates in large aircraft, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 71, p. 558-570, 1999.

- [37] H. Palkowski; A. Carradò; J. Faerber; S. Niemeyer; G. Ziegmann, Metal/polymer/metal hybrid systems: Towards potential formability applications, *Composites Structures*, Vol. 93, p. 715-721, 2011.
- [38] J.-K. Kim; Y.-W. Mai, Engineered interfaces in fiber reinforced composites, Elsevier, UK, 1998, p. 416.
- [39] K. L. Devries; D. Adams, Mechanical testing of adhesive joints, *Adhesion Science and Engineering The Mechanics of Adhesion*, D. A. Dillard; A. V. Pocius, Ed.; Elsevier, Amsterdam, Netherlands, 2002; Vol. 1, p. 193-208.
- [40] C. Ochoa-Putman; U. K. Vaidya, Mechanisms of interfacial adhesion in metal-polymer composites: Effect of chemical treatment, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 42, p. 906-915, 2011.
- [41] J. Schultz; L. Lavielle; A. Carre; P. Comien, Surface properties and adhesion mechanisms of graft polypropylenes, *Journal of Materials Science*, Vol. 24, p. 4363-4369, 1989.
- [42] I. Novák; I. Chodák, Effect of grafting on polypropylene adhesive characteristics, *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 14, p. 1298-1299, 1995.
- [43] B. Kouini; A. Serier, Properties of polypropylene/polyamide nanocomposites prepared by melt processing with a PP-g-MAH compatibilizer, *Materials and Design*, Vol. 34, p. 313-318, 2012.
- [44] S.-J. Park; M.-K. Seo; T.-J. Ma; D.-R. Lee, Effect of chemical treatment of Kevlar fibers on mechanical interfacial properties of composites, *Journal of Colloid and Interface Science*, Vol. 252, p. 249-255, 2002.
- [45] J. Li; Y. C. Xia, Interfacial characteristics of an epoxy composite reinforced with phosphoric acid-functionalized Kevlar fibers, *Mechanics of Composite Materials*, Vol. 46, p. 211-214, 2010.

- [46] G. Lia; C. Zhanga; Y. Wanga; P. Lia; Y. Yua; X. Jiaa, et al., Interface correlation and toughness matching of phosphoric acid functionalized Kevlar fiber and epoxy matrix for filament winding composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 68, p. 3208-3214, 2008.
- [47] B. Miller; U. Gaur, Microbond method for determination of the shear strength of a fiber/resin interface: Evaluation of experimental parameters, *Composites Science and Technology*, Vol. 34, p. 35-51, 1989.
- [48] L. T. Drzal; P. J. Herrera-Franco; H. Ho, Fiber-Matrix Interface Test, *Comprehensive Composite Materials*, K. Anthony; Z. Carl, Ed.; Elsevier, Oxford, 2000; Vol. 5, p. 71-111.
- [49] H. F. Wu; C. M. Claypool, An analytical approach of the microbond test method used in characterizing the fiber-matrix interface, *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 10, p. 260-262, 1991.
- [50] ASTM Standard D 1002. Standard Test Method for Apparent Shear Strength of Single-Lap-Joint Adhesively Bonded Metal Specimens by Tension Loading (Metal-to-Metal), American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, USA., 2001, p. 5.
- [51] R. D. Adams, Failure strength test and their limitations, *Engineered Materials Handbook*; American Society for Materials, 1990; Vol.3 - Adhesives and Sealants, p. 325-326.
- [52] M.-A. Chen; X. Xie; X.-M. Zhang, Interactions of BTESPT silane and maleic anhydride grafted polypropylene with epoxy and application to improve adhesive durability between epoxy and aluminium sheet, *Progress in Organic Coatings*, Vol. 66, p. 40-51, 2009.

[53] G. P. McCombe; J. A. Etches; P. H. Mellor; I. P. Bond, Development of a ferromagnetic fibre metal laminate, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 42, p. 1380-1389, 2011.

[54] W. D. Callister, Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales, Ed. Reverté, España, 1995, p. 803.

[55] D. R. Askeland, Ciencia e Ingeniería de los Materiales, International Thomson, México, 1998, p. 468.

[56] ASTM Standard D 638. Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, USA, 2003, p. 15.

[57] ASTM Standard D 3039. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, USA, 2000, p. 13.

[58] ASTM Standard D 5035. Standard Test Method for Breaking Force and Elongation of Textile Fabrics (Strip Method). American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, USA, 2003, p. 8.

[59] H. F. Wu; L. L. Wu; W. J. Slagter; J. L. Verolme, Use of rule mixtures and metal volume fraction for mechanical property predictions of fibre reinforced aluminium laminates, Journal of Materials Science, Vol. 29, p. 4583-4591, 1994.

[60] K. Jud, Adhesive films for the production of aluminium honeycombs panels, C. Adhesives, Switzerland, 2011, p. 5.

[61] Collano 23.110/23.111 Technical data sheet, C. Adhesives, 2010, p. 1.

[62] Kevlar® 724. Ficha técnica comercial, C. P. Ballistic, México, 2010, p. 1.

[63] Hojas de aluminio: Propiedades mecánicas. Ficha técnica comercial, P. Nacobre, México, 2011, p. 2.

[64] J. G. Kaufman, Table 4b. Typical Physical Properties of Wrought Aluminum Alloys (Metric Units), Aluminium alloy database, Knovel, http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_boo kid=844&VerticalID=0, 2009.

[65] J. G. Kaufman, Table 7b. Typical Mechanical Properties of Wrought Aluminum Alloys (Metric Units), Aluminum alloy database, Knovel, http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_boo kid=844&VerticalID=0, 2009.

[66] J. L. Mena-Tun, Preparación y caracterización de materiales compuestos termoplásticos obtenidos a partir de fibras continuas de aramida. , Instituto Tecnológico de Mérida, Mérida Yucatán México, 2001.

[67] M. A. Arcique-Uicab, Diseño, construcción y optimización de un sistema de microtensión automatizado, Tesis de Licenciatura, Instituto Tecnológico Superior de Progreso, Yucatán, México, 2012.

[68] M. Nishikawa; T. Okabe; K. Hemmi; N. Takeda, Micromechanical modeling of the microbond test to quantify the interfacial properties of fiber-reinforced composites, International Journal of Solids and Structures, Vol. 45, p. 4098-4113, 2008.

[69] L. Yang; J. L. Thomason, Interface strength in glass fibre–polypropylene measured using the fibre pull-out and microbond methods, Composites: Part A, Vol. 41, p. 1077-1083, 2010.

[70] S.-K. Kang; D.-B. Lee; N.-S. Choi, Fiber/epoxy interfacial shear strength measured by the microdroplet test, Composites Science and Technology, Vol. 69, p. 245-251, 2009.

- [71] ASMT Standard E 111. Standard Test Method for young's Modulus, Tangent Modulus and Chord Modulus, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, USA, 1997, p. 7.
- [72] L. G. Wade, Química Orgánica, Pearson Education, México, 2002, p. 1312.
- [73] J. Qian; Z. Huang; S. Dang; Y. Xu, Improvements of polypropylene grafted maleic anhydride with ultrasonication, pre-irradiation and co-irradiation methods, Journal of Polymer Research, Vol. 18, p. 1557-1565, 2011.
- [74] B. S. Mitchell, An introduction to materials engineering and science for chemical and materials engineers, Wiley-Interscience, New Jersey, USA, 2004, p. 968.
- [75] J.-M. Park; D.-S. Kim; S.-R. Kim, Improvement of interfacial adhesion and nondestructive damage evaluation for plasma-treated PBO and Kevlar fibers/epoxy composites using micromechanical techniques and surface wettability, Journal of Colloid and Interface Science, Vol. 264, p. 431-445, 2003.
- [76] R. A. Gamboa-Castellanos, Estudio de la absorción de energía al impacto en laminados fibroreforzados a base de fibras de aramida y matriz de polipropileno, Tesis de Licenciatura, Instituto Tecnológico Superior de Motul, Yucatán, México, 2009.
- [77] A. D. Drozdov, Creep rupture and viscoelastoplasticity of polypropylene, Engineering Fracture Mechanics, Vol. 77, p. 2277-2293, 2010.
- [78] D. Zhu; B. Mobasher; A. Vaidya; S. D. Rajan, Mechanical behaviors of Kevlar 49 fabric subjected to uniaxial, biaxial tension and in-plane large shear deformation, Composites Science and Technology, Vol. 74, p. 121-130, 2013.
- [79] T. J. Mulkern; M. N. Raftenberg, Report ARL-TR-2865. Kevlar KM2 Yarn and Fabric Strength Under Quasi-Static Tension, U. S. Army Research Laboratory, USA, 2002, p. 39.

[80] W. F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales, McGraw Hill, España, 1998, p. 368.

ANEXO. A.

A.1 CÁLCULO DE LA FRACCIÓN VOLUMEN DE MATERIALES CONSTITUYENTES DE FML PARA PRUEBA DE RESISTENCIA A CORTANTE DEL TRASLAPE DE UNIONES METÁLICAS POR CARGA A TENSIÓN.

Para esta prueba se elaboraron primeramente laminados compuestos a base de la matriz termoplástica y el tejido de aramida. Los laminados compuestos se elaboraron empleando dos capas de película de matriz de espesor de 0.046 mm y una capa de tejido de aramida. La fracción volumen de la matriz y del refuerzo se calculó de la siguiente manera.

Para obtener el volumen del tejido de aramida, se sabe que las mechas del tejido tienen una densidad lineal de 1000 denier; adicionalmente, de la prueba de microgota realizada se determinó que las fibras de tejido tienen un diámetro promedio de 12.269 μm .

El denier se define como la masa en gramos de un mecha de tejido por cada 9000 metros de la misma ^[32]. Tomando una base de cálculo de 9000 m, la masa de la mecha hilo es de 1000 g. Una mecha de este tejido está formada de un conjunto de fibras; sabiendo que la densidad de la fibra es de 1.45 g/cm³, el volumen de una mecha se calculó con la Ecuación 1:

$$V_{\text{mecha}} = \frac{m}{\rho} = \frac{1000 \text{ g}}{1.45 \text{ g/cm}^3} = 689.655 \text{ cm}^3 \quad (1)$$

Donde

V_{mecha} = volumen de la mecha [cm³],

m = masa de la mecha [g],

ρ = densidad de la fibra [g/cm³]

El volumen anterior representa el volumen global de una mecha, el área transversal de una mecha se obtiene dividiendo el volumen del hilo entre la longitud lineal de 9000 m como lo muestra la Ecuación 2:

$$A_{\text{mecha}} = \frac{v_{\text{mecha}}}{l_{\text{mecha}}} = \frac{689.655 \text{ cm}^3}{900000 \text{ cm}} = 7.662 \times 10^{-4} \text{ cm}^2 \quad (2)$$

Donde

A_{mecha} = Área transversal de la mecha [cm^2],

l = longitud de la mecha [cm]

Asumiendo que las fibras tienen forma cilíndrica y conociendo su diámetro; el área transversal de una fibra se calcula como lo muestra la Ecuación 3:

$$A_{\text{fibra}} = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{\pi \times (12.269 \times 10^{-4} \text{ cm})^2}{4} = 1.182 \times 10^{-6} \text{ cm}^2 \quad (3)$$

Donde

A_{fibra} = Área transversal de la fibra [cm^2],

d = Diámetro de fibra [cm]

El número de fibras en cada mecha de tejido se obtiene dividiendo el área transversal de una mecha entre el área transversal de una fibra como se muestra en la Ecuación 4:

$$n_{\text{fibras}} = \frac{A_{\text{mecha}}}{A_{\text{fibra}}} = \frac{7.662 \times 10^{-4} \text{ cm}^2}{1.182 \times 10^{-6} \text{ cm}^2} = 648.223 \text{ fibras} \quad (4)$$

Donde

n_{fibras} = Número de fibras en una mecha de tejido

Se sabe que la densidad del tejido es de 24 mechas /pulgada o su equivalente de 9.449 hilos/cm. El número de mechas en una longitud de 19.6 cm es de 185.200

mechas; dado que para la elaboración de laminados compuestos la sección de tejido es de 19.6 X 19.6 cm; entonces en esta sección hay 370.401 mechas. El volumen para esta sección de tejido se obtiene multiplicando el área de una mecha por la longitud de la misma como se muestra en la Ecuación 5:

$$v_{\text{tejido}} = A_{\text{mecha}} \times n_{\text{mechas}} \times l_{\text{mecha}} \quad (5)$$

$$v_{\text{tejido}} = 5.562 \text{ cm}^3$$

Donde

v_{tejido} = Volumen del tejido [cm^3],

n_{mechas} = Número de mechas

l_{mecha} = longitud de la mecha [cm]

El volumen de la matriz en el laminado compuesto se calculó multiplicando el área de la sección de 19.6 cm X 19.6 cm por el espesor de la película de 0.046 mm por las dos capas que constituyen el laminado de acuerdo a la Ecuación 6:

$$v_{\text{matriz}} = l_{\text{matriz}} \times a_{\text{matriz}} \times e_{\text{matriz}} \times n_{\text{capas}} \quad (6)$$

$$v_{\text{matriz}} = 3.534 \text{ cm}^3$$

Donde

l_{matriz} = Largo de la matriz [cm],

a_{matriz} = Ancho de la matriz [cm],

e_{matriz} = Espesor de la matriz [cm],

n_{capas} = Número de capas de matriz

v_{matriz} = Volumen de la matriz [cm^3],

El volumen total de laminado compuesto es la suma del volumen del tejido de aramida y el volumen de la matriz como se muestra en la Ecuación 7:

$$v_{\text{comp}} = v_{\text{tejido}} + v_{\text{matriz}} = 9.096 \text{ cm}^3 \quad (7)$$

Donde

v_{comp} = Volumen total del laminado compuesto [cm^3]

La fracción volumen de cada material se obtiene dividiendo el volumen de cada material entre el volumen del laminado aramida-matriz de acuerdo a la Ecuación 8:

$$V_f^i = \frac{v_i}{v_{\text{comp}}} \quad (8)$$

Donde

V_f^i = Fracción volumen del material [cm^3/cm^3]

El volumen de cada material y su fracción volumen se muestran en la Tabla A.1.

Tabla A. 1. Volumen y fracción volumen de materiales constituyentes de laminados compuestos para prueba de adhesión a cortante.

Material	Volumen (cm^3)	Fracción volumen
Matriz	3.534	0.389
Tejido de aramida	5.562	0.611
Total	9.096	1.000

Elaborados los laminados compuestos; el aluminio y éstos fueron apilados para elaborar paneles de muestra para la prueba de adhesión a cortante del sistema aluminio/compuesto/aluminio. Se colocó una capa adicional de película de matriz entre el aluminio y el laminado aramida-matriz. La sección de traslape fue de 1.27 cm X 19.6 cm.

El volumen de tejido del sistema aluminio/compuesto/aluminio se calculó de la misma forma que en los laminados compuestos empleando la Ecuación 5. El volumen del aluminio se calculó empleando la Ecuación 6 como en el caso del volumen para la matriz para dos capas de aluminio de espesor de 1.2 mm. El volumen de la matriz se calculó como en la Ecuación 6, pero a cuatro capas en lugar de dos capas, ya que se agregaron dos capas más de película de matriz.

El volumen de cada material, así como su fracción volumen se muestran en la Tabla A.2.

Tabla A. 2. Volumen y fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs para prueba de adhesión a cortante.

Material	Volumen (cm ³)	Fracción volumen
Aluminio	5.974	0.880
Matriz	0.458	0.067
Tejido de aramida	0.359	0.053
Total	6.791	1.000

A.2 CÁLCULO DE LA FRACCIÓN VOLUMEN DE MATERIALES CONSTITUYENTES DE LAMINADOS COMPUESTOS Y DE FMLs PARA PRUEBAS DE TENSIÓN.

Para la elaboración de los laminados compuestos y de los FMLs para pruebas de tensión es necesario calcular la fracción volumen de los materiales que los constituyen.

A.2.1 LAMINADOS COMPUESTOS.

Los laminados compuestos se elaboraron empleando dos capas de película de matriz de espesor de 0.108 mm y una capa de tejido de aramida.

El volumen de tejido y de matriz se calculó de la misma forma que para los laminados aramida-matriz empleados para la prueba de adhesión a cortante. La sección de tejido de aramida utilizada fue de 25 cm X 25 cm. El número de hilos en una longitud de 25 cm es de 236.225 hilos; dado que para la elaboración de laminados aramida- matriz la sección de tejido es de 25 X 25 cm; entonces en esta sección hay 472.45 hilos. El volumen para esta sección de tejido se obtuvo de acuerdo a la Ecuación 5. El volumen de la matriz se obtuvo de acuerdo a la Ecuación 6 para una sección de 25 cm X 25 cm. El volumen de cada material así como su fracción volumen se muestran en la Tabla A.3.

Tabla A. 3. Volumen y fracción volumen de laminados compuestos.

Material	Volumen (cm ³)	Fracción volumen
Matriz	13.563	0.600
Tejido de aramida	9.050	0.400
Total	22.613	1.000

A.2.2 FMLs.

Los FMLs fueron elaborados empleando dos capas de matriz de 0.018 mm, una capa de tejido de aramida y en el caso del aluminio se utilizaron dos capas de espesor de 0.300 mm. Los materiales fueron cortados en secciones rectangulares de 25 cm X 35 cm.

En el tejido de aramida el número de hilos en una longitud de 35 cm; así como el número de hilos en una longitud de 25 cm es de 330.715 y 236.225 hilos

respectivamente. El volumen del tejido de aramida se obtuvo de acuerdo a la Ecuación 5 tanto para el ancho como para el largo de la sección de tejido:

$$v_{\text{lado25}} = 6.335 \text{ cm}^3$$

$$v_{\text{lado35}} = 6.335 \text{ cm}^3$$

Donde

v_{lado25} = Volumen del lado de 25 cm (ancho)

v_{lado35} = Volumen del lado de 35 cm (largo)

El volumen total de una sección de tejido de 25 cm X 35 cm es la suma de los volúmenes de ambos lados de acuerdo a la Ecuación 9:

$$v_{\text{tejido}} = v_{\text{lado25}} + v_{\text{lado35}} = 12.670 \text{ cm}^3 \quad (9)$$

El volumen de la matriz y del aluminio se calculó como en la Ecuación 6 para dos capas de matriz y dos capas de aluminio.

El volumen de cada material en el FML así como la fracción volumen de cada uno se muestran en la Tabla A.4.

Tabla A. 4. Fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs.

Material	Volumen (cm ³)	Fracción volumen
Aluminio	52.500	0.624
Matriz	18.988	0.226
Tejido de aramida	12.670	0.150
Total	84.158	1.000

Si se considera que el FML de este estudio está formado de las láminas de aluminio y el laminado compuesto; entonces la fracción volumen de estos constituyentes corresponde a los valores mostrados en la Tabla A.5.

Tabla A. 5. Fracción volumen de materiales constituyentes de FMLs.

Material	Fracción volumen
Aluminio	0.624
Laminado compuesto	0.376
Total	1.000

La fracción volumen de aluminio obtenida con estos laminados es similar a fracciones de aluminio reportadas en otros FMLs [8, 10, 11, 17, 18].

ANEXO. B.

B.1 LOTES DE REPETICIÓN PARA LA DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES A TENSIÓN DE FMLs Y SUS CONSTITUYENTES.

Tabla B. 1. Propiedades a tensión de la matriz Collano lote a.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Esfuerzo de cedencia (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
1a	16.690	5.500	9.397	582.636
2a	16.409	5.714	2.723	564.391
3a	16.998	5.670	3.381	619.412
4a	13.975	5.691	8.105	511.765
5a	17.061	5.670	8.381	471.507
Promedio	16.227	5.649	6.397	549.942
D.E.	1.285	0.085	3.100	58.552

Tabla B. 2. Propiedades a tensión de laminados compuestos lote b.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
2b	430.769	0.045	19.213
3b	431.307	0.055	17.391
5b	474.395	0.051	14.113
7b	463.909	0.051	16.914
8b	528.022	0.058	15.495
Promedio	465.680	0.052	16.625
D.E.	39.893	0.005	1.934

Tabla B. 3. Propiedades a tensión de laminados FML lote b.

Muestra	Resistencia a la tensión (MPa)	Esfuerzo de cedencia (MPa)	Deformación a la ruptura (mm/mm)	Módulo Elástico E (GPa)
4b	255.226	59.798	0.074	52.076
2b	269.773	67.379	0.075	52.813
9b	245.890	54.101	0.070	52.514
8b	263.796	52.316	0.076	46.521
10b	256.577	57.297	0.070	51.017
Promedio	258.252	58.178	0.073	50.988
D.E.	9.059	5.273	0.003	2.588