

**CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS AVANZADOS
DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

UNIDAD QUERETARO

**“PRODUCCIÓN Y CARACTERIZACIÓN MECÁNICA DE LAMINADOS
HÍBRIDOS OBTENIDOS POR EL MÉTODO DE LAMINACIÓN
MANUAL CON BOLSA DE VACÍO CURADOS EN HORNO
ELÉCTRICO”**

Tesis que presenta:

Ing. Mónica Araceli Olea Amezcua

para obtener el grado de

Maestra en Ciencias

en la Especialidad de

Materiales

**CINVESTAV
IPN
ADQUISICION
LIBROS**

Director de la Tesis:

Dr. Alejandro Manzano Ramírez

Santiago de Querétaro, Qro.

Octubre, 2012

CLASIF..	C000199
ADQUIS..	C0-204-554
FECHA:	12-07-2013
PROCED..	Den.-2013
\$	

AGRADECIMIENTOS

El presente trabajo de investigación no hubiese sido posible sin el valioso apoyo e interés dedicado, por parte del CINVESTAV, UNAQ, UAQ y CIATEQ; a quienes quiero expresar mi más sincero y profundo agradecimiento.

Agradezco al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por el apoyo económico otorgado a mi Programa de Posgrado.

Agradezco al CINVESTAV-Querétaro, por haberme dado la posibilidad de actualizar y profundizar mis estudios y conocimientos; permitiéndome acceder a las teorías, metodologías y técnicas actuales en la materia, en niveles de calidad académica reconocidos internacionalmente.

Agradezco a mi asesor de tesis, Dr. Alejandro Manzano Ramírez (CINVESTAV); al Dr. Omar Aconeltzin Jiménez Arévalo (UNAQ) y Dr. José Luis Reyes Araiza (UAQ) por el tiempo invertido en apoyo a mi investigación y por todas las enseñanzas, experiencias y sabidurías transferidas en estos meses de arduo trabajo.

Gracias también a mis queridos amigos y compañeros, cuya labor y participación fue fundamental para el desarrollo de mi tesis.

Finalmente, agradezco profundamente a mis padres Ricardo Alberto Olea Ayala y Mónica Silvia Amezcua Gil, y a mi familia; por su apoyo incondicional, su confianza, solidaridad y constantes muestras de cariño; fuente motora de mi trabajo.

RESUMEN

El propósito de esta investigación fue el estudiar las propiedades mecánicas de laminados híbridos FML's, fabricados por el método de laminación manual con bolsa de vacío, curados en un horno eléctrico; a base de láminas de aluminio monolítico 1100-H14 C-26, y tejidos pre-impregnados de fibra de carbono, vidrio y aramida; con el objetivo de poder predecir el comportamiento mecánico de estos materiales estructurales.

Los FML's buscan mejorar las propiedades intrínsecas de las láminas de aluminio, como su resistencia a la fatiga, al impacto y a la corrosión, etc., en materiales con bajas densidades. Debido a sus propiedades mejoradas, se emplean en estructuras aeroespaciales, en sustitución de los paneles de aluminio normalmente usados; que entre otras, tienen la desventaja de ser más pesados. Estos materiales pueden ser producidos para satisfacer requerimientos específicos, al manipular las características del apilamiento que los constituyen. Sin embargo, en la literatura se detecta una gran carencia en el estudio de su diseño y desarrollo, al ser materiales anisotrópicos, el estudio de su comportamiento bajo diferentes condiciones de trabajo se dificulta. Por lo que requieren consideraciones especiales en la determinación de sus propiedades físicas y mecánicas.

Las láminas de aluminio y fibras fueron acomodadas con una orientación a 0° de la dirección de fabricación de los tejidos; ya que esta orientación muestra el más alto valor del módulo de elasticidad, del límite de elasticidad y del esfuerzo último, comparado con otras posibles orientaciones.

Para poder lograr este cometido, se realizaron pruebas de Flexión, Tensión e Impacto; bajo sus respectivas normas ASTM D-6272-00, D3039 M-00 D y D7136 M-07, respectivamente.

Por medio de un modelo teórico no lineal y no conservativo, que representa los procesos de flexión e indentación durante el impacto, se realizó un estudio de los datos experimentales obtenidos en la prueba de impacto realizada variando la velocidad de caída del impactor.

De acuerdo a las propiedades a tensión, flexión e impacto exhibidas estos laminados híbridos, se reporta que son susceptibles a utilizarse para absorber grandes deformaciones por impacto y pueden inhibir el crecimiento de grieta de las láminas de aluminio.

ABSTRACT

The purpose of this research was to study the mechanical properties of hybrid laminated FML's, manufactured by hand lay-up process with vacuum bag and cured in an electric furnace, using aluminum monolithic 1100-H14 C-26 sheets, and pre-impregnated woven carbon, glass and aramid fibers, with the aim to predict the mechanical behavior of these structural materials.

The FML's look to improve the intrinsic properties of the aluminum sheets, as their resistance to fatigue, impact and corrosion, etc., in materials with low densities. Due to their improved properties, they are used in aerospace structures, replacing aluminum panels normally used, which among other, have the disadvantage of being heavier. These materials can be produced to meet specific requirements, manipulating the characteristics of the stacking of their constituents. However, they still have a major weakness in the study of their design and development; to be anisotropic materials, the study of their behavior under different working conditions is difficult. They require special considerations in the determination of physical and mechanical properties.

The aluminum sheets and fibers were arranged with an orientation at 0° to the machine direction of the fabric; this orientation shows the highest value of the modulus of elasticity, yield stress and ultimate stress, compared with other possible orientations.

To achieve this task, we made bending, tensile and impact testing; under their respective standard ASTM D-6272-00, D3039 M-00 D y D7136 M-07.

Using a theoretical nonlinear and nonconservative model, representing the bending and indentation processes during impact, a study of the experimental data obtained in the impact testing, varying the rate of fall of the impactor, was made.

According to tensile, flexural and impact properties, exhibited by these hybrid laminates, is reported that they are susceptible to be used to absorb large deformation by impact and may inhibit crack growth of the aluminum sheets.

ACRÓNIMOS

Término	Inglés	Español
ABS	AcrylonitrileButadieneStyrene	Acrilonitrilo Butadieno Estireno
ASTM	American Society for Testing Materials	Sociedad Americana para la Prueba de Materiales
CINVESTAV		Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional Unidad Querétaro
CMC's	CeramicMatrixComposite	Compuestos de Matriz Cerámica
FML's	Fiber Metal Laminates	Laminados fibrometálicos
GLARE	Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy	Laminado de aluminio vidrio-epoxi reforzado
MMC's	Metal MatrixComposite	Compuestos de Matriz Metálica
OMC's	OrganicMatrixComposite	Compuestos de Matriz Orgánica
PAN	Polyacrylonitrile	Poliacrinitrilo
PBT	PolybutyleneTerephthalate	Polibutinelode Tereftalato
PET	PolyethyleneTerephthalate	Polietileno de Tereftalato
PMC's	PolymerMatrixComposite	Compuestos de Matriz Polimérica
UAQ		Universidad Autónoma de Querétaro
FAA's	Federal Aviation Administration	Administración Federal de Aviación

INDICE GENERAL

AGRADECIMIENTOS	i
RESUMEN	iii
ABSTRACT	iii
ACRÓNIMOS	iv
1. INTRODUCCION	1
2. OBJETIVOS	7
2.1 OBJETIVO GENERAL	7
2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	7
3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	11
4. ANTECEDENTES	15
4.1 MATERIALES COMPUESTOS	15
4.1.1 INTRODUCCIÓN	15
4.1.2 CLASIFICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS	16
4.1.3 REFORZAMIENTO DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	18
4.1.3.1 TIPOS DE FIBRAS.....	19
4.1.3.2 TIPOS DE MATRICES.....	24
4.1.4 PROCESOS DE FABRICACIÓN.....	26
4.1.4.1 MÉTODO DE PRE-IMPREGNADO	27
4.1.4.2 PROCESO DE LAMINACIÓN HÚMEDA (WETLAY-UP).....	28
4.1.5 ECUACIONES BÁSICAS	29
4.1.6 PROPIEDADES MECÁNICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	32
4.1.7 FIBER METAL LAMINATES (FML's)	33
4.1.8 APLICACIONES AERONAUTICAS DE MATERIALES COMPUESTOS.....	35
4.1.9 ESTUDIOS ANTERIORES	38
4.1.10 HIGIENE Y SEGURIDAD	40
5. DESARROLLO EXPERIMENTAL	45
5.1 MATERIALES.....	45
5.2 PREPARACIÓN DE LAS LÁMINAS DE ALUMINIO.....	47
5.2.1 LIMPIEZA DE LAS LÁMINAS.....	47
5.2.2. MEDICIÓN DE RUGOSIDAD MEDIA.....	47
5.2.3. PRUEBA DE ADHERENCIA	50
5.3 ELABORACIÓN DE LOS LAMINADOS HÍBRIDOS	51

5.3.1. ARREGLOS ELABORADOS.....	52
5.3.2. LAMINACIÓN MANUAL	52
5.3.2.1 LIMPIEZA Y PREPARACIÓN DE LOS MOLDES	53
5.3.2.2 FABRICACIÓN DE LAMINADOS HÍBRIDOS	53
5.3.2.3 PROCESO DE CURADO Y DESMOLDE.....	54
5.3.3 CORTE DE PROBETAS	54
5.4 PRUEBAS MECÁNICAS.....	57
5.4.1 PRUEBA DE FLEXIÓN	57
5.4.1.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA	62
5.4.1.2 PROCESAMIENTO DE DATOS	62
5.4.2 PRUEBA DE TENSIÓN	63
5.4.2.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA	65
5.4.2.2 PROCESAMIENTO DE DATOS	66
5.4.3 PRUEBA DE IMPACTO.....	67
5.4.3.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA	69
5.4.3.2 PROCESAMIENTO DE DATOS	70
6. RESULTADOS Y DISCUSIÓN	73
6.1 CÁLCULO TEÓRICOS DE LOS FML`s FABRICADOS.....	73
6.2 PRUEBAS DE FLEXIÓN.....	73
6.3 PRUEBAS DE TENSIÓN.....	77
6.4 PRUEBAS DE IMPACTO.....	80
6.4.1 MODELO DE IMPACTO	80
6.4.1.1 COEFICIENTE DE RESTITUCIÓN	80
6.4.1.2 MODELO ANALÍTICO DE FLEXIÓN	81
6.4.1.3 INDENTACIÓN.....	86
6.4.1.4 FLEXIÓN MÁS INDENTACIÓN EN SERIE.....	91
6.4.2 RESULTADOS DE LA PRUEBA DE IMPACTO	95
6.4.2.1 RESULTADOS EXPERIMENTALES	95
6.4.2.2 RESULTADOS DEL MODELO APLICADO	105
6.5 COMPARACIÓN ENTRE LOS RESULTADOS DE LAS PRUEBAS MECÁNICAS	112

6.6 COMPARACIÓN ENTRE LOS RESULTADOS DE LAS PRUEBAS MECÁNICAS Y ESTUDIOS ANTERIORES.....	113
7. CONCLUSIONES.....	119
7.1 TRABAJO A FUTURO PROPUESTO	121
BIBLIOGRAFÍA.....	125
ANEXO A. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE CARBONO	131
ANEXO B. CARACTERÍSTICAS DE LA RESINA	132
ANEXO C. CARACTERÍSTICAS DE LA CINTA SELLADORA.....	134
ANEXO D. CARACTERÍSTICAS DE LA BOLSA DE VACÍO.	135
ANEXO E. CARACTERÍSTICAS DE LA CINTA DE ALTA TEMPERATURA	136
ANEXO F. FALLAS TÍPICAS EN MATERIALES COMPUESTOS CON MATRIZ POLIMÉRICA. ⁽⁴⁵⁾	137
ANEXO G. ESPECIFICACIONES DE LA RAMPA DE CALENTAMIENTO.	138
ANEXO H. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE ARAMIDA.....	139
ANEXO I. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE VIDRIO.	141

INTRODUCCIÓN

1. INTRODUCCION

Cuando nos referimos a un material, se hace referencia a todo aquello que el ser humano necesita para construir cosas. Desde los comienzos de la prehistoria se conocen intentos del hombre de manipular y utilizar para su provecho, diversos elementos que se encuentran en la naturaleza. Con el paso de los años, también ha intentado conocer y controlar su composición, logrando modificar su comportamiento, así como sus propiedades; llegando a predecir los efectos de diversas manipulaciones sobre los materiales. ⁽¹⁾

Esta tarea avanzó con la historia, primero de manera artesanal, fundamentándose en conocimientos empíricos o especulativos. Comenzando esta historia, con la edad de piedra, cuando se usaban piedras, madera, arcilla, cuero, etc. En la edad de bronce el hombre descubre la importancia del parámetro de la temperatura y lo usa para modificar las propiedades de los materiales mediante tratamientos térmicos o mediante la adición de otras sustancias. Sin embargo, el uso de los materiales se mantuvo como ciencia empírica hasta finales del siglo XIX; con la introducción de la química y la física, los elementos de cálculo y la experimentación de la época.

En la actualidad, existen alrededor de más de 50,000 materiales utilizados en el diseño y en la manufactura de productos. ⁽²⁾ Estos materiales pueden variar desde los más simples (el cobre, latón, acero) hasta los desarrollados actualmente conocidos como materiales avanzados (compuestos, cerámicos y aceros de alto desempeño). Los materiales avanzados, surgen gracias a conocimientos más sólidos sobre la estructura de la materia; se empieza a pensar en crear nuevos materiales con las propiedades deseadas. Los nuevos materiales que han aparecido gracias a la ciencia, permiten soluciones novedosas a problemas específicos.

La mayoría de las tecnologías modernas requieren materiales con una combinación inusual de propiedades, imposible de conseguir con los materiales convencionales. Esta necesidad es muy evidente en aplicaciones aeronáuticas, deportivas, estructurales, espaciales, acuáticas y en los transportes. Las combinaciones de propiedades de los materiales se han ampliado, hasta el grado de crear una nueva gama de materiales llamados compuestos. Considerándose como material compuesto a un material multifase que conserva una proporción significativa de las propiedades de las fases constituyentes de manera que se presente la mejor combinación posible. De acuerdo con

este principio de acción combinada, las mejores propiedades se obtienen por la combinación razonada de dos o más materiales diferentes.⁽³⁾

Específicamente para aplicaciones aeronáuticas, los materiales compuestos han venido a dar una útil herramienta en el desarrollo de materiales estructurales; ya que poseen múltiples ventajas sobre el aluminio monolítico estándar, material mayormente usado para conformar la estructura de aviones de uso comercial y militar. Las estructuras híbridas han sido adaptadas para conseguir propiedades mecánicas específicas, a través de la selección de la fibra reforzante, su orientación y la secuencia de apilamiento de los materiales. Adaptando estos materiales se incrementa la eficiencia estructural, mientras que al mismo tiempo se reduce el peso, de este modo se permite a la aeronave desarrollar la función deseada. En los últimos tiempos, los materiales compuestos se han utilizado en estructuras aeronáuticas avanzadas, debido a que poseen mayor rigidez y resistencia en comparación con el aluminio, que es más pesado.

Otra ventaja al usar materiales compuestos, es que una vez que se ha seleccionado la aplicación en la cual será usado, y los requerimientos del mismo; las aplicaciones de los constituyentes individuales pueden ser adaptadas para una estructura particular. Los materiales compuestos también exhiben una muy buena durabilidad y tolerancia a daños. La fatiga puede ser una falla prematura en todas las estructuras de aluminio, ya que una estructura de aluminio fatigada es dañada debido a grietas causadas por la carga cíclica. Estas rupturas incrementan el nivel de estrés localizado, en particular cerca de la punta de la grieta. Información obtenida muestra que las grietas en las estructuras de aluminio, crecen en longitud de manera exponencial hasta que la estructura finalmente falla. Una inspección en la estructura entera de una aeronave ante el daño por fatiga es muy cara y tediosa, en adicción con los gastos asociados en reparar las grietas, una vez detectadas.

Los laminados de metal fibroreforzados (FML's Fiber Metal Laminates) son materiales compuestos que han venido a dominar el campo de tecnología aeroespacial. Los FML's consisten en la adición de fibras de refuerzo de vidrio, carbón, aramida, etc., en delgadas hojas de aluminio monolítico laminado, integrados en un sistema polimérico epóxico. Este material compuesto tiene mayores propiedades mecánicas que un material monolítico tradicional.

Sin embargo, es necesario un amplio estudio sobre el diseño y las propiedades mecánicas de los materiales compuestos, ya que son compuestos anisotrópicos; se requiere comprender su funcionamiento para poder ser utilizados en aplicaciones industriales. Por medio de varias pruebas

mecánicas se pueden conocer las propiedades del material fabricado y por lo tanto su comportamiento bajo ciertas circunstancias. Algunas propiedades mecánicas que son muy útiles de conocer son: propiedades tensiles, ensayos de flexión, de impacto, de delaminación y de cortante.

También es importante optimizar los parámetros de procesamiento del conformado, para garantizar piezas homogéneas, para aplicaciones avanzadas; logrando una buena incorporación y dispersión del material de refuerzo en la matriz para obtener una buena interfase y mejorar las propiedades mecánicas de la matriz.

OBJETIVOS

2. OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GENERAL

Elaborar y caracterizar laminados híbridos de aluminio con fibra de vidrio, de carbono y aramida por laminación manual con bolsa de vacío; determinando sus propiedades mecánicas para conocer su comportamiento bajo ciertas condiciones de carga y de trabajo.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Elaborar el material híbrido de lámina de aluminio con pre-impregnados de fibra de vidrio, de carbono y aramida, empleando el método de laminación manual con bolsa de vacío.
- Caracterizar propiedades mecánicas bajo tensión, flexión e impacto de los laminados obtenidos.
- Hacer evaluaciones de las superficies de fractura, para detectar el tipo de falla.
- Elegir el mejor material elaborado por medio de la comparación de los resultados obtenidos.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Junto con el desarrollo tecnológico en aeronáutica, tanto militar como comercial, han surgido nuevas necesidades en cada una de sus áreas. Con lo que respecta a la estructura de los aviones, se busca mantener la capacidad operacional de los materiales que la conforman. El uso de estructuras metálicas ha venido siendo sustituido por componentes compuestos debido a sus excepcionales propiedades mecánicas.

La fuerte competencia a la que se enfrentan las empresas hoy día en los mercados, las ha forzado a que de manera continua busquen implementar estrategias de productividad y eficiencia que reduzcan sus costos de operación y aumenten su capacidad de respuesta. Para ello se han visto en la necesidad de rediseñar sus aeronaves, migrar hacia materiales más ligeros en sus fuselajes (compuestos de matriz polimérica principalmente), al mismo tiempo que adaptan sus procesos de manufactura a estos nuevos materiales.

Falta mucho estudio para tener un conocimiento detallado de la respuesta mecánica de los laminados híbridos y su funcionamiento bajo ciertas condiciones de trabajo, puesto que aún no se realizan todos los modelos y pruebas necesarias para aplicaciones a nivel industrial.

Entender el comportamiento de los materiales compuestos bajo cargas estáticas o dinámicas es de suma importancia para diseñar y desarrollar una pieza específica, sin dejar de tomar en cuenta su aplicación final. El estudio no es tan sencillo ni simple como en los materiales metálicos o poliméricos, debido a la anisotropía de los compuestos.

El enfoque principal del presente trabajo es el estudio de las propiedades de tensión, flexión e impacto en materiales compuestos híbridos, para comprender e incluso poder predecir su comportamiento mecánico como respuesta a una carga aplicada.

ANTECEDENTES

4. ANTECEDENTES

4.1 MATERIALES COMPUESTOS

4.1.1 INTRODUCCIÓN

En la actualidad, el desarrollo de nuevos materiales es inminente; puesto que cada día surgen nuevas necesidades ante el avance tecnológico tan rápido que se vive. Como respuesta a estas necesidades, ha surgido una gama de materiales relativamente nuevos, llamados materiales compuestos o híbridos. Estos materiales se usan en muchas industrias como lo son: aeronáutica, deportiva, automotriz, eólica, entre otras; ya que gracias a sus excelentes propiedades mecánicas tienen un amplio rango de aplicación.

Los materiales híbridos o compuestos, son materiales avanzados, consisten en la unión a escala macroscópica de dos o más materiales químicamente diferentes, para conseguir la combinación de propiedades superiores que no es posible obtener en los materiales originales o en sus constituyentes individuales. Estos compuestos pueden seleccionarse para lograr propiedades específicas poco usuales como lo son:

Rigidez, resistencia, bajo peso o baja densidad, rendimiento a alta temperatura, resistencia a la corrosión, resistencia al desgaste, dureza, resistencia a la fatiga, aislamiento térmico, conductividad térmica, etc. ⁽⁴⁾

También se puede definir a los materiales compuestos como un sistema o material integrado por una mezcla o combinación de dos o más micro o macro constituyentes que difieren en forma y composición química y que son esencialmente insolubles entre sí, presentando diversas interfases entre ellos. ⁽⁵⁾

En general, los materiales compuestos cumplen las siguientes características: ⁽⁶⁾

- Están formados de 2 o más componentes distinguibles físicamente y separables mecánicamente.
- Presentan varias fases químicamente distintas, completamente insolubles entre sí y separadas por una interfase.

- Sus propiedades mecánicas son superiores a la simple suma de las propiedades de sus componentes.
- No pertenecen a los materiales compuestos aquellos materiales polifásicos, como las aleaciones metálicas, en las que mediante un tratamiento térmico se cambian la composición de las fases presentes.

Estos materiales nacen de la necesidad de obtener materiales que combinen las propiedades de los cerámicos, los plásticos y los metales. Por ejemplo, en la industria del transporte son necesarios materiales ligeros, rígidos, resistentes al impacto y que resistan bien la corrosión y el desgaste, propiedades que rara vez se dan juntas. A pesar de haberse obtenido materiales con unas propiedades excepcionales, las aplicaciones prácticas se ven reducidas por algunos factores que aumentan mucho su costo, como la dificultad de fabricación o la incompatibilidad entre materiales.

Los materiales compuestos se componen de dos constituyentes principales. Uno de los constituyentes forma una fase continua llamada matriz, mientras que el otro constituyente es el refuerzo en forma de fibras o partículas las cuales se agregan a la matriz para mejorar o alterar las propiedades; las fibras son una fase de carácter discreto, su geometría es fundamental a la hora de definir las propiedades mecánicas del material.⁽⁶⁾ La matriz tiene un carácter continuo, es encargada de mantener las fibras en su lugar, de protegerlas, de transmitir las cargas a las fibras y dar cohesión al material.

Además existen otros tipos de componentes como cargas y aditivos que dotan a los materiales compuestos de características peculiares para cada tipo de fabricación y aplicación.⁽⁷⁾ En la Tabla 4.1 se muestran las materias primas de un material compuesto, mientras que en la Tabla 4.2 se muestran propiedades de algunos materiales compuestos, y no compuestos para su comparación.

4.1.2 CLASIFICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS

Típicamente los materiales compuestos se clasifican en dos niveles:

- a) De acuerdo al tipo de matriz que se utiliza en los materiales compuestos, existen tres tipos principalmente: compuestos de matriz orgánica (OMC's), compuestos de matriz metálica (MMC's) y compuestos de matriz cerámica (CMC's). El término de "compuestos de matriz

orgánica” es generalmente utilizada para incluir dos clases de compuestos: compuestos de matriz polimérica (PMC’s) y compuestos de matriz de carbono. ⁽⁸⁾

- b) De acuerdo a la forma del refuerzo: partícula, lámina, alargado (*whisker*), fibra continua y tejidos. Para obtener una mejora en las propiedades mecánicas del compuesto se requiere de al menos del 10% del agente de refuerzo. ⁽⁸⁾

Componente	Tipos
Fibras	Fibras Cerámicas (Carburo de Silicio, Alúmina) Fibras Metálicas Fibras Inorgánicas (Carbono, Vidrio, Boro) Fibras Orgánicas (Aramida, Polietileno)
Matrices	Matrices Inorgánicas (Cemento, Geopolímeros, Yeso) Matrices Termoestables (Epóxica, Vinil, Poliéster, Fenólica, Poliamidas, Bismaleimidas) Matrices Termoplásticas (ABS, Polipropileno, Policarbonato, Acetato, PBT, PET, Nylon)
Núcleos	Nido de abeja (Aluminio, Nomex, Polipropileno) Espumas (Poliuretano, Poliestireno, PVC) Sandwich, Tejido 3D, Madera Balsa
Adhesivos	Epóxico, Poliuretano, Acrílicos
Recubrimientos	Cerámicos, Fenólicos, Epóxico + Arena

Tabla 4.1 – Materias primas de un material compuesto. ⁽⁷⁾

Los materiales de matriz metálica (MMC’s) ofrecen muchas ventajas sobre los materiales de matrices poliméricas (PMC’s) y comúnmente utilizan el aluminio en algunas aplicaciones industriales como son alas superiores e inferiores de las aeronaves; y en estructuras para misiles. También pueden encontrarse en turborreactores y cohetes para mejorar la eficiencia debido a la resistencia a altas temperaturas. ^(4,9) El esfuerzo y el módulo de cedencia es mayor comparado con los compuestos de matrices poliméricas (PMC’s). ⁽⁴⁾ Una aplicación única para estos materiales es en el alambre superconductor que se utilizan en los reactores de fusión. ⁽⁹⁾ Los materiales de matriz cerámica (CMC’s) reforzados con fibra cerámica han obtenido una mejor resistencia y tenacidad a la fractura en comparación con productos cerámicos convencionales y son considerados para aplicaciones a estructuras de alta temperatura como álabes para turbina y componentes de motores de carro. ⁽¹⁰⁾

Material	Densidad (ρ) [g/cm ³]	Módulo de Rigidez (E) [GPa]	Resistencia Tensión (σ) [GPa]	Módulo Específico (E/ ρ)	Resistencia Específica (σ/ ρ)	Temperatura de Servicio [°C]
Metales						
Hierro Fundido	7.0	100	0.14	14.3	0.02	230-300
Acero, AISI 1045	7.8	205	0.57	26.3	0.073	500-650
Aluminio 2024T4	2.7	73	0.45	27.0	0.17	150-250
Aluminio 6061-T6	2.7	69	0.27	25.5	0.10	150-250
Plásticos y cerámicos						
Polipropileno	0.9	1.4	0.033	1.55	0.037	50-80
Epóxico	1.25	3.5	0.069	2.8	0.055	80-215
Alúmina	3.8	350	0.17	92.1	0.045	1425-1540
MgO	3.6	205	0.06	2.22	0.004	70-120
Compuestos de Fibra Corta						
Vidrio con epóxico (35%)	1.90	25	0.30	8.26	0.16	80-200
Vidrio con Poliéster (35%)	2.00	15.7	0.13	7.25	0.065	80-125
Vidrio con Nylon (35%)	1.62	14.5	0.20	8.95	0.12	75-110
Compuestos unidireccionales						
Vidrio S con epóxico (45%)	1.81	39.5	0.87	21.8	0.48	80-215
Carbono con epóxico (61%)	1.59	142	1.73	89.3	1.08	80-215
Kevlar con epóxico (53%)	1.35	63.6	1.1	47.1	0.81	80-215

Tabla 4.2 – Propiedades de algunos materiales compuestos y no compuestos. ⁽²⁾

4.1.3 REFORZAMIENTO DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Como se mencionó anteriormente, los materiales compuestos pueden ser reforzados tanto con partículas como con fibras. Las partículas deben ser de un material duro y frágil, son dispersas discreta y uniformemente, rodeadas por una matriz más blanda y dúctil. El tamaño de la partícula suele ser muy pequeño (diámetro entre 100 y 2500 μ). Las principales propiedades de las partículas son:

- La fase es generalmente un óxido duro y estable. El agente debe tener propiedades físicas óptimas. No deben reaccionar químicamente el agente y la fase. No tienen una orientación preferencial.

Los materiales compuestos reforzados con fibras consisten en utilizar fibras de alta resistencia y alto módulo específico embebidas o adheridas a una matriz con distintas interfaces o fronteras. ⁽¹¹⁾ De esta forma, tanto la matriz como las fibras conservan sus propiedades físicas y

químicas aunque combinan propiedades que no se alcanzarían por sí solas. En general, las fibras son los componentes que absorben la carga del material y proporcionan al material su fuerza a la tracción; mientras que la matriz, que es la responsable de las propiedades químicas y físicas del material, mantiene la posición y la orientación de las fibras, actúa como un medio de transferencia de la carga de las fibras dañadas a las fibras intactas, y entre las que no están alineadas con las líneas de tensión; protege de daños ambientales debido a las temperaturas elevadas y a la humedad; y evita el pandeo de las fibras por compresión.

El uso de fibras se debe a que estas son más rígidas y fuertes que el mismo material en bulto del que proceden, esto debido a su estructura. En las fibras, los cristales están alineados a lo largo del eje de las fibras y tienen menos defectos internos que el material en bulto. ⁽¹²⁾

4.1.3.1 TIPOS DE FIBRAS

En general, las fibras para materiales compuestos se presentan en varias formas:

- Fibras continuas y discontinuas
- Fibras largas y cortas
- Fibras orgánicas e inorgánicas

Las fibras ofrecen la rigidez y la dureza necesaria a los compuestos. Los refuerzos más comunes son: fibras de vidrio, fibras de carbono, aramida, cuarzo, kevlar, boro, entre otras. ⁽⁶⁾ Su geometría típica tiene una razón longitud-diámetro muy alta. Las fibras orgánicas se caracterizan por ser de baja densidad, flexibles y elásticos (fibra de vidrio, carburo de silicio, boro, cuarzo, alúmina, carbono); mientras que las sintéticas se caracterizan por un alto módulo tensil, alta estabilidad térmica y gran rigidez (aramida–*Kevlar*, fibra de polietileno–*Spectra*, etc.). En la Tabla 4.3 se muestran las presentaciones de las fibras a nivel industrial.

Las fibras son tan delgadas y largas, que pueden ser dobladas fácilmente; por lo que pueden ser hiladas en un tejido. Los tejidos se forman intercalando dos sets ortogonales de hilados. En la Figura 4.1 se muestran ejemplos de preformas de acuerdo a la clasificación de los tejidos: ⁽¹³⁾

- | | |
|-------------------------------------|--|
| a) Tejido Plano (plain woven) | e) Entrelazado biaxial (biaxial braided) |
| b) Tejido asargado (twill woven) | f) Entrelazado triaxial (triaxial braided) |
| c) Tejido satinado (satin woven) | g) Pre-impregnados (pre-pregs) |
| d) Tejido de canasta (basket woven) | h) Cintas (narrow fabrics /tape) |

Nombre	Descripción
Roving	Son carretes de fibra de carbono los cuales se pueden utilizar para el proceso de poltrusión.
Tejidos	Existen tejidos unidireccionales (0° ó 90°) ó multidireccionales (0° , 90° y 45°). Se escogen dependiendo del diseño del componente.
Tejidos Híbridos	Es la combinación de dos fibras distintas como por ejemplo: vidrio-carbono ó aramida-carbono.
Pre-impregnados	Se utilizan con una resina termofija. La mayoría de las veces se emplea la resina epóxica.

Tabla 4.3 - Presentación industrial de la Fibras. ⁽⁷⁾

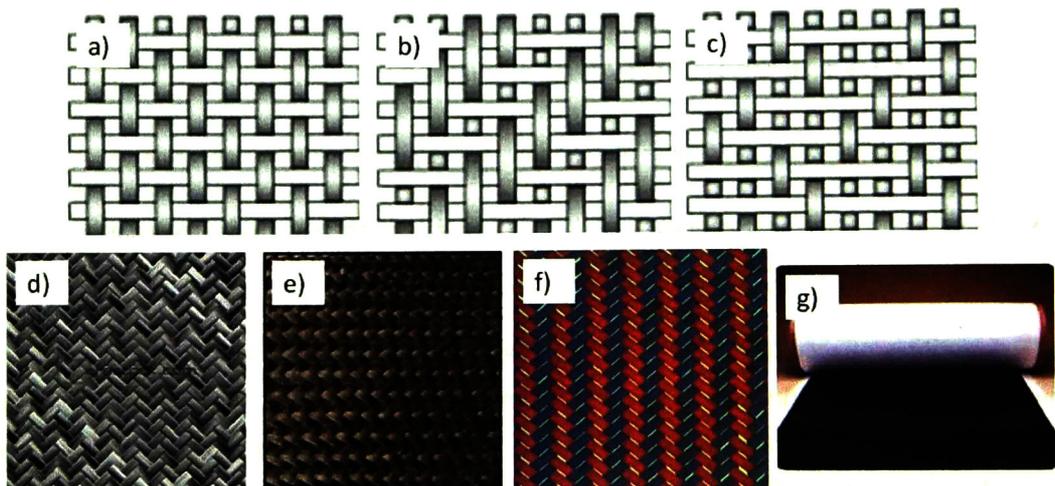


Figura 4.1 Ejemplos de tejidos. ⁽¹⁴⁾

4.1.3.1.1 FIBRAS DE CARBONO

Las fibras de carbono son ligeras, fuertes y resistentes químicamente. Poseen altas resistencias a la tensión, fatiga y compresión, no sufren de corrosión. Se utilizan con mucha frecuencia dentro de la industria aeronáutica. Las propiedades de las fibras de carbono dependen de la materia prima y del proceso de fabricación. La materia prima o precursora puede ser rayón o poliacrinitrilo (PAN). ⁽¹⁵⁾

El PAN es un copolímero que contiene metil acrilato, metil metracrilato, vinil acetato, ácido itacónico o cloruro de vinilo. Altas temperaturas de proceso incrementan el módulo axial tensil de

las fibras, refinando la estructura cristalina. Cuatro pasos fundamentales son llevados a cabo, para la formación de fibras de carbono: Estabilización dimensional del PAN, carbonización de la estructura interna del polímero (800 °C en atmósfera inerte), grafitización a 2000°C (aumento de cristalinidad y orientación) y tratamiento de superficie para promover la adhesión de la fibra.

La fibra de carbono posee propiedades mecánicas a penas sensibles a la aplicación de cargas cíclicas, su densidad es baja (1.6 kg/dm³), por lo que sus propiedades mecánicas específicas son excepcionalmente elevadas. Tienen un coeficiente de dilatación muy bajo, lo que permite gran estabilidad dimensional a las estructuras, tiene una conductividad térmica elevada, no presenta plasticidad, el límite de rotura coincide con el límite elástico, entre otras.

La temperatura de operación de las fibras de carbono varía entre 315 °C y 537 °C, sin embargo, dicha temperatura está limitada por la temperatura de operación de la matriz polimérica; ⁽²⁾ poseen módulos que van de 193 a 241 GPa, con elongaciones mayores al 2% y son químicamente inertes. La mayor limitante para el uso de las fibras de carbono es su costo, ya que por ejemplo puede variar entre \$8.00 y \$16.00 dólares por libra. ⁽¹⁵⁾

Hay varios tipos de fibras de carbono: Fortafil 510-80K, Toray S 400-70K, Zoltek Panex 33-48K, Tenax HTS 5631-24K, entre otras. La nomenclatura se refiere a la marca, al tipo y al número de filamentos en la fibra, es decir, 24 K son 24000 filamentos. Mientras menos filamentos en la fibra, mayor es su precio y mayor es su resistencia.

Al unirse con resina epóxica para formar el compuesto, ofrece alta resistencia a la ruptura, muy buena resistencia a fatiga, buena conducción de calor y electricidad, altas temperaturas de operación, no se afecta por dilatación a menos de 600°C, y su masa específica es menor que la del vidrio. Como desventajas se observa su delicada fabricación y una alta susceptibilidad a descargas eléctricas. ⁽¹⁶⁾

4.1.3.1.2 FIBRAS DE ARAMIDA

Las fibras de aramida son de origen orgánico y sintético, se obtienen por hilado de poliamidas aromáticas del tipo politereftalato de polifenilendiamina con radicales de bencilo. Son materiales de alta rigidez y alta resistencia térmica y mecánica. La aramida es una poliamida aromática llamada poliparafenileno tereftalamida con una estructura regular con anillos aromáticos en una cadena rígida.

Las fibras se fabrican por procesos de extrusión e hilado. Derivadas de la reacción de la parafenilena diamina con cloruro de tereftaloilo en un solvente orgánico. Según el procedimiento de fabricación, se distinguen dos tipos de fibras de bajo módulo (70 GPa) y alto módulo (130 GPa); ambas poseen alta resistencia al impacto, pero baja resistencia a la compresión y flexión.

Las cuatro principales fibras de aramida comercializadas por Dupont: Kevlar RI, Kevlar 29, Kevlar 49 y Nomex. El Kevlar RI se aplica como refuerzo en neumáticos, el Kevlar 29 en vestidos, paracaídas, cuerdas y cables, con alta resistencia y módulo elástico medio. El Kevlar 49 tiene un módulo elástico superior y se emplea en materiales compuestos. La temperatura de trabajo de estas fibras esta alrededor de los 180 °C.

Las fibras de aramida presentan una elevada resistencia específica a la tracción, por su alto grado de cristalinidad; tienen buena estabilidad mecánica, con altos módulos de elasticidad y bajas elongaciones a la rotura; presentan gran tenacidad, no son frágiles, etc. Tienen largas cadenas moleculares orientadas en la dirección de la fibra, mantenidas unidas por fuertes enlaces covalentes, resultando en altas resistencias longitudinales a la tensión; pero baja resistencia transversal, debido a puentes de hidrógeno entre cadenas. Las fibras de aramida son químicamente estables, susceptibles a ser atacadas por ácidos, son resistentes al fuego y tienden a absorber humedad. ⁽⁷⁾

4.1.3.1.3 FIBRAS DE VIDRIO

Las fibras de vidrio son baratas, comparadas con otro tipo de fibras, tienen baja densidad, una alta resistencia a la tensión, alta resistencia al impacto, buena resistencia química y son buenas aislantes. Poseen un bajo modulo y propiedades de fatiga inferiores a las fibras de carbono. Al estar sujetas a altos esfuerzo de tensión por periodos largos de tiempo (meses o años), la fibra se rompe. Es de naturaleza frágil y factores como el tiempo al que se le someterá a carga, la temperatura y la humedad, deben considerarse para su selección. Al laminarse en matrices epóxicas, presentan alta resistencia a la ruptura y muy buena resistencia a fatiga; sin embargo el compuesto queda limitado en cuanto a la temperatura de operación, un alto porcentaje de elongación elástica y pobre conductividad térmica.

El rango de temperatura de trabajo de las fibras de vidrio va de 500 °C a 800 °C. Presentan alta adherencia fibra-matriz, altas resistencias mecánicas, tienen buena permeabilidad dieléctrica, bajos coeficientes de dilatación y son muy flexibles. ⁽¹³⁾

Los tres tipos de fibra de vidrio más comunes son vidrio-E, vidrio S-2 y el cuarzo. El vidrio-E es el más barato, con una buena resistencia a tensión (3500 MPa) y un módulo de 76 GPa. El vidrio S-2 tiene una resistencia tensil de 4500 MPa y un módulo de 87 GPa, es más caro pero 40% más fuerte que el vidrio-E. Las fibras de cuarzo son más caras, y son usadas principalmente en aplicaciones eléctricas.

El vidrio es un material amorfo que consiste en sílice (SiO_2) con varios componentes óxidos. Las fibras de vidrio se obtienen de sílice, caliza, ácido bórico y otros agentes como arcilla y carbón. Los ingredientes son mezclados y fundidos a altas temperaturas. También se producen por estiramiento a muy alta temperatura, por tracción mecánica, de una vena de vidrio fundido.

En la Tabla 4.4 se muestra una comparación de propiedades mecánicas de diferentes fibras de alta resistencia.

Fibra	Densidad [gm/cm ³]	Resistencia a la Tensión [ksi]	Módulo de Elasticidad [msi]	Deformación de falla [%]	Diámetro [μm]
Vidrio "E"	2.58	500	11.0	4.8	5 – 20
Vidrio "S-2"	2.48	650	12.6	5.6	5 – 10
Cuarzo	2.15	490	10	5.0	9
Kevlar 29	1.44	525	12	4.0	12
Kevlar 49	1.44	550	19	2.8	12
Kevlar 149	1.47	500	27	2.0	12
Carbono (PAN)	1.8	530 – 800	35 – 65	1 – 1.5	5 – 8
Carbono (pitch)	1.9	200 – 350	30 – 120	0.5 – 1	10 – 11

Tabla 4.4 – Propiedades mecánicas de fibras de alta resistencia. ⁽¹⁷⁾

4.1.3.1.4 PRE-IMPREGNADOS

Los pre-impregnados son los materiales más utilizados en la manufactura de materiales avanzados; consisten en una capa simple o tejido de fibras embebida en una resina, por lo general epóxica, normalmente se presentan en rollos. La resina en el pre-impregnado se encuentra en un estado semi-sólido, que se refunde y fluye durante el ciclo de curado; permitiendo la adherencia entre las capas de fibras apiladas. En el pre-impregnado las fibras se encuentran sujetas por la resina y por un soporte removible que previene que las fibras se adhieran entre ellas en el rollo.

Hay muchas variables que definen un pre-impregnado, como el tipo de fibra, la forma del tejido, el tipo de resina, la cantidad de resina contenida, etc. Dependiendo del fin para el cual se empleen, se pueden acomodar varias capas de pre-impregnado, siguiendo las formas del molde, dando la ventaja de tener un mejor control del contenido de resina, reduciendo su flujo.

Los pre-impregnados requieren de muchos cuidados, para evitar la polimerización de la resina, antes de ser usada; manteniéndolos bajo refrigeración cuando no están en uso. Del mismo modo, poseen una fecha de caducidad, que depende del proveedor. Puesto que con el tiempo la viscosidad de la resina decrece. ⁽¹⁸⁾

4.1.3.2 TIPOS DE MATRICES

La matriz es el agente que rodea la fibra, ayudándole en la protección contra los agentes ambientales y químicos. Con el objetivo de que la fibra pueda recibir la carga, la matriz debe tener modulo inferior y mayor elongación que el agente de refuerzo ⁽¹⁵⁾. La matriz determina la temperatura de operación del compuesto, los parámetros del proceso de manufactura, las propiedades estructurales del sistema de material compuesto, tales como la resistencia a la compresión, la resistencia a la ruptura interlaminar, etc. Cuando esfuerzos a compresión están presentes, la matriz provee resistencia a la fibra al momento en que se deforma. En aplicaciones donde el compuesto va a trabajar a flexión y torsión, es necesario que la matriz provea alta resistencia a esfuerzos cortantes interlaminares.

Para nuestros fines, nos enfocaremos en las matrices poliméricas; que pueden dividirse en dos tipos: Termoplásticos y Termoestables.

En general, los polímeros nombrados Termoplásticos, están formados de cadenas lineales de moléculas, teniendo fuertes enlaces intramoleculares pero débiles enlaces intermoleculares. Pueden calentarse y consolidarse varias veces dependiendo del objetivo. Entre los polímeros termoplásticos más comunes destacan: poliestireno, policarbonato, polietileno, polipropileno, poliamidas, entre otras.

Mientras que los polímeros nombrados Termoestables, contienen redes entrelazadas con enlaces covalentes entre moléculas. Estos polímeros no pueden procesarse más de una vez debido a que reaccionan químicamente y es irreversible.

Los polímeros termoestables presentan un estado amorfo cuando su temperatura se encuentra en el punto de transición vítrea (T_g); mientras que los termoplásticos al presentar estructuras amorfas y semicristalinas, se rigen por temperaturas de punto de fusión (T_m) y de transición vítrea (T_g). La temperatura de transición vítrea es la temperatura a la cual se incrementa la movilidad molecular del polímero, resultando en cambios significativos en las propiedades de la resina sólida; es la temperatura arriba de la cual las propiedades mecánicas del polímero termoestable se ven afectadas. Es por ello que en los procesos de fabricación de materiales compuestos, se busca curar el material a temperaturas por encima del T_g propio del material que conforma la matriz. Durante este proceso, es importante diferenciar entre el estado de curado (porcentaje completado de la reacción química) y la temperatura de transición vítrea, pues la temperatura seleccionada para el curado no es necesariamente el T_g final del polímero (T_g seco).

Cuando el material compuesto entra en servicio, el ingreso de humedad o de otros fluidos a la matriz, hace que cambie y se disminuya el T_g , a un nuevo punto conocido como T_g húmedo. Por debajo de ese punto, es que se debe de fijar la temperatura máxima a la que puede ser sometido el material en servicio. Entre los ejemplos más comunes de matrices poliméricas termoestables destacan: epóxicas, poliésteres, fenólicas, siliconas, entre otras.

La matriz que se ocupara en este proyecto es una resina epóxica, la cual es un polímero termoestable que se endurece cuando se mezcla con un agente catalizador o "endurecedor". Son las resinas más usadas en compuestos y adhesivos. Las resinas epóxicas más frecuentes son producto de una reacción entre epiclorohidrina y bisfenol-A, y son llamadas así, por la presencia de grupos epóxido en el polímero antes del entrecruzamiento.

Las resinas epóxicas se usan tanto en la construcción de moldes como de piezas maestras, laminados, extrusiones y otras ayudas a la producción industrial. Los resultados son más baratos, resistentes y rápidos de producir que los hechos de madera, metal, etc. Los compuestos de fibras y epoxi, aunque son más caros que los de resinas de poliéster o de éster de vinilo, producen piezas más resistentes, puesto que dan al material mayor adhesión, resistencia mecánica, química y propiedades eléctricas aislantes.⁽¹⁹⁾

Son ampliamente utilizadas por su versatilidad, altas propiedades mecánicas, alta resistencia a la corrosión, mayor resistencia al agua y al calor que otras resinas poliméricas y mayor simplicidad en el proceso de curado, con temperaturas que varían entre 5 °C y 150 °C.⁽¹⁵⁾ La

temperatura de operación de las matrices epóxicas varía entre 125°C y 175°C, dependiendo de la composición del epóxico.

4.1.4 PROCESOS DE FABRICACIÓN

Para fabricar un material compuesto se toma en cuenta los materiales constituyentes (matriz y fibra), dependiendo del tipo de cada uno, serán las propiedades del material final; que deberán cubrir los requerimientos solicitados según su aplicación. La materia prima es la fibra y la matriz la cual por medio de herramientas toma la forma del molde y con ayuda de la presión o temperatura, ayuda a que se consolide el material compuesto. Sin embargo, no solo la materia prima influye en el material compuesto, sino que también influye el proceso de manufactura. En el mundo actual se utilizan varios métodos de fabricación tanto para láminas, preformas y diferentes tejidos.

En general existen cuatro pasos esenciales en la fabricación de partes con materiales compuestos. ⁽²⁾ Los cuales son:

- **Impregnación.**- Si se utilizan tejidos se requiere de rodillos para impregnar la resina entre cada una de las capas. Si se utiliza pre-impregnados (*pre-pregs*) no se requiere rodillos y el acomodo de las fibras es manual. El objetivo de esta etapa es mezclar la resina con las capas de fibra.
- **Apilado.**- Esta parte del proceso se utiliza para darle forma al producto por lo que en el proceso de laminado manual se orientan las fibras dependiendo de los propósitos finales. El diseño, así como las propiedades del material dependerán tanto de las fibras como del tipo de resina. Cuando se utilizan tejidos, la impregnación y el formado se realizan alternadamente de acuerdo a cada lámina.
- **Consolidación.**- El objetivo de esta etapa es asegurarse de eliminar huecos de aire entre cada una de las capas del compuesto. Para mejorar la calidad del material, se utilizan rodillos o bolsas de vacío para mejorar el contacto entre las láminas.
- **Solidificación.**- En esta etapa se requiere de presión y calor para consolidar el material compuesto. Para resinas termoestables, el proceso de curación puede tomar más de 120 minutos, mientras que para resinas termoplásticas puede tomar minutos. El vacío o la presión es estable durante esta etapa. El cambio de solidificación depende en la fórmula de la resina y la cinética de la curación. Se utilizan temperaturas altas para acelerar el proceso de solidificación.

Existen varios métodos de fabricación por los cuales se pueden elaborar materiales compuestos. Los procesos varían dependiendo de las herramientas, los moldes, las presiones o temperaturas que se utilizan, lo cual es importante para realizar una comparación de costo-beneficio y seleccionar la mejor manera de realizar el compuesto. La Tabla 4.5 muestra algunos de ellos.

En el ámbito aeronáutico la mayor parte de las piezas estructurales se realizan con pre-impregnados y el uso de una autoclave, sin embargo, el proceso es muy costoso debido a la infraestructura y la materia prima. Utilizar el proceso de laminación manual reduce los costos manufactura y de materia prima, con la ayuda de la bolsa de vacío mejora la impregnación de la resina en los tejidos y el acabado superficial.

Laminado Manual (Wet Lay-Up)
<ul style="list-style-type: none"> • Moldeo por contacto • Proceso de rociado • Laminación por bolsa de vacío
Moldeo por presión
<ul style="list-style-type: none"> • Moldeo por compresión en frío • Moldeo por compresión en caliente • Moldeo por lámina • Moldeo por volumen
Proceso con Autoclave
<ul style="list-style-type: none"> • Pre-impregnados • Laminado manual • Infusión de Resina en Capa (RFI)
Moldeo por Transferencia de resina (RTM)
Moldeo por inyección estructural (SRIM)
Pultrusión
Proceso de enrollar filamentado
Proceso de envoltura por rollo

Tabla 4.5 – Procesos de Manufactura. ⁽¹¹⁾

4.1.4.1 MÉTODO DE PRE-IMPREGNADO

El proceso de pre-impregnados se utiliza en la industria aeronáutica. También conocido como proceso de autoclave o proceso de bolsa de vacío. Piezas complicadas con altas fracciones

volumétricas de fibra pueden ser fabricadas. ⁽²⁾ El proceso consiste en cortar el pre-impregnado (*pre-preg*) y ponerlo sobre el molde, orientando la fibra de acuerdo a las propiedades que requiera la pieza final. Después de poner las capas de pre-impregnados se utiliza una bolsa de vacío para cubrir las capas de pre-impregnado y el aire contenido es evacuado con una bomba de vacío; y se introduce en un horno o una autoclave para curar y consolidar el compuesto a partir de temperatura y presión (Figura 4.2).

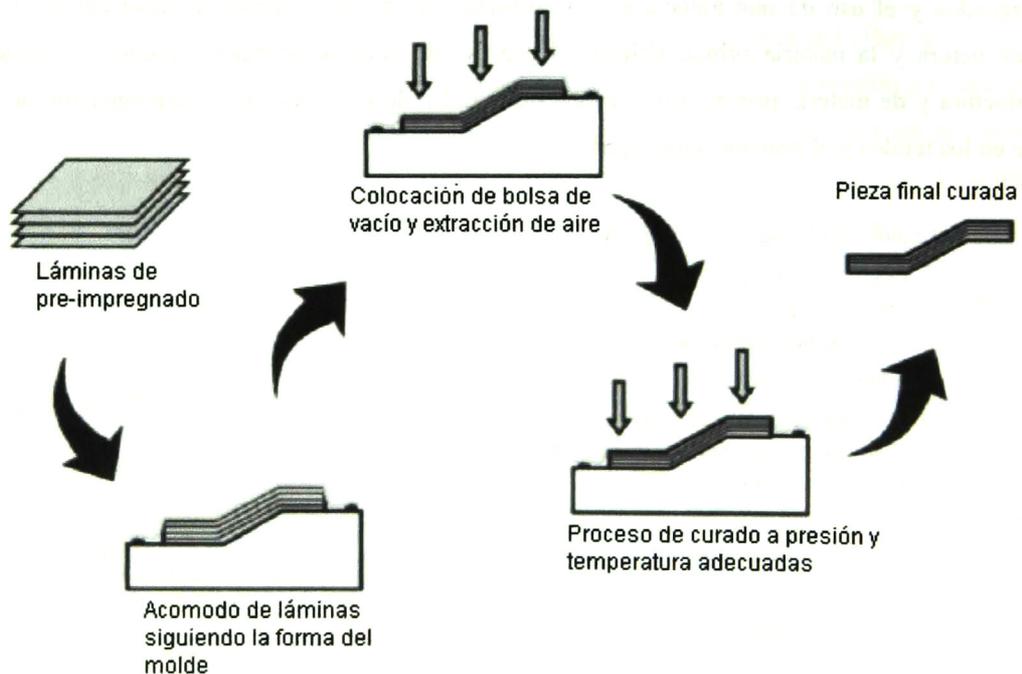


Figura 4.2 - Proceso de pre-impregnado. ⁽¹⁷⁾

Este proceso permite conseguir piezas de material compuesto sin burbujas de aire atrapadas entre las capas, sin porosidades mejorando la compactación; sin embargo tiene algunas desventajas, ya que el tamaño de la parte es limitado por el tamaño de la autoclave y partes complejas son difíciles de producir.

4.1.4.2 PROCESO DE LAMINACIÓN HÚMEDA (WETLAY-UP)

Inicialmente, el laminado manual fue el proceso de fabricación de compuestos con mayor demanda. Es un proceso simple y repetitivo, de molde abierto en el cual la resina líquida es aplicada

al molde para después aplicar una capa de fibra, volver aplicar resina y de nuevo otra capa de fibra, se repite el mismo procedimiento hasta alcanzar las dimensiones requeridas (Figura 4.3). En el proceso de impregnación, se utiliza un rodillo para esparcir la resina entre cada una de las capas y eliminar al máximo los huecos de aire que pudieran existir, compactando las capas. Por último el proceso de curado se puede llevar a cabo a temperatura ambiente o a altas temperaturas; haciendo uso o no de presión.

La resina usada es termoestable, la cual acelera su proceso de polimerización por medio de un catalizador. En la Tabla 4.6 tabla se muestran algunas ventajas y desventajas de este proceso.

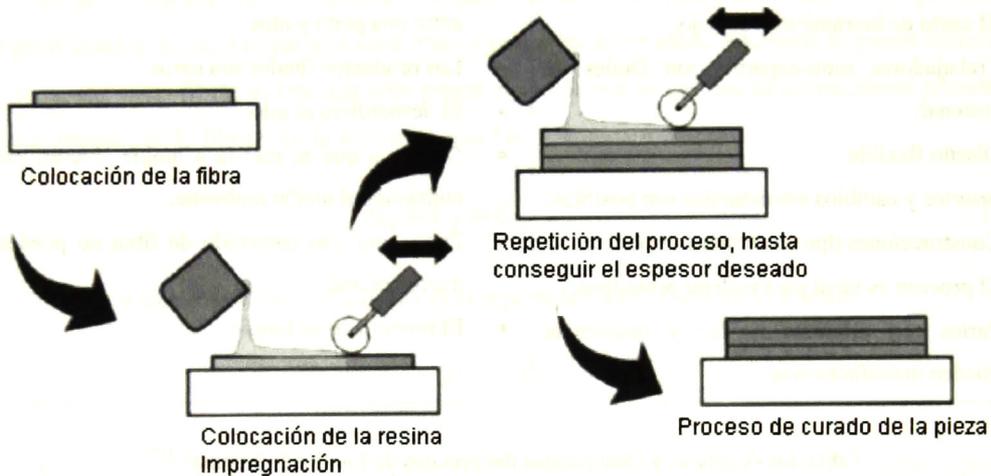


Figura 4.3 Proceso de Laminación Húmeda. ⁽¹⁷⁾

4.1.5 ECUACIONES BÁSICAS

Uno de los factores más importantes que determinan las propiedades de los compuestos es la proporción relativa de la matriz y el agente de refuerzo. Las proporciones relativas pueden ser dadas en fracciones volumétricas o fracciones de peso. Estas fracciones son utilizadas en análisis teóricos de materiales compuestos. ⁽¹⁸⁾

Considerando un volumen v_c de un material compuesto el cual está constituido por el volumen de la fibra v_f y el volumen de la matriz v_m . Así como w_c , w_f y w_m representan los pesos del material compuesto, de la fibra y de la matriz, respectivamente. Las ecuaciones 4.1 y 4.2 muestran las relaciones antes mencionadas.

$$v_c = v_f + v_m \quad (4.1)$$

$$w_c = w_f + w_m \quad (4.2)$$

Ventajas	esventajas
<ul style="list-style-type: none"> • Partes sencillas y complejas pueden manufacturarse. • Inversión mínima en equipo. • El tiempo de arranque y el costo son mínimos. • El costo de herramientas es bajo. • Trabajadores semi-expertos son fáciles de entrenar. • Diseño flexible. • Insertos y cambios estructurales son posibles. • Construcciones tipo sándwich son posible. • El proceso es ideal para realizar prototipos. • Partes con diferente rigidez y resistencia pueden manufacturarse. 	<ul style="list-style-type: none"> • Es un trabajo intenso y no es ideal para producciones de alto volumen. • La calidad se ve reflejada debido a las habilidades del operador. • La uniformidad del producto es difícil de mantener entre una parte y otra. • Los productos finales son caros. • El desperdicio es alto. • Debido a que se realiza a molde abierto, existen emisiones al medio ambiente. • Partes con alto contenido de fibra no pueden ser manufacturadas. • El proceso no es limpio

Tabla 4.6 -Ventajas y Desventajas del proceso de Laminado Manual. ⁽¹⁷⁾

Las fracciones de peso y de volumen se muestran en las ecuaciones 4.3 – 4.6

$$V_f = \frac{v_f}{v_c} \quad (4.3)$$

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (4.4)$$

$$W_f = \frac{w_f}{w_c} \quad (4.5)$$

$$W_m = \frac{w_m}{w_c} \quad (4.6)$$

Obteniendo:

$$V_f + V_m = 1 \quad (4.7)$$

$$W_f + W_m = 1 \quad (4.8)$$

La densidad del material compuesto (ρ_c) se puede obtener en términos de la densidad de los materiales constituyentes (ρ_f y ρ_m) y con las fracciones volumétricas o de peso.

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m = \rho_f V_f + \rho_m (1 - V_f) \quad (4.9)$$

En un compuesto unidireccional se asume que las fibras serán uniformes en lo que respecta a sus propiedades, así como que son continuas y paralelas entre ellas. También se puede asumir que entre la matriz y las fibras existe una adherencia perfecta por lo que las deformaciones presentadas en el compuesto, en la fibra y en la matriz es igual a:

$$\epsilon_c = \epsilon_f = \epsilon_m \quad (4.10)$$

La carga que soporta el compuesto es compartida entre la matriz y la fibra:

$$P_c = P_f + P_m \quad (4.11)$$

Las cargas P_c , P_f y P_m soportadas por el compuesto, la fibra y la matriz puede expresarse en términos de esfuerzos y sus respectivas áreas:

$$P_c = \sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (4.12)$$

$$\sigma_c = \sigma_f \frac{A_f}{A_c} + \sigma_m \frac{A_m}{A_c} \quad (4.13)$$

Para compuestos con fibras paralelas, las fracciones volumétricas son iguales a las fracciones de áreas.

$$V_f = \frac{A_f}{A_c} \quad (4.14)$$

$$V_m = \frac{A_m}{A_c} \quad (4.15)$$

Por lo que:

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (4.16)$$

El módulo de Elasticidad se puede obtener de la siguiente manera.

$$E_c = E_f V_f + E_m V_m = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (4.17)$$

4.1.6 PROPIEDADES MECÁNICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Algunas propiedades mecánicas de un material compuesto son la tenacidad, la resistencia y la elasticidad bajo las cargas de tensión, flexión, cortante o compresión, las cuales se utilizan como diseño fundamental en algunas aplicaciones. ⁽¹¹⁾

Los materiales compuestos tienen un comportamiento mecánico diferente a la mayoría de los materiales de ingeniería convencionales, por lo que requieren un procedimiento analítico y experimental diferente. Los materiales comunes de ingeniería son homogéneos e isotrópicos, esto quiere decir que sus propiedades son uniformes a lo largo de todo el material, independientemente de la posición en la que se encuentre, sus propiedades son iguales en cualquier dirección en un punto del material, independientemente de su orientación. ⁽⁶⁾

En contraste, los materiales compuestos son heterogéneos y anisotrópicos; por lo tanto sus propiedades no son uniformes a lo largo del material y dependen de su posición; sus propiedades son diferentes en las tres direcciones perpendiculares en un punto del material, dependiendo de la orientación.

Un estudio macromecánico de los materiales compuestos es conveniente, puesto que considera el comportamiento del material como homogéneo y los efectos de sus constituyentes se detectan como un promedio de las propiedades macroscópicas del material. Este estudio permite diseñar el material compuesto para satisfacer requerimientos estructurales particulares.

Para materiales isotrópicos, la aplicación de cargas normales causa una extensión en la dirección de la carga y una contracción en la dirección perpendicular a ella, sin deformación cizallante. En los materiales anisotrópicos, la aplicación de cargas normales conduce a la extensión

en la dirección de la carga y a la contracción perpendicular a ella; así como una deformación cizallante. ⁽²⁰⁾

En la Figura 4.4 se muestra el comportamiento de materiales isotrópicos y anisotrópicos bajo cargas normales.

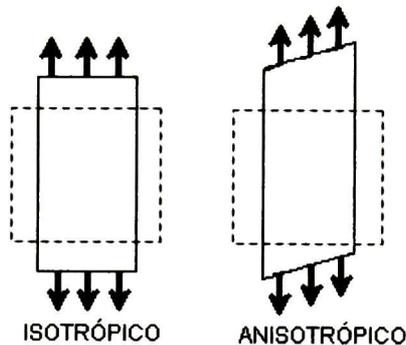


Figura 4.4 – Comportamiento mecánico de materiales.

Las fibras generalmente exhiben un comportamiento elástico lineal, el aluminio exhibe un comportamiento elástico-plástico, es decir, un comportamiento elástico no lineal. Mientras que las resinas tienen un comportamiento viscoelástico, dependen de la velocidad de deformación y del tiempo. (Figura 4.5)

4.1.7 FIBER METAL LAMINATES (FML's)

Los materiales compuestos laminados consisten en capas de al menos dos materiales diferentes unidas, para combinar las propiedades de los sus constituyentes. Los FML's son materiales híbridos laminados fibrometálicos (materiales compuestos con fibras de refuerzo en matrices integradas en laminados metálicos), llamados así por sus siglas en inglés, que significan Fiber Metal Laminates. Son materiales relativamente nuevos pero con grandes proyecciones futuras, especialmente en el ámbito de la aeronáutica. ⁽²¹⁾

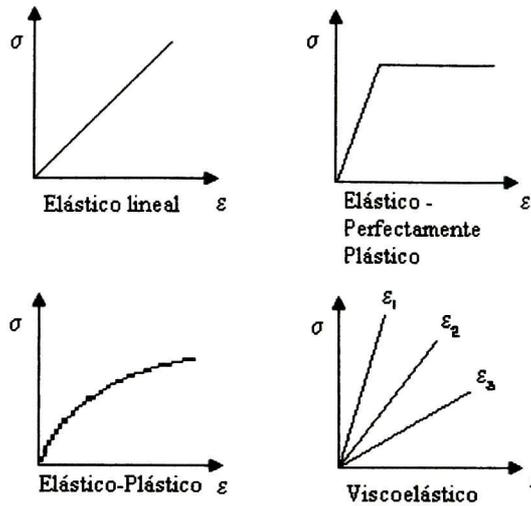


Figura 4.5 - Comportamientos esfuerzo- deformación. ⁽¹²⁾

Los laminados pueden tener varias combinaciones de orientaciones. El acomodo de las láminas permite ajustar la dependencia direccional de la resistencia y rigidez del material compuesto, según los requerimientos de su aplicación; favoreciendo cierta dirección, en la cual se aplicara la carga. (Figura 4.6)

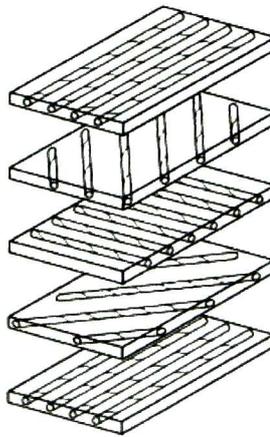


Figura 4.6 - Vista de la construcción de un laminado con diferentes orientaciones ⁽¹⁷⁾

Los FML's surgen como respuesta al problema de corrosión y constante mantenimiento de las láminas de aluminio convencionales en aplicaciones aeronáuticas. La resistencia a la corrosión

aumenta, gracias a las capas de fibras, que actúan como barreras de humedad entre las láminas de aluminio.

Entre las desventajas que tienen estos nuevos materiales se encuentran: altos costos en la materia prima y en los procesos de fabricación y ensamble, afectaciones por altas temperaturas o humedad, susceptibles a la delaminación, algunos agentes extraños pueden quedar atrapados entre las capas durante la fabricación, pequeños daños en la superficie del material pueden propagarse entre las capas formando complejas redes de daño. (Figura 4.7)

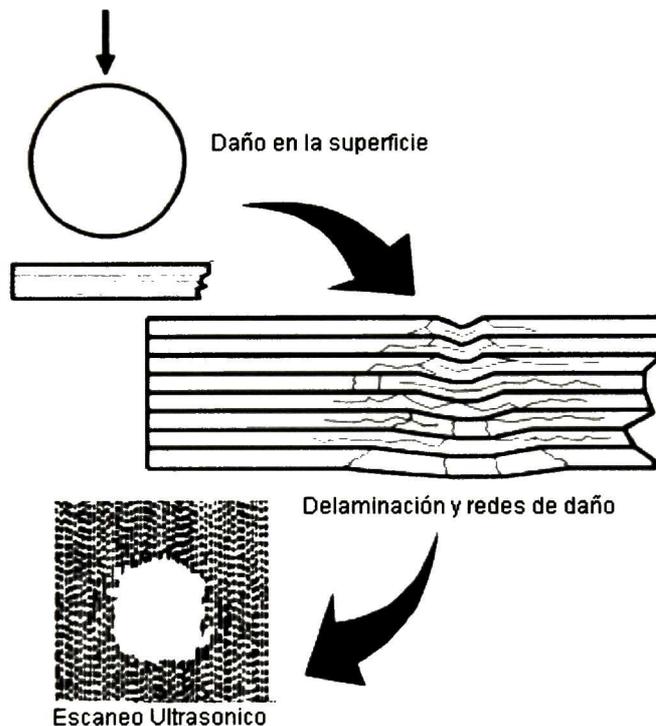


Figura 4.7 - Delaminaciones y redes de daño. ⁽¹⁷⁾

4.1.8 APLICACIONES AERONAUTICAS DE MATERIALES COMPUESTOS

Los materiales compuestos tienen una gran gama de aplicaciones, en diferentes industrias como se muestra en la Tabla 4.7. En el contexto de materiales de alto desempeño para aplicaciones estructurales, sobre todo en la industria aeroespacial, los materiales compuestos se han utilizado desde los años 60's; aunque materiales como los polímeros reforzados con fibras de vidrio se estudiaron 20 años antes. ⁽¹²⁾ En la milicia se utiliza los compuestos para la reducción en peso y

con ello conseguir altas velocidades. Con la introducción de las fibras de carbono en la época de los 70's, el compuesto epóxico reforzado con fibras de carbono fue el material primario de alas y fuselaje.⁽¹¹⁾ En la Figura 4.8 se muestra el porcentaje de materiales compuestos utilizados en aviones de la milicia; donde va desde un 2% del F-15 hasta un 27% en el AV-8B referente a estructuras en los años 80's.⁽¹³⁾ El F-35 fabricado por Lockheed Martin, cuenta con cerca del 100% en partes estructurales a base de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono.⁽²³⁾

Industria	Aplicaciones
Marítima	Yates y submarinos
Automotriz	Chasis, Frenos y embragues, Suspensión, Bolsas de aire
Ingenieril	Estructuras, Brazos robóticos, Rodillos
Álabes	Para viento y marítimos
Deportiva	Bicicletas, Bat para béisbol, Palos para hockey, Raquetas para tenis, raquet y bádminton

Tabla 4.7 - Industrias donde se utilizan materiales compuestos.⁽²²⁾

Boeing, en 1995 introdujo el primer 777, en el cual la parte del estabilizador horizontal y vertical, elevadores, superficies de control, carcasa del motor y las vigas del piso del fuselaje estaban hechos de materiales compuestos (Figura 4.9). Cerca del 10% del 777, estaba compuesto de fibra de carbono con resina epóxica y el 50% de aleaciones de aluminio.⁽¹¹⁾ El Boeing 787 también llamado "Dreamliner" (Figura 4.10), realizó su primer vuelo el 15 de diciembre del 2009 el cual está fabricado con un 50% aproximadamente de materiales compuestos avanzados y 20% de aleaciones de aluminio.⁽²⁴⁾ El Boeing 737 tiene un porcentaje de materiales compuestos en el fuselaje del 30% y ahora la más reciente generación, el Boeing 787 se compone de un 50% de compuestos.⁽²⁵⁾

La compañía Airbus cuenta con aviones que utilizan en su mayor proporción, materiales compuestos para el fuselaje. Dos claros ejemplos son el Airbus 350 XWB y el Airbus 380. El primer avión mencionado, utiliza alrededor del 52% de materiales compuestos,⁽²⁶⁾ lo cual es más de la mitad del avión (Figura 4.11).

En la Figura 4.12 se observa la distribución de los polímeros reforzados con fibra de carbono en el fuselaje del avión A380.⁽²⁷⁾ El FML's ARAL 3 se prueba en puertas de cargamento en el C-17.⁽²⁸⁾

El Learjet 85 de Bombardier, fabricado en Querétaro, tiene un fuselaje, alas y cono de nariz son de polímero reforzado con fibra de carbono. ⁽²⁹⁾

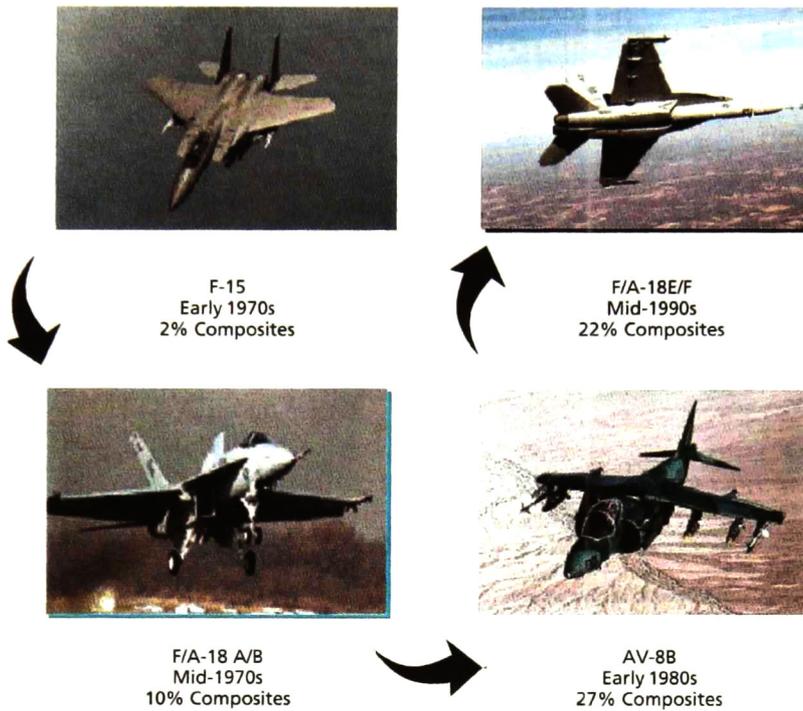


Figura 4.8 - Evolución de los compuestos en aviones militares. ⁽¹³⁾

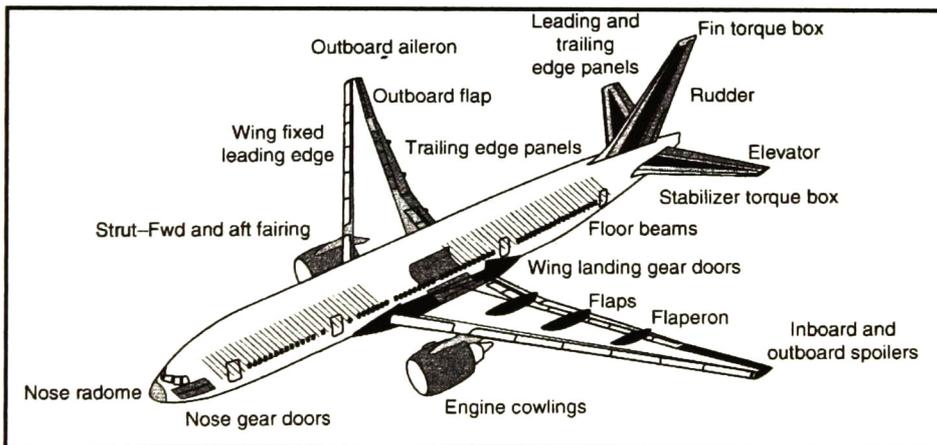


Figura 4.9 - Uso del material compuesto reforzado en Boeing 777. ⁽¹¹⁾

787 Composite Solutions Applied Throughout the 787

DREAMLINER

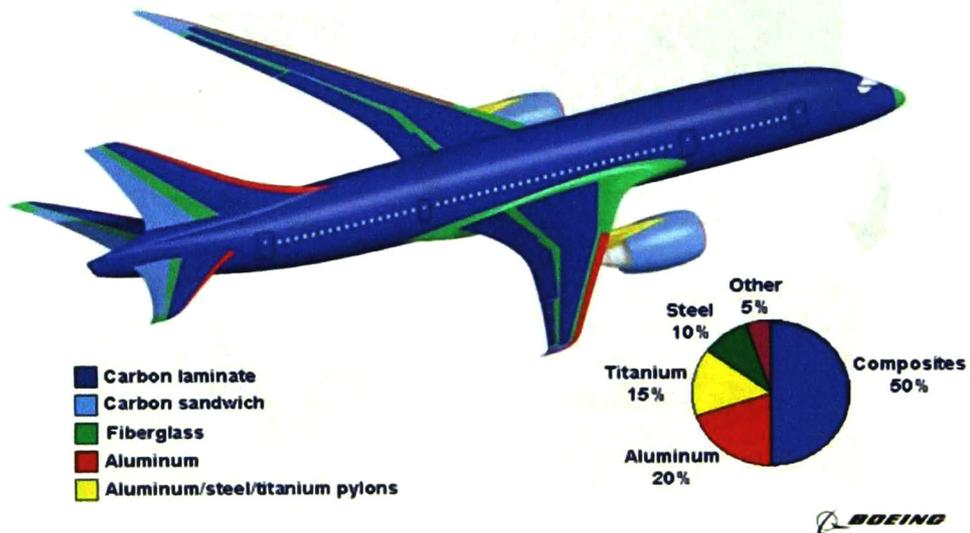


Figura 4.10 - Materiales del Boeing 787. ⁽²⁴⁾

4.1.9 ESTUDIOS ANTERIORES

Puesto que los FML's son materiales de mucho interés, se han realizado una gama de estudios, que buscan aportar mayor información para lograr optimizar el desarrollo y diseño de estos mismos, para cubrir las necesidades solicitadas. A continuación se mencionan algunos de ellos.

Con lo que respecta a estudios de impacto en FML's diferentes artículos reportan mejoras en la tenacidad de los laminados en comparación con las láminas monolíticas de aluminio sin refuerzo. Abdullah y Cantwell hicieron estudios con laminados híbridos de fibra reforzada con polipropileno y laminas de aluminio 2024-T3 (0.8 mm de espesor) y 2024-O (0.6 mm de espesor) en diferentes configuraciones, reportando que el aluminio 2024-T3 ofrece mayor resistencia a la perforación que el aluminio 2024-O. Los bajos módulos de los compuestos permiten al aluminio deformarse independientemente. ⁽³⁰⁾

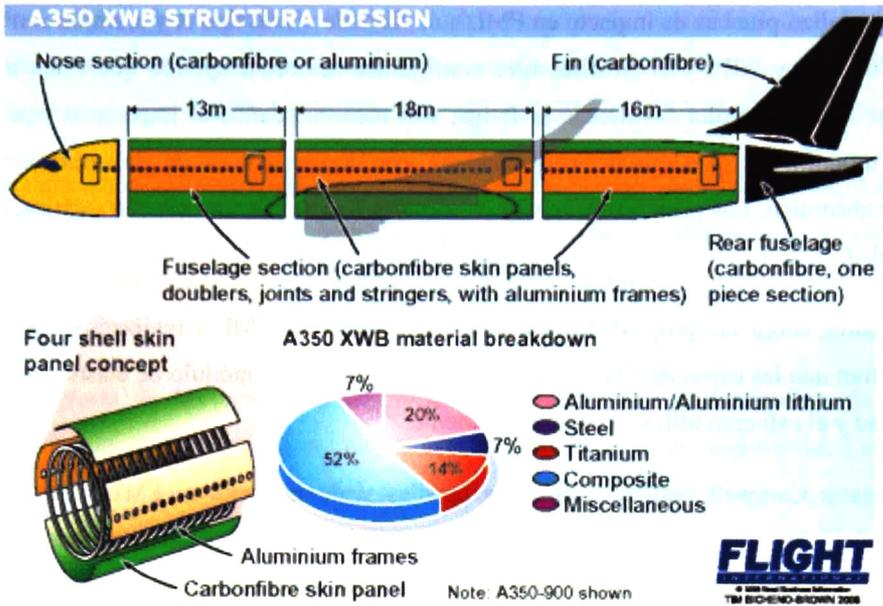


Figura 4.11 - Diseño Estructural del Airbus A350 XWB. ⁽²⁶⁾

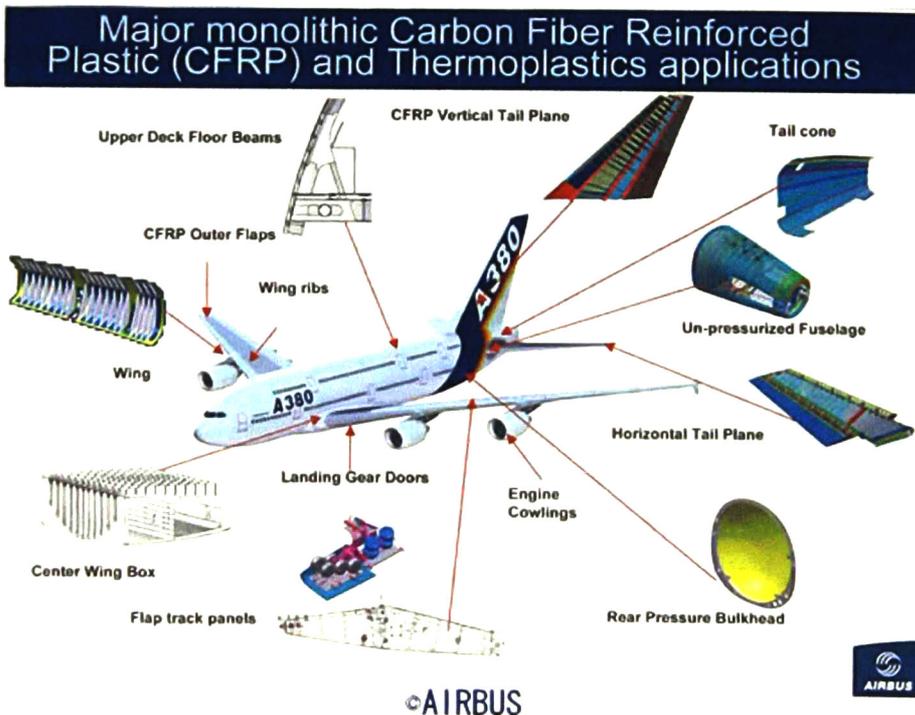


Figura 4.12 - Aplicaciones del CFRP en el Airbus A380. ⁽²⁷⁾

Vlot realizó pruebas de impacto en FML's de fibra de vidrio tipo R y aramida con aluminio 2034-T3, 7075-T6 y 7075-T76 en diferentes configuraciones, concluyendo que estos materiales estructurales tienen una alta resistencia a la fatiga, con menores daños al impacto comparado con laminados monolíticos de aluminio convencional; con bajos índices de delaminación y altas energías de absorción. Las pruebas de impacto realizadas fueron por indentación estática, a alta y a baja velocidad. ^(31,32)

Estudios sobre las propiedades mecánicas a tensión de FML's realizados por Moussavi et.al. muestran que las capas de fibras con orientación 0° mejora el módulo de elasticidad, el límite de elasticidad y el esfuerzo último, considerablemente. ⁽³³⁾

Reyes y Cantwell realizaron pruebas tensiles y de impacto en FML's de láminas de aluminio reforzadas con vidrio y polipropileno; encontrando un aumento en el módulo de elasticidad y en la energía absorbida en la deformación plástica del aluminio con pequeñas microgrietas en las fibras. ⁽³⁴⁾

Diversos artículos fueron revisados para el estudio de los resultados publicados, que respaldan la aseveración de que los FML's tienen mejores propiedades mecánicas que los laminados monolíticos de aluminio convencional; cada publicación presenta diferentes tipos de aluminio usado, diversos tipos de fibras, en variadas configuraciones de apilamiento, así como varias combinaciones de orientaciones en las fibras; elaborados por diferentes métodos y rampas de curado. Todos ellos sobresaltan las grandes ventajas que estos materiales compuestos han traído a la industria aeronáutica, principalmente; pero también recalcan la falta de estudio en diversos factores a considerar, para el diseño y desarrollo apropiados de los FML's. ^(35,36,37,38,39,40)

4.1.10 HIGIENE Y SEGURIDAD

Existen diversos riesgos a la salud asociados con el uso de materiales compuestos avanzados. Estos pueden ser controlados a través de la implementación de programas efectivos que regulen la seguridad, higiene y el ambiente trabajo; por lo que es importante contar con fichas informativas y de seguridad en el manejo de los materiales a usar (MSDS) Material Safety Data Sheet, por sus siglas en inglés.

Medidas de seguridad tales como hacer uso del equipo de seguridad personal, manejar una adecuada disposición de los desechos y establecer una metodología de trabajo que garantice una operación segura; son puntos clave para mantener una investigación libre de peligros y de riesgos.

Los diferentes elementos que conforman un material compuesto, pueden implicar diversos riesgos a la salud, cuando se manejan en los procesos de manufactura. Por ejemplo la resina epóxica sin curar, puede causar irritación en la piel y erupciones cutáneas. En condiciones de contacto prolongado provoca dermatitis.

La mayoría de los materiales de refuerzo utilizados para la fabricación de materiales compuestos causan irritación en ojos, piel y afectaciones al sistema respiratorio. Las fibras de carbono causan irritación severa en la piel, acompañado de erupciones cutáneas, el riesgo debido al manejo de fibras de carbono se ha asociado con cáncer de piel. El tamaño de los filamentos de la fibra de carbono comúnmente usada, es alrededor de los 6µm en diámetro, son consideradas partículas respirables. La exposición a la fibra de vidrio puede causar irritación de piel, ojos, nariz y garganta. Las fibras de aramida no constituyen un riesgo potencial para la salud.

Las aminas o anhídridos son los agentes curantes más utilizados para las resinas epóxicas. Los más comunes son las aminas aromáticas, Metilenedianilina (MDA) y Diaminodifenil-sulfano (DDS). Ambas aminas manchan la piel, pero la Metilenedianilina es la más tóxica, puede causar daño hepático, afectación a la retina e inclusive puede ser causa de cáncer. ⁽⁴¹⁾

La mayoría de los solventes utilizados en los procesos de fabricación de materiales compuestos son inflamables y volátiles. Causan irritaciones en la piel y los ojos, se pueden absorber directamente por vía cutánea causando envenenamiento (i.e. alcohol metílico). Los efectos dañinos se producen al tener contacto con la piel o inhalar.

Una reglamentación adecuada en el lugar de trabajo es esencial para controlar la exposición a los materiales y procesos involucrados en un sistema de materiales compuestos avanzados.

DESARROLLO EXPERIMENTAL

5. DESARROLLO EXPERIMENTAL

Una vez realizada la revisión bibliográfica del tema y establecido los objetivos de este estudio, se procede a realizar la experimentación de los ensayos.

Es importante tomar en cuenta que las variantes en diseño y en arreglos de laminado que se pueden construir, como la distribución de la fibra, el tipo de tejido, orientación y contenido; además del método de fabricación del material, hacen que los resultados obtenidos en estudios experimentales, únicamente sean válidos para el material estudiado, pues si cualquiera de las variantes del diseño cambia, los resultados serán diferentes.

5.1 MATERIALES

La selección de materiales es un factor importante en la fabricación de materiales compuestos reforzados de fibra ya que dependiendo de ellos, son las propiedades que se van a obtener, para satisfacer los requerimientos del diseño. Los materiales que se utilizaron en el desarrollo de los laminados se muestran en la tabla 5.1.

Materia Prima	Proveedor	Propiedades y Características	
Pre-impregnado de fibra de carbono	FibreGlast	<ul style="list-style-type: none"> 530 3K, Plain Weave Carbon Fiber Fabric Porcentaje de resina epóxica 40% en peso 	
Pre-impregnado de fibra de vidrio	JD Lincoln	<ul style="list-style-type: none"> L-530 Solution Coated Epoxy Prepreg Porcentaje de resina epóxica 38% en peso 	
Pre-impregnado de fibra de aramida	JD Lincoln	<ul style="list-style-type: none"> L-730 Woven Aramid Adhesive Prepreg Porcentaje de resina epóxica 55% en peso 	
Lámina de aluminio	La Paloma	<ul style="list-style-type: none"> Aluminio 1100 H-14 C-26 (0.3-0.5 mm) Láminas de 30 x 30 cm 	

Fibra de Vidrio	Fibras y Resinas del Centro	<ul style="list-style-type: none"> • Tejido Aleatorio • Peso - 1.5 oz/ft² • Espesor - 0.045 in 	
Resina	Axson	<ul style="list-style-type: none"> • Epolam 2015 • Densidad - 0.95 g/cm³ • Temperatura de curado 60-70°C • Resistencia a la tensión – 70 MPa 	
Endurecedor	Axson	<ul style="list-style-type: none"> • Epolam 2015 	
Cinta selladora	FibreGlast	<ul style="list-style-type: none"> • Temperatura máxima de servicio – 205°C • Ancho – 0.5 in • Espesor – 0.125 in 	
Cinta de alta temperatura (gris)	Grainger	<ul style="list-style-type: none"> • Cinta Nashua 398 • Temperatura máxima de servicio 93°C • Espesor 0.28mm 	
Capa absorbedora	Fiberte	<ul style="list-style-type: none"> • Compoflex ® 400 • Espesor - 1.9mm • Composición – 100% Polipropileno 	
Bolsa de Vacío	FibreGlast	<ul style="list-style-type: none"> • Modelo – Stretchlon 200 • Resistencia – 55MPa • Temperatura de uso – 121 °C 	
Desmoldante	Axson	<ul style="list-style-type: none"> • Demoulant 841 • Masa – 0.7 kg 	
Desmoldante	Zyvax Enviroshield		
Bleeder- Breather	COMPOFLEX – Fibretex		
Válvula de vacío	FibreGlast	Modelo – 910 A	
Rodillo	FibreGlass	Diámetro – ¾”, Ancho – 3”	
Manguera con conexión rápida	FibreGlast	Modelo – 2217 A, Conexión – ¼ “	

Tabla 5.1 - Materia prima utilizada en la fabricación de los laminados.

5.2 PREPARACIÓN DE LAS LÁMINAS DE ALUMINIO

5.2.1. LIMPIEZA DE LAS LÁMINAS

En primera instancia se llevo a cabo una limpieza de las láminas de aluminio por ambos lados, siguiendo la siguiente metodología (Figura 5.1):

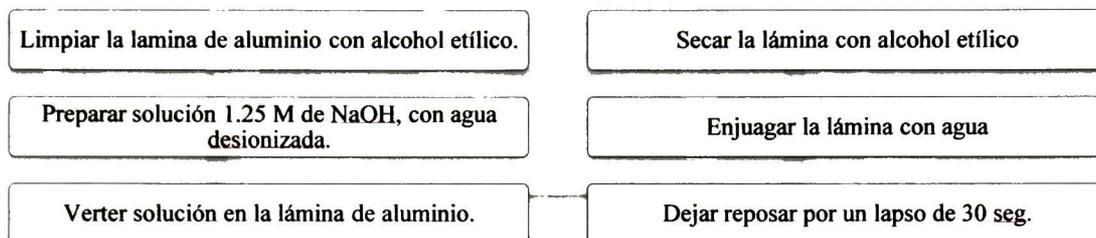


Figura 5.1.- Pasos para la limpieza de las láminas de aluminio.

Esta limpieza se lleva a cabo con la finalidad de retirar de la superficie de la lámina parte de la alúmina (óxido) inherente en el aluminio, así como remover aluminio y de este modo lograr una mayor rugosidad en la superficie para favorecer el anclaje de la resina, y por consecuencia mejorar la adherencia de esta. Teniendo sumo cuidado de no hacer un daño profundo en la lámina para evitar de este modo un deterioro en las propiedades de la lámina de aluminio; así como no afectar el espesor de la lámina.

A continuación se muestran las reacciones llevadas a cabo durante esta limpieza.

→ Eliminación de aluminio

→ Eliminación de alúmina

En las reacciones anteriores, se tiene como producto aluminato de sodio, que es removido de la superficie de la lámina por medio del agua y el alcohol. La primera reacción da como resultado la remoción de aluminio; mientras que la segunda reacción remueve la alúmina. Ambas reacciones se dan simultáneamente con la adicción de hidróxido de sodio a la lámina.

5.2.2. MEDICIÓN DE RUGOSIDAD MEDIA

La superficie de los cuerpos generalmente tiene una composición química diferente a la composición encontrada dentro de los cuerpos; el ordenamiento atómico es diferente en la superficie, es complejo y difícil de describir. La topografía se ocupa de la descripción del conjunto de particularidades geométricas naturales o artificiales que caracterizan a una superficie.

Un concepto usado para la descripción de las irregularidades de la superficie es la rugosidad. Bajas rugosidades en la superficie le confieren mejor apariencia y disminuyen la fricción de esta, al estar en contacto con otra; reduciendo el fenómeno de desgaste y corrosión. En otras ocasiones, como en este caso, se busca maximizar el área superficial, lo que se consigue aumentando la rugosidad; mejorando el anclaje de otras superficies o sustancias.

El método más usado para cuantificar la rugosidad se basa en el registro de perfiles de alturas mediante un rugosímetro o perfilómetro (instrumentos para medir rugosidad). El tratamiento estadístico de los datos obtenidos permite determinar parámetros como la rugosidad rms (R_{rms}) o la rugosidad promedio (R_a). El perfilómetro posee una fina punta en contacto con la superficie a analizar, realiza un barrido controlado en línea recta y las variaciones de alturas se convierten en señales eléctricas y se registran. Típicamente se usan puntas con radios de algunos micrómetros ($\sim 2\mu m$); aunque si la resolución vertical es menor que el radio de la punta, no se puede detectar con alta precisión valores de rugosidad menores a este radio.

Hay otros componentes de la textura o morfología como la ondulación, la curvatura y la inclinación o tendencia. En la Figura 5.2 se muestra una superficie con una curvatura u ondulación periódica o aperiódica, estos componentes deben anularse antes de hacer una medición de rugosidad; también se muestran los cuatro órdenes de defectos topográficos. La desviación del perfil respecto a la forma esperada se considera como de primer orden. La ondulación periódica a nivel mesoscópico y macroscópico son defectos de segundo orden, mientras que las estrías pseudoperiódicas son de tercer orden. En cuarto orden se encuentran los defectos aperiódicos. ⁽⁴²⁾

Los parámetros de rugosidad más usados son rugosidad promedio y la rugosidad rms. La rugosidad promedio es el promedio aritmético de los valores absolutos de las alturas $y(x)$ medidas a partir de una línea central y se define matemáticamente como:

$$R_a = \frac{1}{L} \int_0^L |y(x)| dx \quad 5.1$$

donde L es la longitud de muestreo y R_{rms} se define como:

$$R_{rms} = \sqrt{\frac{1}{l} \int_0^L |y(x)|^2 dx} \quad 5.2$$

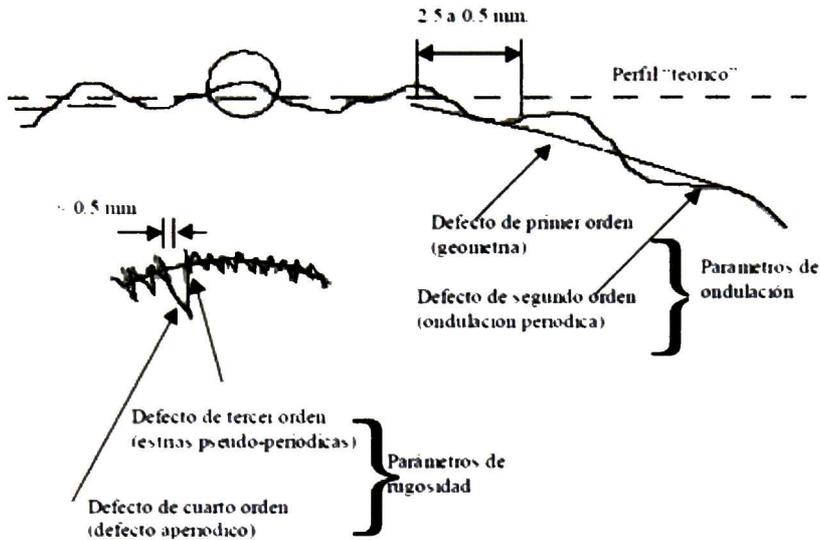


Figura 5.2 Órdenes de defectos topográficos. ⁽⁴²⁾

Este representa el promedio de las desviaciones cuadráticas respecto a la altura media y es la desviación estándar de las distribuciones estadísticas de las alturas. ⁽⁴³⁾

Con el fin de poder conocer el daño provocado en la lámina por medio de la limpieza, se realizó un estudio de la rugosidad media de la superficie. Por medio del uso de un perfilómetro de marca: TR100 Surface Roughness Tester.

En la Tabla 5.2, se muestran los resultados obtenidos; donde se aprecia un aumento en la rugosidad media en las láminas tratadas del 5.5%; por lo que se espera una mejor adherencia de la resina en las láminas; al tener más sitios reactivos o puntos de anclaje por unidad de área; es decir, se tiene un aumento de la superficie de contacto. En una rugosidad media deseable, los valles no serán demasiados profundos, por lo que la resina no tendrá dificultades para penetrar la parte inferior de estos; evitando de este modo dejar espacios vacíos, que generen micro áreas de riesgo corrosivo; mientras que los picos tampoco son altamente pronunciados, evitándose de este modo, que estos queden expuestos e interfieran en la interfase resina-fibra.

MUESTRA CON TRATAMIENTO	PROMEDIO Ra (μm)
1CT	0.502
3CT	0.494
4CT	0.548
8CT	0.538
10CT	0.488
12CT	0.554
14CT	0.5
16CT	0.566
18CT	0.534
20CT	0.542
	0.5266 μm

MUESTRA SIN TRATAMIENTO	PROMEDIO Ra (μm)
2ST	0.5
5ST	0.482
6ST	0.472
7ST	0.442
9ST	0.544
11ST	0.518
13ST	0.462
15ST	0.516
17ST	0.528
19ST	0.53
	0.4994 μm

Tabla 5.2.- Rugosidades medias de las láminas de aluminio tratadas.

5.2.3. PRUEBA DE ADHERENCIA

Una vez realizada la medición de rugosidad media, se prosiguió a hacer una prueba de adherencia de resina epóxica en una superficie sin tratamiento y una superficie tratada. La Figura 5.3 muestra los pasos seguidos:

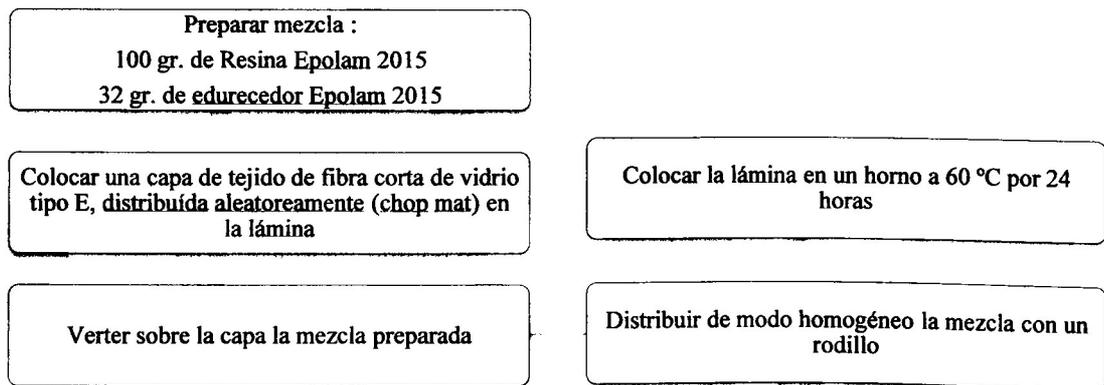


Figura 5.3.- Pasos seguidos para la prueba de adherencia.

La figura 5.4 muestra los resultados de la prueba de adherencia. En una inspección visual, se encontró mejoría en la adherencia de la resina, en la lámina tratada.



Figura 5.4.- Inspección visual en la prueba de adherencia.

5.3 ELABORACIÓN DE LOS LAMINADOS HÍBRIDOS

Existen varios factores que afectan los procesos de diseño, que deben ser tomados en cuenta para elegir el proceso correcto, en la Figura 5.5 se muestran algunos de estos factores:



Figura 5.5 Factores de diseño

En este estudio se eligió emplear el método de laminación manual por bolsa de vacío usando pre-impregnados, con curado en horno eléctrico. Debido a que este proceso es el más utilizado en la manufactura de piezas estructurales y permite: tener un mayor control sobre la cantidad y homogeneidad de la resina entre los tejidos, ahorrar grandes cantidades de material, mejor calidad en las piezas finales, tener menores exposiciones a compuestos orgánicos volátiles,

facilitar la manipulación del material, tener bajas porosidades y defectos en los laminados, tener porcentajes de refuerzo precisos y altos, entre otras.

5.3.1. ARREGLOS ELABORADOS

Los laminados se elaboraron con diferentes arreglos, para realizar las comparaciones pertinentes y determinar el arreglo óptimo. Las láminas de aluminio y fibras fueron acomodadas con una orientación a 0° de la dirección de fabricación de los tejidos, ya que esta orientación muestra el más alto valor del módulo de elasticidad, del límite de elasticidad y del esfuerzo último, comparado con otras posibles orientaciones.⁽³³⁾ Las secuencias de apilamiento de los tejidos y láminas de aluminio, su respectivo código y el espesor promedio para los laminados híbridos FML, son presentados en la Tabla 5.3.

Tejidos	Secuencia de apilamiento	Código	Espesor (mm)
Fibra de carbono	Al – FC – Al – FC – Al – FC – Al – FC – Al	ACA	3.1
	FC – Al – FC	CAC	3.5
Fibra de vidrio	Al – FV – Al – FV – Al – FV – Al – FV – Al	AVA	4.5
	FV – Al – FV	VAV	3.6
Fibra de aramida	Al – FK – Al – FK – Al – FK – Al – FK – Al	AKA	3.4
	FK – Al – FK – Al – FK – Al – FK – Al – FK	KAK	4.2

Tabla 5.3.- Espesor y secuencias de apilamiento de laminados híbridos FML, donde: Al-lámina de aluminio, FV-fibra de vidrio, FC-fibra de carbono y FK-fibra de aramida (Kevlar).

También se elaboraron laminados puros de fibra de aramida (KKK) y fibra de vidrio (VVV), cada uno de ellos con 15 capas de cada pre-impregnado, con espesores promedio de 3.28 y 5.05 mm respectivamente. Estos laminados se fabricaron para tener una referencia de su comportamiento en las pruebas de tensión y flexión.

5.3.2. LAMINACIÓN MANUAL

Todos los laminados híbridos se elaboraron en las instalaciones de la UNAQ, con materiales y equipos suministrados por esta institución; por medio de la técnica de laminación manual con curado en bolsa de vacío y horno eléctrico.

5.3.2.1 LIMPIEZA Y PREPARACIÓN DE LOS MOLDES

El primer paso para llevar a cabo la elaboración de los laminados híbridos, es la limpieza y preparación de los moldes. El procedimiento seguido se muestra en la Tabla 5.4.

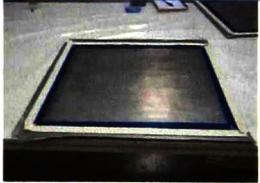
Paso	Ilustración
Limpiar el molde con acetona y servilletas de papel para remover grasa y sustancias en el molde (en este caso se uso un molde de aluminio). Aplicar desmoldante en el molde con un paño y esperar 30 min. para que el desmoldante se seque.	
Se delimita el área de trabajo con cinta azul de alta temperatura.	
Por medio de cinta gris de alta temperatura, se realiza un doblés en la parte externa del área de trabajo.	
Sobre el doblés efectuado con la cinta gris se pone la cinta selladora, sin realizar cortes en los bordes, para evitar fugas.	
Es importante no tocar el área tratada con el desmoldante para no dejar impurezas.	

Tabla 5.4.- Pasos para la limpieza y preparación de moldes.

5.3.2.2 FABRICACIÓN DE LAMINADOS HÍBRIDOS

Antes de comenzar a realizar la elaboración de los laminados, se deben tomar en cuenta varias medidas de seguridad e higiene. Puesto que los pre-impregnados pueden afectar la salud, debido a la resina y a las fibras; por lo que es obligatorio el uso de lentes de seguridad, mascarilla, zapatos cerrados, guantes de nitrilo y bata de laboratorio. Del mismo modo, el área de trabajo debe ser un lugar cerrado, ordenado y limpio, con temperatura controlada (~ 20 °C) para evitar la aceleración de la polimerización de la resina.

Una vez que los moldes están preparados, se prosigue a la fabricación de los laminados híbridos, en la Tabla 5.5 se muestran los pasos seguidos.

5.3.2.3 PROCESO DE CURADO Y DESMOLDE

Se seleccionó un ciclo de curado combinado, sugerido por el fabricante de la fibra, para alcanzar las mejores propiedades mecánicas. Este consiste de un primer curado donde se eleva la temperatura a 121°C por 8 hora, en aumentos graduales, con una rampa de calentamiento de 3°C/min hasta alcanzar dicha temperatura. Enseguida y con la misma rampa, se eleva la temperatura a 177°C por 2 horas, finalmente se enfría con una rampa de 3°C/min hasta que se alcance la temperatura ambiente. Manteniendo una presión constante de 81 KPa durante todo el proceso de curado. El proceso de curado se llevo a cabo en un horno industrial PREFINSA y Racks con conexiones rápidas de vacío, en las instalaciones de la UNAQ. (Figura 5.6). Después del proceso de curado, se lleva a cabo el desmolde de las piezas finales. (Figura 5.7)

5.3.3 CORTE DE PROBETAS

Después de que se elaboran los laminados, es importante tomar precauciones cuando se realicen los cortes de las probetas, debido a que el material puede dañarse en el proceso, dando como resultado la reducción de propiedades mecánicas. Un tipo de daño se debe a la generación de demasiado calor en la zona de corte, es necesario considerar la velocidad de herramienta de corte, avance de corte, tipos de cortadoras, etc. ⁽⁴⁾

Utilizar brocas y cortadores de carburo de silicio, o discos abrasivos de alúmina son apropiados debido a sus bajos costos. Cortadores con granos medios abrasivos son mejores que los de granos finos debido a que los segundos se incrustan en el material después de haber cortado. Partículas de diamante incrustadas en cortadores son usadas muy frecuentemente y son muy duraderos. ⁽⁴⁾

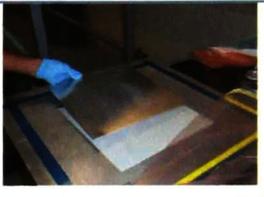
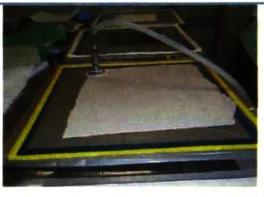
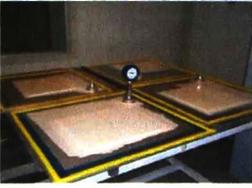
Paso	Ilustración	
<p>Medir y marcar el pre-impregnado, para posteriormente hacer el corte de las láminas (30 x 30 cm)</p>		
<p>Colocar la bolsa y la válvula check de vacío en el molde previamente tratado, sin dejar ninguna especie de salida de aire. Sellar perfectamente.</p>		
<p>Colocar una lámina de aluminio y posteriormente una capa de pre-impregnado (según el arreglo que se esté elaborando)</p>		
<p>Inmediatamente después de colocar cada capa de pre-impregnado se lleva a cabo la compactación o “debulking” a una presión de 81 KPa, durante 5 min. Por medio de la colocación de una capa de breather (capa respiradora), una capa absorbidora y una manguera de vacío.</p>		
<p>Después de la compactación, se coloca la siguiente lámina de aluminio y la siguiente capa de pre-impregnado.</p>		
<p>El proceso de compactación se repite las veces que sea necesario, dependiendo del arreglo que se esté fabricando.</p>		
<p>Una vez terminada la laminación manual, se prosigue a realizar una prueba de fuga. Por medio de un manómetro se verifica por un lapso de 15 min. que la presión no baje de 6.2 KPa. Después de la prueba, el laminado esta listo para el proceso de curado.</p>		

Tabla 5.5.- Pasos para elaboración de FML's.



Figura 5.6.- Horno eléctrico usado en el proceso de curado.



Figura 5.7.- Desmolde de los FML's terminados.

El corte de las probetas para la realización de las diferentes pruebas mecánicas, se llevó a cabo en las instalaciones de la UAQ, con una cortadora de disco de diamante, siguiendo las especificaciones de cada norma. Algunas probetas sufrieron delaminación prematura, debido a la carga aplicada por la cortadora, estas probetas fueron desechadas. (Figura 5.8)



Figura 5.8.- Ilustraciones del proceso de corte y de delaminación prematura en algunas probetas.

En la Tabla 5.6 se muestran las dimensiones de corte de las probetas, de acuerdo a la norma aplicada para cada prueba:

PRUEBA	DIMENSIONES DE PROBETAS	NORMA ASTM
Flexión	12.7 mm x 127 mm	D 6272-00 ⁽⁴⁴⁾
Tensión	25 mm x 250 mm	D 3039M-00 ⁽⁴⁵⁾
Impacto	10 cm x 10 cm	D 7136M-07 ⁽⁴⁶⁾

Tabla 5.6.- Dimensiones de las probetas cortadas según la norma respectiva a cada prueba.

5.4 PRUEBAS MECÁNICAS

Durante las pruebas mecánicas, se puede medir directamente las cargas aplicadas así como los desplazamientos, y con ayuda de las dimensiones de las probetas, se pueden calcular los esfuerzos y las deformaciones presentes. Las pruebas son estandarizadas por organismos internacionales con el objetivo de normalizar los resultados y poder hacer comparaciones.

Las pruebas mecánicas son importantes en el diseño de un material. La dificultad de determinar propiedades mecánicas se incrementa conforme aumenta la anisotropía del material. En los materiales compuestos, la orientación de las fibras proporciona el refuerzo adecuado en la dirección de la carga aplicada con el objetivo de evitar la ruptura prematura en esa dirección. Las propiedades mecánicas, en un tejido, pueden ser controladas por la variación de las características del hilado y el tipo de tejido. Las propiedades del hilado incluyen el número de fibras, cantidad de entrelazados en el hilado y número relativo de hilados en ambas direcciones.⁽¹¹⁾

Los materiales compuestos laminados pueden sufrir delaminaciones, debido a la falta de adherencia entre las capas. Estudiar el material mientras este es sujeto a una carga creciente, puede dar una percepción del modo en que los daños inician y se propagan. Puesto que al ser materiales anisotrópicos, exhiben debilidad bajo una carga aplicada en cierta dirección, teniendo gran resistencia bajo otras condiciones.⁽²⁰⁾

En la Tabla 5.7 se muestran las especificaciones de los materiales usados, dadas por los proveedores.

5.4.1 PRUEBA DE FLEXIÓN

Material	Esfuerzo último a tensión (MPa)	Módulo de elasticidad a tensión (GPa)
Fibra de carbono	545	58
Fibra de vidrio	421	24
Fibra de aramida	490	31
Lámina de aluminio	125	69

Tabla 5.7.- Especificaciones de las fibras usadas en la elaboración de los FML's

Las pruebas de flexión se utilizan para determinar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos, así como la resistencia al cizallamiento interlaminar de un laminado, el módulo de corte y su comportamiento a la fatiga.

Los dos métodos más comunes para realizar pruebas de flexión son: las pruebas de tres y cuatro puntos (Figura 5.9 y 5.10). En ambos casos, se utilizan vigas de soporte de área transversal constante; donde un espécimen plano rectangular es soportado cerca de sus extremos y una carga central (tres puntos) o dos cargas simétricas entre los apoyos (cuatro puntos) es aplicada.

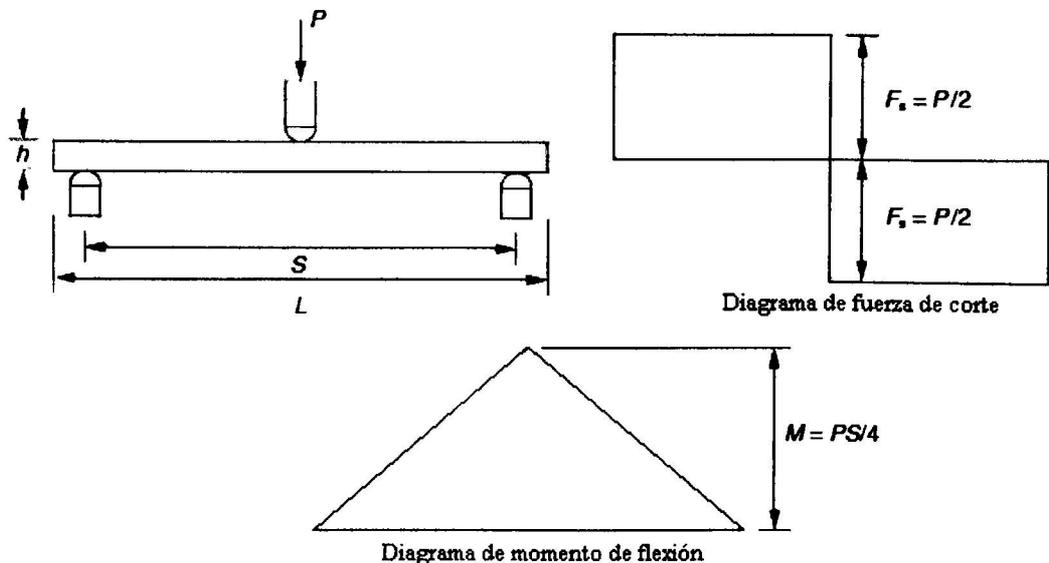


Figura 5.9.- Prueba de flexión de tres puntos, con sus respectivos diagramas de fuerza y momento de flexión.

Existen concentraciones de esfuerzos en los puntos de carga, en la prueba de cuatro puntos, hay un momento constante de flexión entre las cargas internas. La Figura 5.11 muestra la variación

en los esfuerzos normales, causados por el momento de flexión y el esfuerzo cortante, debido a la fuerza cortante, asumiendo un espécimen de sección transversal rectangular.

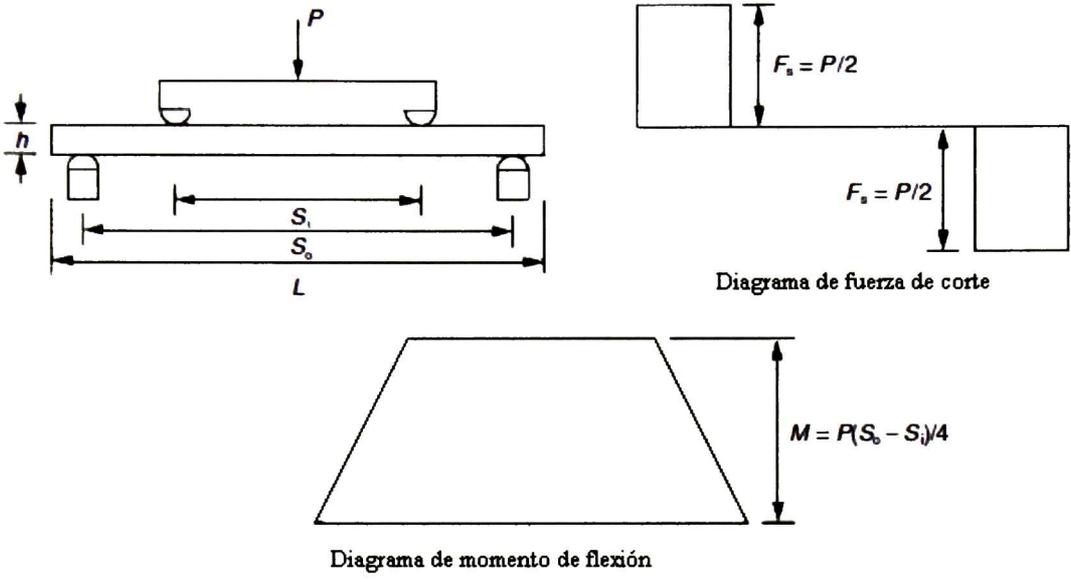


Figura 5.10.- Prueba de flexión de cuatro puntos, con sus respectivos diagramas de fuerza y momento de flexión

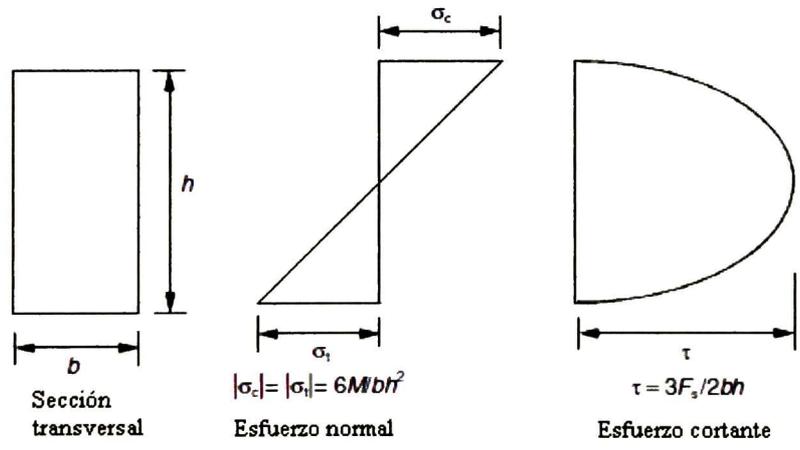


Figura 5.11.- Variación del esfuerzo normal y del esfuerzo cortante en una prueba de flexión.

En las figuras mostradas se consideran las propiedades del material uniformes a lo largo de su espesor (materiales isotrópicos). El esfuerzo normal varía linealmente desde un máximo en

compresión en una superficie a un máximo igual en tensión en la otra superficie, pasando por cero en el plano medio (eje neutral). El máximo esfuerzo normal esta dado por:

$$\sigma = \frac{6M}{bh^2} \quad 5.3$$

donde M es el momento de flexión, b el ancho y h el espesor de la muestra. La distribución del esfuerzo cortante es parabólica, con un máximo en el eje central y cero en las superficies externas, y su máximo valor esta dado por:

$$\tau = \frac{3F_s}{2bh} \quad 5.4$$

donde F_s es la fuerza cortante en el espécimen.

La respuesta a la flexión del material se obtiene con el registro de las cargas aplicadas y el esfuerzo normal resultante. El esfuerzo se obtiene por medio de la medición del desplazamiento en el centro de la viga. El momento de flexión M es función de la carga medida y de la geometría del espécimen.

Diferentes tipos de fallas se presentan bajo cargas a flexión; que dependen del tipo de prueba usado y del material probado. Los tipos de falla se muestran en la Figura 5.12.

En este trabajo se empleó la prueba de cuatro puntos, bajo la norma ASTM D6272-00. En este tipo de prueba los momentos de flexión incrementan linealmente desde cero en los soportes hasta un máximo en los puntos de carga y es constante entre estos puntos. La fuerza cortante y los esfuerzos interlaminares cortantes son cero entre los puntos de carga, por lo tanto la sección central de la viga es sujeta a un momento de flexión puro.

La resistencia a la flexión es el esfuerzo en la superficie del espécimen en el fallo, que a veces es acompañado con la ruptura de las fibras. La resistencia es calculada usando el máximo momento de flexión, correspondiente a la carga medida en la falla. El módulo elástico a flexión se obtiene con la ecuación:

$$E_f = 0.21 \frac{S^3 m}{bh^3} \quad 5.5$$

Donde E_f es el módulo de flexión, S es la longitud de apoyo, m es la pendiente de la curva carga vs desplazamiento, b es el ancho y h es el espesor de la viga.

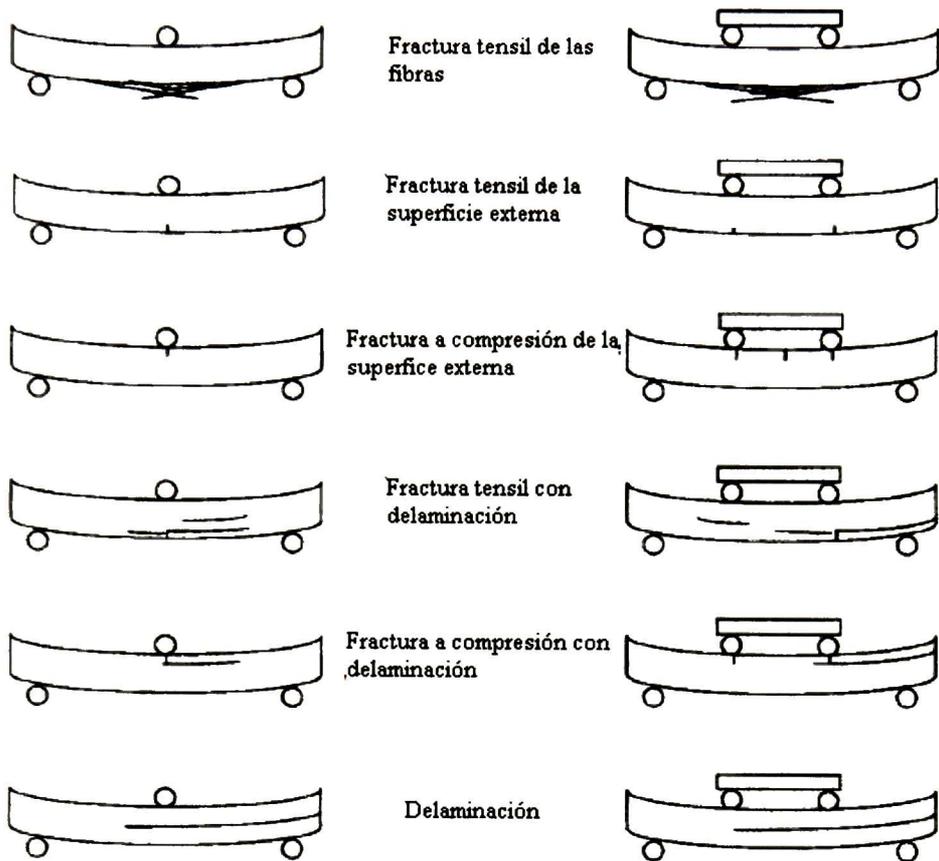


Figura 5.12.- Modos de falla en pruebas de flexión.

Otro método para la obtención del esfuerzo máximo en la superficie externa de la viga esta dado por la ecuación:

$$\sigma = \frac{PS}{bh^2} \quad 5.6$$

Donde P es la carga aplicada. Mientras que para obtener la deformación de la probeta en cualquier punto se utiliza la ecuación:

$$\varepsilon = \frac{4.7\delta h}{s^2} \quad 5.7$$

Donde δ es el desplazamiento medido. ⁽⁴⁷⁾

5.4.1.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA

Las pruebas de flexión se llevaron a cabo en las instalaciones de la UAQ; en una maquina Universal “Tinius Olsen” con capacidad de 300,000 N. Para cada tipo de laminados se ensayaron cinco especímenes, promediándose los resultados obtenidos; las dimensiones para los especímenes se establecieron en 127 mm de longitud y 12.7 mm de ancho.

La longitud entre apoyos en el ensayo de flexión se estableció de acuerdo al espesor de los especímenes en una relación de 30 veces el espesor, y se aplicaron dos cargas a un tercio de la longitud entre apoyos para inducir esfuerzos normales de flexión en el centro. Las deflexiones en el centro de los especímenes se midieron con un indicador de desplazamientos digital marca Mitutoyo, en intervalos de carga aplicada de 20 N. En la Figura 5.13 se muestran imágenes de la realización de la prueba.

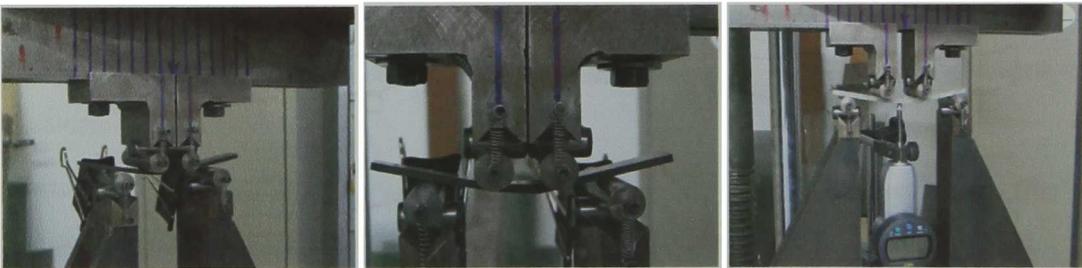


Figura 5.13.- Imágenes de los ensayos de flexión.

5.4.1.2 PROCESAMIENTO DE DATOS

Durante la realización de la prueba, se recolectan los datos necesarios para realizar su procesamiento, los datos recolectados son: la carga aplicada medida por el instrumento así como su respectivo desplazamiento, hasta que la probeta falle. Con los datos obtenidos se calculan el esfuerzo, con su respectiva deformación; por medio del uso de las ecuaciones 5.6 y 5.7.

Una vez obtenidos los datos de esfuerzo y deformación; se prosigue a realizar las gráficas Esfuerzo vs Deformación; de las cuales se obtiene el módulo de elasticidad, que es el valor equivalente a la pendiente de la curva de acuerdo a la ecuación:

$$E_f = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad 5.8$$

Del mismo modo, se obtiene el esfuerzo último y la deformación última a la que falla el material.

5.4.2 PRUEBA DE TENSION

Por medio de pruebas de tensión, se obtendrá la información necesaria para obtener gráficas de carga (P) vs Desplazamiento (δ), de aquí construir las curvas esfuerzo (σ) vs deformación (ϵ), para calcular el esfuerzo y la deformación última a la que falla el material.

Existen dos tipos de probetas que pueden utilizarse para la prueba de tensión probeta con ranura (*Dog-bone*) y probeta continua (*Straight-Side*) (Figura 5.14). Entre mayor sea la anisotropía del material compuesto, es menos apropiado utilizar probetas con ranura, debido a que la resistencia longitudinal transversal es menor en proporción a la resistencia axial. Por ello, en un punto, dichas probetas empiezan a fallar longitudinalmente en el área de transición. En consecuencia es ideal utilizar probetas continuas de acuerdo a las especificaciones de la norma ASTM D 3039 M-00. ⁽⁴⁾

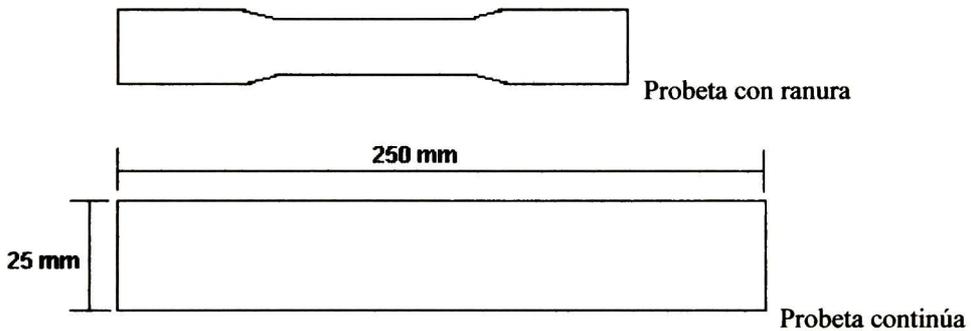


Figura 5.14.- Geometrías típicas para probetas de tensión. ⁽²⁰⁾

Antes de la prueba, se calcula el área de cada una de las probetas, sobre la cual se aplica la carga, esta servirá en la obtención de los esfuerzos del material compuesto. Dicha área se consigue de acuerdo a la fórmula siguiente:

$$A = b * h \quad 5.9$$

donde b es el ancho de la probeta [mm], y h es el espesor de la probeta [mm].

Para calcular el esfuerzo último a la tensión se utiliza la ecuación 5.10. Si se requiere el esfuerzo en un determinado punto de carga, este se determina de acuerdo a la ecuación 5.11.

$$\sigma_U = \frac{P^{max}}{A} \quad 5.10$$

$$\sigma_i = \frac{P_i}{A} \quad 5.11$$

donde σ_U es el Esfuerzo último a la tensión [MPa], P^{max} es la carga máxima antes de la ruptura [N], σ_i es el esfuerzo en el punto deseado [MPa], P_i es la carga en el punto deseado [N] y A es el área promedio de la sección transversal [mm²].

La deformación que sufre la probeta bajo esta prueba se calcula por medio de:

$$\epsilon_i = \frac{\Delta\delta}{\delta_o} \quad 5.12$$

donde ϵ_i es la deformación en el punto deseado, $\Delta\delta$ es el cambio en desplazamiento entre los puntos deseados [mm] y δ_o es la longitud inicial [mm].

Existen tres opciones para calcular el módulo de elasticidad a partir de una curva no-lineal:

(47)

- La primera opción es tomar en cuenta el módulo como una tangente en la parte inicial de la curva.
- La segunda opción es construir una tangente a una cierta distancia de la deformación.
- La tercera opción es construir una secante (*chord*) entre dos puntos A y B, y típicamente utilizar valores de deformación entre 0.0005 y 0.0025 o 0.001 y 0.003. En la Figura 5.15 se muestra un ejemplo de la obtención del módulo de elasticidad de acuerdo a la selección de los dos puntos en la deformación del espécimen.

Para obtener el módulo de elasticidad, se selecciona el rango de deformación apropiada. Para materiales que fallan por debajo del 0.006 de deformación, se utiliza un rango entre 0.25% y 0.50%. Para los demás materiales se utiliza un rango entre el 0.10% y 0.30%. El módulo de elasticidad a tensión de la secante se obtiene utilizando la ecuación:

$$E_t = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad 5.13$$

donde E_t es el Módulo de Elasticidad a tensión [GPa], $\Delta\sigma$ es el cambio del esfuerzo tensil aplicado entre los dos puntos de deformación [MPa] y $\Delta\epsilon$ es el cambio entre dos puntos de deformación.

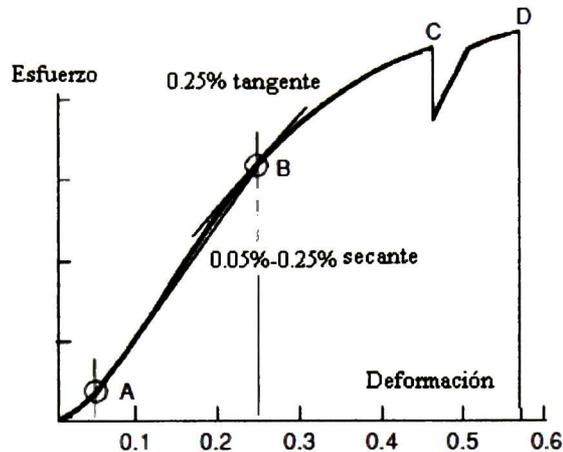


Figura 5.15.- Curva Esfuerzo vs Deformación donde se muestran detalles típicos

La curva Esfuerzo vs Deformación muestra las características principales que se pueden encontrar en una curva común en donde se puede apreciar el cambio de la rigidez, las fallas, entre otras propiedades.

5.4.2.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA

Las pruebas de tensión uniaxial se llevaron a cabo en las instalaciones de la UAQ; en una maquina Universal “Tinius Olsen” con capacidad de 300,000 N. Para cada tipo de laminados se ensayaron cinco especímenes, promediándose los resultados obtenidos. De acuerdo a la norma ASTM D3039 M-00, se obtuvieron especímenes de 250 mm de longitud y 25 mm de ancho a partir de los laminados, para los ensayos de tensión.

Los desplazamientos de los especímenes se midieron con un indicador de desplazamientos digital marca Mitutoyo, estas variaciones en los desplazamientos, se capturan en cierto rango de carga aplicada, para este caso, se registro el dato en intervalos de 500 N de carga. En cada prueba se tuvo mucho cuidado de posicionar las probetas alineadas, para obtener resultados más precisos, así como asegurar bien las mordazas sujetadoras, ya que si el material tiene alta resistencia axial, tiene que sujetarse firmemente para prevenir deslizamiento (corrimientos) o utilizar mordazas con mayor

resistencia en la cara de sujeción. En ambos casos, la concentración de esfuerzos son inducidos en las terminales de las probetas y provoca fallas prematuras. ⁽²⁰⁾ También es importante mantener el dispositivo de deformación tan lejos de las mordazas como sea posible así como utilizarlos donde la probeta genere mayores esfuerzos.

En la Figura 5.16 se muestran imágenes de la realización de la prueba.



Figura 5.16.- Imágenes de los ensayos de tensión.

El método de la prueba aplica para laminados unidireccionales, multidireccionales, tejidos o compuestos de fibra corta. ⁽⁶⁾ Normalmente, la prueba se corre a una velocidad de 2mm/min. ^(2,7,11,45) El modo y la localización de falla debe observarse en cada probeta así como la carga final. Se requiere un total de 40 o 50 puntos para establecer una curva esfuerzo-deformación y monitorear las fallas de todas las probetas. ⁽²⁰⁾

5.4.2.2 PROCESAMIENTO DE DATOS

Durante la realización de la prueba, se recolectan los datos necesarios para realizar su procesamiento, los datos recolectados son: la carga aplicada medida por el instrumento así como su respectivo desplazamiento, hasta que la probeta falle. Con los datos obtenidos se prosigue a obtener el esfuerzo, con su respectiva deformación; por medio del uso de las ecuaciones 5.11 y 5.12.

Una vez obtenidos los datos de esfuerzo y deformación; se prosigue a realizar las gráficas Esfuerzo vs Deformación; de las cuales se obtiene en módulo de elasticidad, que es el valor equivalente a la pendiente de la curva de acuerdo a la ecuación 5.13.

Del mismo modo, se obtiene el esfuerzo último y la deformación última a la que falla el material.

5.4.3 PRUEBA DE IMPACTO

La resistencia al impacto es la habilidad de un material de soportar un cierto golpe sin dañarse; la fuerza de impacto es la fuerza necesaria para romper o separar un material compuesto, independientemente del daño final. La tenacidad es la cantidad de energía que es capaz de absorber un cuerpo durante un impacto. Las pruebas de impacto tienen como fin, entonces, evaluar la resistencia última al impacto de un material, así como sus capacidades de absorber energía.

En los FML's, al consistir en laminados muy delgados en capas, los eventos de impacto se pueden catalogar como eventos que envuelven estructuras de delgadas capas monolíticas. Los daños causados por un impacto balístico toman la forma de golpes limpios, que requieren inspecciones para determinar la propagación de las fracturas internas.

Las pruebas de impacto más comunes consisten en un peso que se deja caer o se acelera hacia una muestra; se ajusta la altura de caída, para proporcionar la energía cinética de impacto requerida. En la Figura 5.17, se muestra un diagrama simple de los elementos en una prueba de impacto.

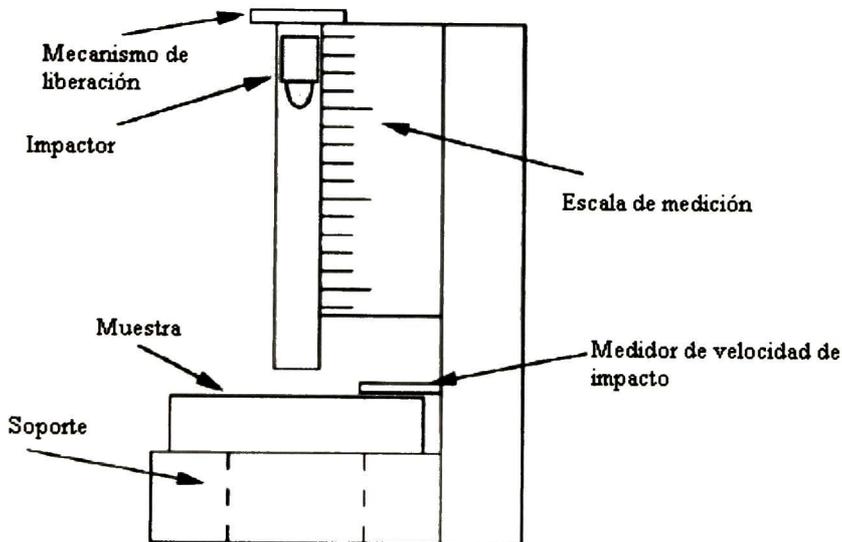


Figura 5.17.- Diagrama de los elementos esenciales en una prueba de impacto

Los impactos por caída libre de un peso implican condiciones de cargas multiaxiales en el espécimen. Debido a la complejidad del estudio de los materiales compuestos y sus respuestas a cargas aplicadas, existen métodos no estandarizados para este tipo de pruebas, de muy poca confiabilidad y no proporcionan la información suficiente; puesto que los principales problemas en las técnicas de impacto, vienen de su alta dependencia respecto a los factores geométricos de la pieza ensayada, lo cual hace que los parámetros evaluados no sean una característica intrínseca del material, limitando en gran medida la utilidad de la información obtenida.

En las gráficas generadas en una prueba de impacto (Fuerza vs Tiempo, Fuerza vs Desplazamiento), la tendencia de la fuerza es determinada por la rigidez inicial y la deformación que sufre el material. Una gráfica típica de impactos a bajas energías se muestra en la Figura 5.18, por medio de estos gráficos se puede detectar el incremento del daño inicial, así como el inicio de la fractura; al ir variando la velocidad de impacto en las muestras.

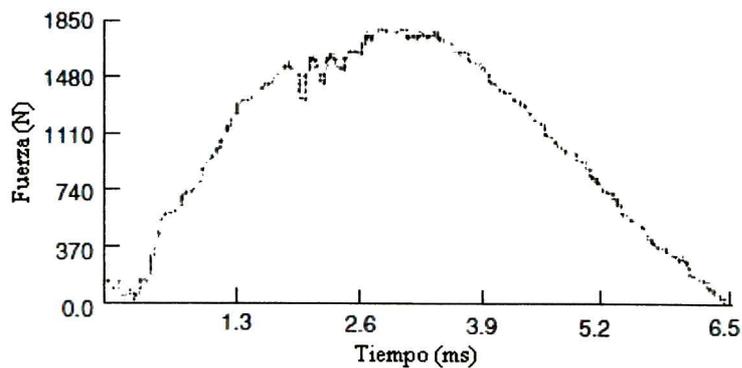


Figura 5.18.- Gráfico típico generado en una prueba de impacto de baja energía.

Las técnicas de baja energía se emplean en el estudio de nucleación y propagación de grietas en los materiales; se ocasiona un daño ligero en función de la energía disponible en el impactor. Estos daños ligeros pueden provocar daños invisibles dentro de las probetas. ⁽⁴⁸⁾

Con lo que respecta a materiales laminados, la forma más común de daño en una prueba de impacto es la delaminación. Sin embargo, los datos obtenidos en estas pruebas, dependen en demasía de la geometría, composición y tamaño del espécimen; así como el peso y velocidad del impactor y las condiciones del soporte; estos aspectos influyen en la distribución de los esfuerzos de tensión, compresión y cortantes a través del espesor del espécimen. En general, especímenes que

tengan baja rigidez tienden a absorber mayor cantidad de energía cinética administrada por un proyectil por medio de deformación elástica.

Para el caso de materiales estructurales aeroespaciales y la tolerancia al daño, se resumen en los requerimientos generales de la FAA's (Federal Aviation Administration); requerimientos específicos de las estructuras para que puedan soportar un conjunto determinado de condiciones de vuelo. Una preocupación sobre los materiales compuestos, es su susceptibilidad de sufrir daño de impactos durante el tiempo de servicio, particularmente si los daños no son visibles en la superficie. Daños internos como delaminaciones, que pueden dar pie a posibles colapsos prematuros durante cargas de compresión; mientras que las propiedades tensiles del material se ven menos afectadas por este tipo de daños, a menos que impactos de alta energía causen la fractura de las fibras. ⁽⁴⁷⁾

5.4.3.1 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA

Las pruebas de impacto se realizaron en las instalaciones de CIATEQ. El equipo de impacto cuenta con un impactor de punta hemisférica con un diámetro de 12.4 mm y con un peso de 0.858 Kg, así como la instrumentación necesaria para realizar mediciones de tiempo, fuerza de impacto, etc. En la Figura 5.19, se muestran algunas imágenes de la realización de la prueba.

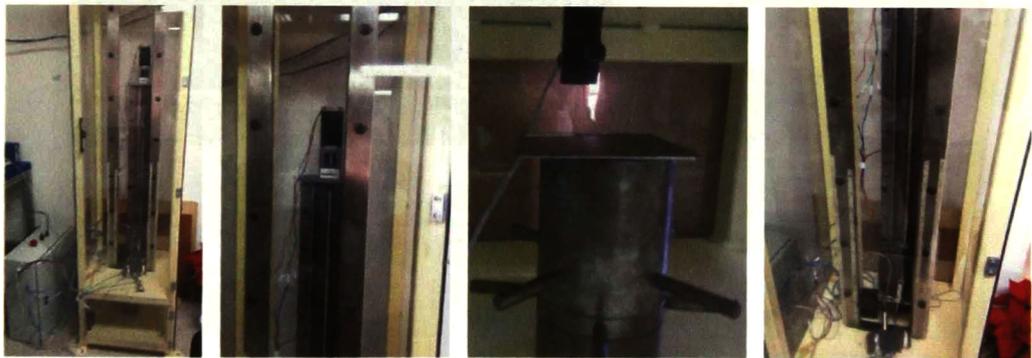


Figura 5.19.- Imágenes de los ensayos de tensión.

La probeta a ensayar se coloca en la base, se prosigue a colocar el impactor a la altura deseada a la cual se dejara caer, se programa la instrumentación para realizar las mediciones pertinentes y se deja caer el impactor. Las alturas a las cuales se realizó la prueba fueron: 80 mm, 300 mm, 600 mm y 800 mm.

5.4.3.2 PROCESAMIENTO DE DATOS

Los datos arrojados por la instrumentación se presentan en gráficas de Fuerza vs Tiempo, como se muestra en la Figura 5.20. La fuerza indicada por el programa no es la fuerza real, por lo que, siguiendo las especificaciones del equipo y del calibrador, se aplicó la ecuación 5.14, para realizar la conversión a unidades reales:

$$F = 5.5(-27.067 x^2 + 3675.1 x + 2.3151) \quad 5.14$$

Donde F es la fuerza ejercida por el impactor y x es una variable cuyo valor es $x = mV/V$ (valor indicado en la gráfica del monitor). Una vez que se obtiene la fuerza real, se prosigue a graficar la Fuerza vs Tiempo y del rango de tiempo completo, se procede a limitar el rango donde se haya detectado el primer impacto.

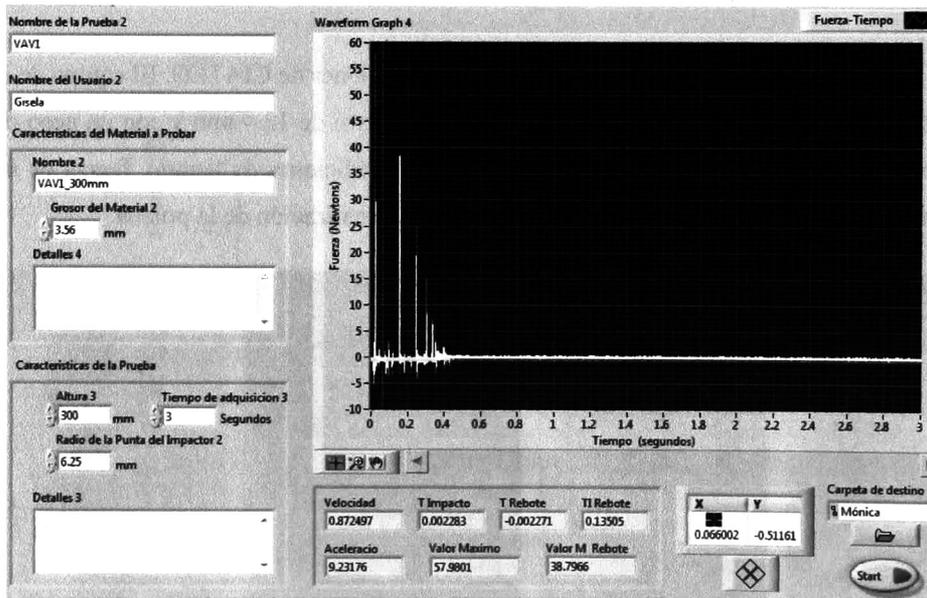


Figura 5.20.- Imagen obtenida en el programa de la prueba de impacto.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

6. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el presente capítulo se presentan los resultados obtenidos, así como su análisis.

6.1 CÁLCULO TEÓRICOS DE LOS FML's FABRICADOS

Siguiendo las ecuaciones presentadas en el capítulo 4.1.5 y con ayuda de las hojas de especificaciones brindadas por el proveedor, se obtuvo la información presentada en la Tabla 6.1; se puede observar que el porcentaje en peso de los pre-impregnados es mucho menor que el peso total de las láminas de aluminio para todos los casos. Del mismo modo los porcentajes en volumen de las láminas de aluminio de los FML's son mayores, que el volumen total del pre-impregnado; así como el porcentaje en volumen de resina es menor, para todos los casos.

FML's	w% resina	w% fibra	w% aluminio	V% resina	V% fibra	V% aluminio
AKA	8.5367	8.5367	82.9265	16.5737	25.0706	58.3555
AVA	10.0102	16.3324	73.6572	19.9909	26.6923	53.3167
ACA	6.0367	9.05515	84.9080	12.5388	23.5375	63.9236
KAK	11.8080	11.8080	76.3838	20.5904	31.1317	48.2778
VAV	13.0415	21.2782	65.6802	24.2702	31.4258	44.3038
CAC	9.0127	13.5191	77.4680	18.0447	25.7375	56.2177

Tabla 6.1.- Porcentajes en peso y volumen de los constituyentes de los FML's

En la Tabla 6.2 se muestran los módulos de elasticidad, así como el esfuerzo último a tensión teóricos, calculados por las ecuaciones de mencionadas en el capítulo 4.1.5. De acuerdo, a estos cálculos teóricos, se puede esperar que los FML's ACA y CAC, muestren los más altos valores experimentales en los módulos de elasticidad.

6.2 PRUEBAS DE FLEXIÓN

Cuando las probetas fueron ensayadas bajo la prueba de flexión, se observó que en la zona donde no hay esfuerzos cortantes (zona central de los especímenes), no hubo delaminación, esto se relaciona a una adecuada adherencia en la interfase aluminio-tejido en los híbridos FML's. Sin embargo en los especímenes con fibra de carbono se presentó la delaminación en los apoyos, si se tiene esfuerzo cortante. Esto evidencia una falta de adherencia entre la fibra de carbono y las láminas de aluminio.

FML's	Esfuerzo Último a tensión (MPa)	Módulo de elasticidad a tensión (GPa)
AKA	276.9857	53.1768
AVA	289.5028	43.9911
ACA	276.4578	65.0332
KAK	313.7991	49.3441
VAV	257.0564	48.9238
CAC	308.8459	64.1849

Tabla 6.2.- Esfuerzos últimos y módulos de elasticidad teóricos calculados para los FML's.

Todas las gráficas y datos obtenidos, se tomaron a una carga máxima aplicada de 300 N, ya que esta fue la carga menor soportada por una probeta de VAV; se tomo esta carga para poder tener un punto de comparación entre los esfuerzos y deformaciones de todas las probetas.

En la Figura 6.1, se muestran las gráficas experimentales de Esfuerzo vs Deformación obtenidas en la prueba de flexión; donde se puede observar que para los FML's AKA, ACA, AVA, KAK y VAV, se encuentra una región elástica y una plástica, definidas por un cambio en la considerable en la pendiente de la curva; evidenciando que hay una diferencia en los módulos elásticos y en los de endurecimiento. En los especímenes a flexión, a diferencia de los de tensión, no se indujeron esfuerzos máximos que hicieran trabajar a los constituyentes de los laminados a su capacidad máxima. Mientras que para las probetas CAC, VVV y KKK, se puede notar un comportamiento lineal en la curva, lo que nos indica que la flexión es totalmente elástica para estos materiales a cargas menores de 300 N.

La Tabla 6.3 muestra los resultados promedio, obtenidos a partir de las gráficas experimentales de Flexión, haciendo uso de las ecuaciones de la sección 5.4.1. Se puede observar una mejora de las propiedades a flexión de las láminas de aluminio al incluir los tejidos pre-impregnados. De acuerdo a la capacidad de deformación mostrada se estima que estos laminados

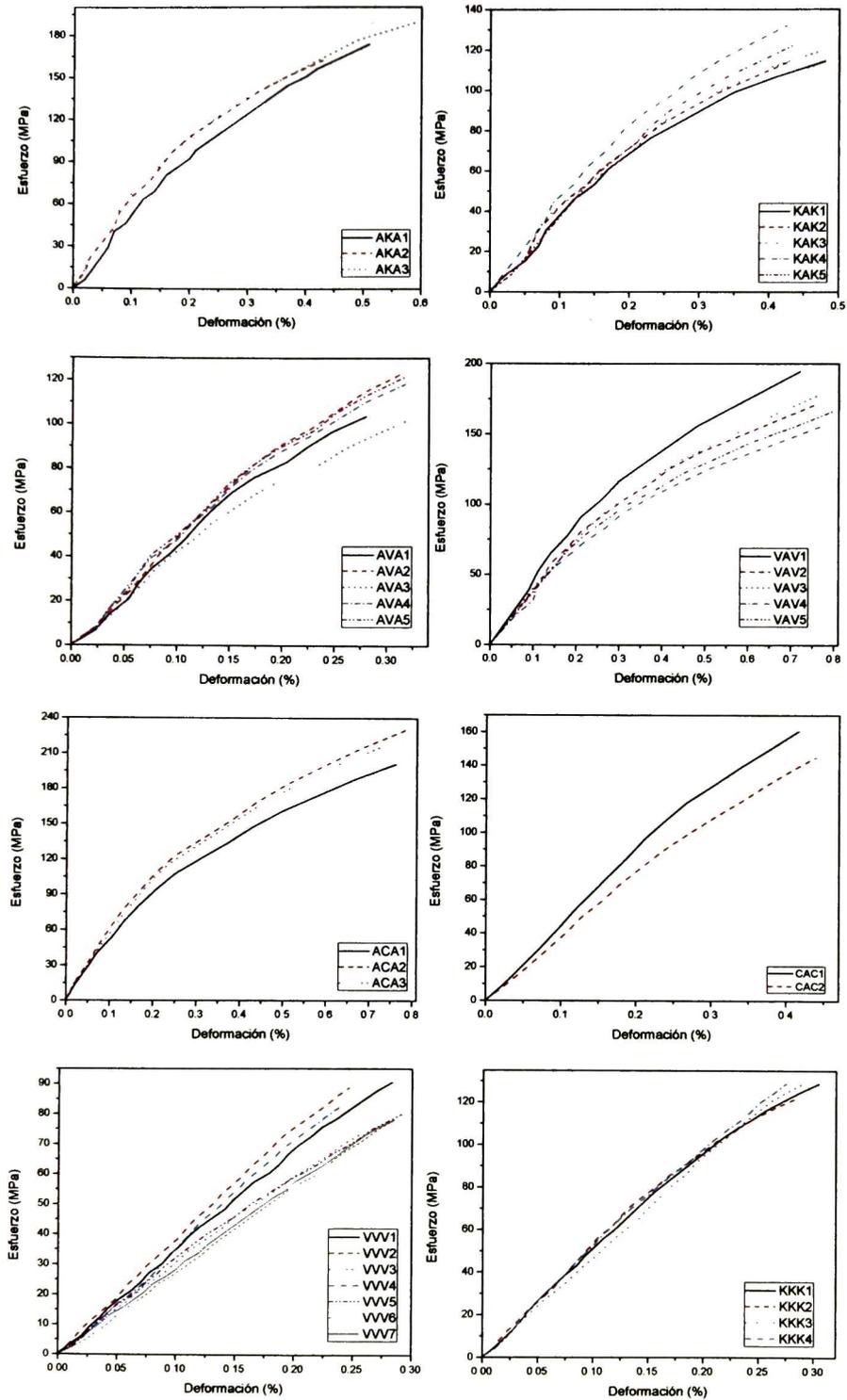


Figura 6.1.- Gráficas Esfuerzo vs Deformación a Flexión con carga máxima de 300 N

pueden absorber grandes cantidades de energía al impacto, al mismo tiempo que los tejidos pueden inhibir el crecimiento de grietas en el aluminio.

Muestra	AVA	AKA	ACA	VAV	KAK	CAC	KKK	VVV
Esfuerzo (MPa) (300 N)	113.8	174.9	215.7	181.5	120.7	154.2	127.11	81.57
Deformación (%) (300 N)	0.31	0.58	0.76	0.70	0.45	0.43	0.28	0.27
Módulo de Elasticidad (Gpa)	45.14	41.41	44.20	37.39	33.05	42.78	46.51	32.29
Esfuerzo Máximo (MPa)	263.15	205.8	263.98	254.66	206.138	285.46	184.21	220.83
Deformación Máxima (%)	1.51	0.86	1.10	1.32	1.55	1.13	0.75	1.11
Espesor (mm)	4.5	3.4	3.1	3.6	4.2	3.5	3.2	5.0

Tabla 6.3.- Resumen de propiedades mecánicas a flexión encontradas para los FML's

El esfuerzo máximo soportado por cada una de las probetas, depende mucho de su espesor, se puede notar, que las probetas que contienen fibra de carbono tienen los menores espesores, y soportan grandes cargas, a esto se debe su alto modulo de elasticidad.

Después de que se ensayaron todas las probetas del material es importante considerar que la no homogeneidad de un laminado y la naturaleza de los constituyentes del material, a menudo, proporcionan grandes variaciones en la resistencia a la fuerza aplicada. ⁽¹¹⁾ Por ello, asumiendo una distribución normal, la desviación estándar (D) y el coeficiente de variación (C.V.) se reportan de la siguiente manera: ⁽⁴⁵⁾

$$D = \sqrt{\frac{\sum(\sigma_i - \sigma_{AVE})^2}{(n-1)}} \quad 6.1$$

$$C.V. = \frac{100d}{\sigma_{AVE}} \quad 6.2$$

donde n es el número de probetas utilizadas, σ_i es el esfuerzo último de cada probeta y σ_{AVE} es el esfuerzo último promedio de todas las probetas.

La Tabla 6.4, muestra los resultados obtenidos de la desviación estándar y del coeficiente de variación obtenidos para cada grupo de probetas. Se puede ver que la dispersión en los resultados, es alta; debido a las pocas probetas que se lograron probar con éxito.

Muestra	D ESFUERZO	C.V. ESFUERZO	D DEF.	C.V. DEF.	D MODULO	C.V MODULO
CAC	20.560	7.202	0.190	16.704	2.874	6.911
VAV	15.831	6.217	0.052	3.892	4.254	11.376
KAK	6.835	3.316	0.255	16.479	3.932	11.897
ACA	28.370	10.746	0.129	11.767	4.262	9.642
AVA	26.786	10.179	0.288	18.973	1.964	4.352
AKA	20.939	10.173	0.280	32.424	1.598	3.859
VVV	22.791	10.331	0.128	11.535	3.519	10.895
KKK	24.868	15.182	0.229	30.557	0.899	1.933

Tabla 6.4.- Desviaciones estándar y coeficientes de variación de los resultados de flexión

6.3 PRUEBAS DE TENSION

La Figura 6.2, muestra imágenes representativas de las fallas presentadas en las pruebas de tensión, para cada una de las familias de probetas probadas.

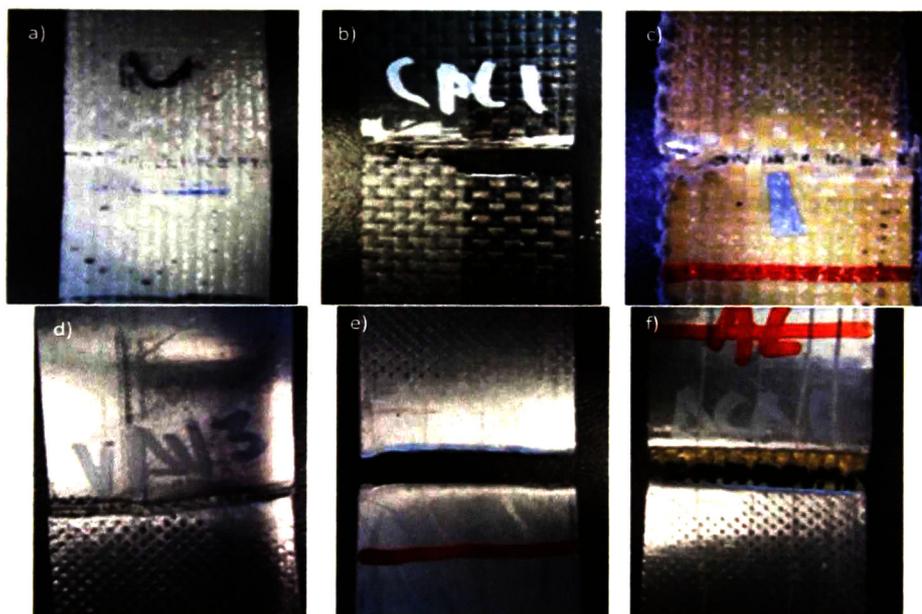


Figura 6.2. Especímenes ensayados a tensión: a) VAV, b) CAC, c) KAK, d) AVA, e) ACA, f) AKA

del espécimen, observándose en las láminas de aluminio el efecto de la fluencia (deformación plástica). Esta falla es típica de un ensayo de tensión. En las muestras con tejidos de fibras de vidrio (Figura 6.2 (a) y (d)) y de aramida (Figura 6.2 (c) y (f)) se observa buena adherencia, no se aprecia delaminación ni desprendimiento de las fibras (fiber pull out) y las fibras se rompen hasta su máxima capacidad a tensión.

De acuerdo a la norma ASTM D-3039, se describe e identifica el modo de falla y su localización por medio de un código de tres letras. El primer carácter del código denota el tipo de falla, el segundo el área de falla y el tercero indica la localización. De acuerdo a este código, podemos clasificar las fallas obtenidas en nuestras probetas como: LAB (Lateral – At trip/tab – bottom) puesto que la falla es transversal a la dirección de aplicación de la carga y se encuentra en la parte baja de la probeta cercana al área de colocación de las mordazas.

Las propiedades mecánicas a tensión de los laminados FML son influenciados por sus componentes individuales. Podemos observar que las curvas esfuerzo-deformación (Figura 6.3) exhiben una respuesta elástica bien definida en la región elástica y en la plástica.

Los resultados presentados en la Tabla 6.5 muestran que las propiedades a tensión de las láminas de aluminio son mejoradas al incluir los tejidos pre-impregnados, además, observamos que con los tejidos de carbón y de aramida, se obtienen mejores resultados, como se esperaba según los cálculos teóricos presentados en el capítulo 6.1. Esto exhibe que la adherencia en la interfase entre las láminas de aluminio y el tejido de fibra, en los híbridos FML, juega un rol importante en la transferencia de esfuerzos. Se presume que de acuerdo a la capacidad de deformación mostrada en estos laminados estos pueden absorber grandes energías al impacto, además, de que los tejidos pueden inhibir el crecimiento de grietas en el aluminio.

La Tabla 6.6, muestra los resultados obtenidos de la desviación estándar y del coeficiente de variación obtenidos para cada grupo de probetas. Se puede ver que la dispersión en los resultados, es pequeña; se obtuvo una buena homogeneidad en los resultados de esta prueba.

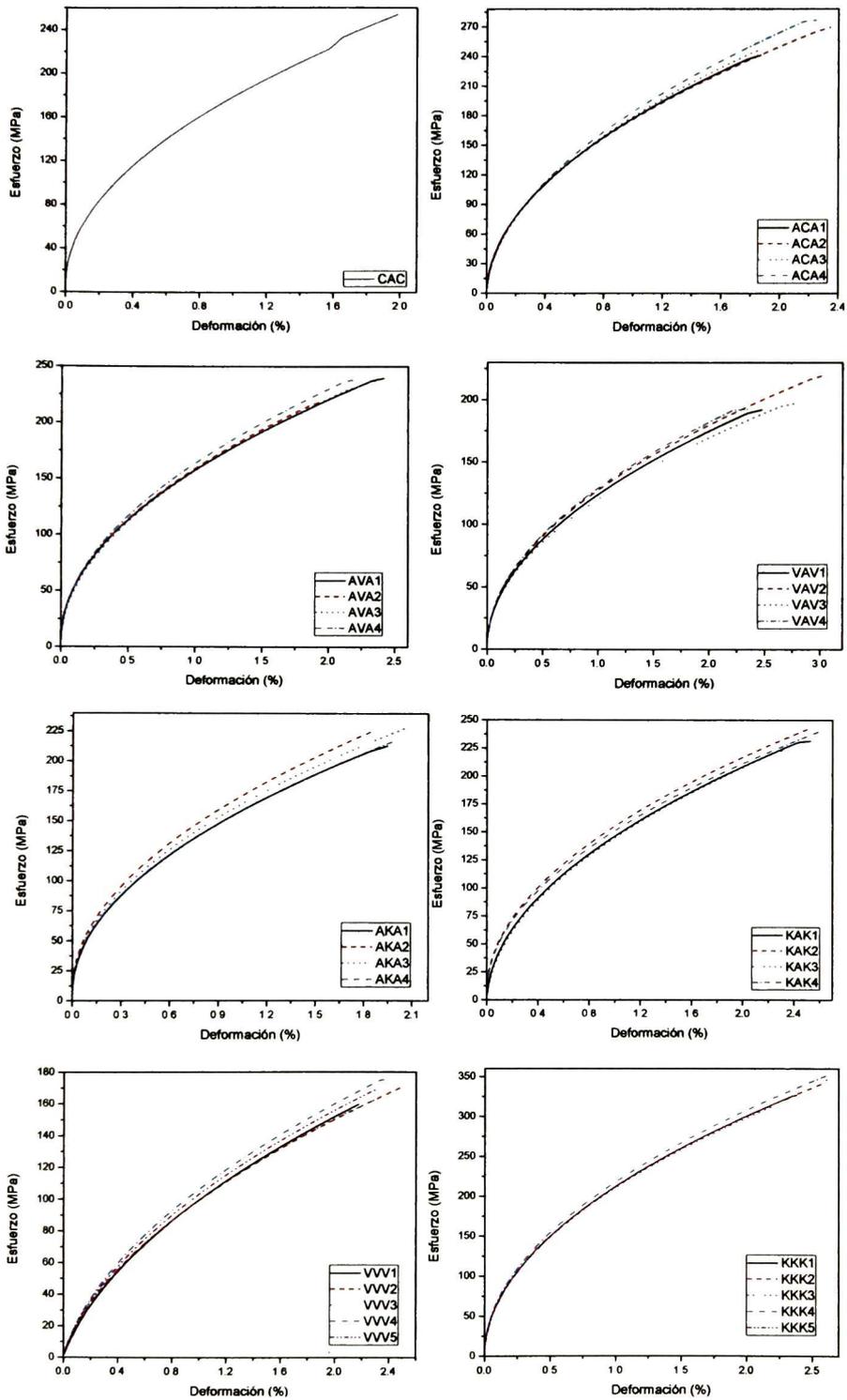


Figura 6.3.- Gráficas de Esfuerzo vs Deformación a Tensión.

Muestra	AVA	AKA	ACA	VAV	KAK	CAC	KKK	VVV
Esfuerzo Último (MPa)	232.20	220.82	258.32	200.72	234.33	253.97	332.58	167.11
Deformación (%)	2.19	1.97	2.08	2.66	2.50	1.99	2.42	2.33
Módulo de Elasticidad (Gpa)	54.15	43.28	67.95	40.67	52.29	66.98	39.54	23.34
Área (mm ²)	111.07	85.37	84.38	97.78	115.09	94.5	101.92	146.78

Tabla 6.5.- Resumen de propiedades mecánicas a tensión encontradas para los FML's

Muestra	D ESFUERZO	C.V. ESFUERZO	D DEF.	C.V. DEF	D MODULO	C.V MODULO
VAV	13.478	6.715	0.318	11.952	1.165	2.864
KAK	8.409	3.588	0.105	4.189	2.586	4.944
ACA	17.195	6.656	0.253	12.144	1.610	2.400
AVA	9.922	4.273	0.199	9.067	2.245	4.146
AKA	7.600	3.442	0.093	4.734	1.798	4.155
VVV	6.286	3.762	0.111	4.757	1.701	7.287
KKK	18.153	5.459	0.192	7.901	2.123	5.367

Tabla 6.6.- Desviaciones estándar y coeficientes de variación de los resultados de tensión

6.4 PRUEBAS DE IMPACTO

6.4.1 MODELO DE IMPACTO

Los modelos teóricos se diseñan para poder hacer aproximaciones al comportamiento real de los materiales; Jiménez⁽⁴⁸⁾ propone un modelo que es una representación que incluye pérdidas de energía durante el proceso de impacto, para lograr una mejor evaluación de los parámetros del material estudiado; incluyendo los efectos de flexión e indentación ocasionadas por el impacto.

6.4.1.1 COEFICIENTE DE RESTITUCIÓN

Una forma de cuantificar la pérdida de energía durante el impacto, es el coeficiente de restitución ϵ , que es la relación entre los valores absolutos de las velocidades después y antes del impacto. Este valor siempre es positivo y se encuentra entre 0 y 1. En un impacto elástico puro, el material impactado retorna al dardo toda la energía, por lo que la velocidad del dardo en el momento justo antes del impacto, es igual a la velocidad de salida del dardo después del impacto;

por lo tanto $\varepsilon=1$. En un impacto totalmente inelástico, el material no retorna energía al impactor, por lo que no hay velocidad de salida, esta es 0, en consecuencia $\varepsilon=0$.

Considerando que v_0 es la velocidad del impactor antes del contacto con la probeta y v_1 su velocidad después del impacto, el coeficiente de restitución queda definido como:

$$\varepsilon = \frac{v_1}{v_0} \quad 6.3$$

También se puede calcular el coeficiente de restitución por medio de igualar el momento y el impulso:

$$\int_{v_0}^{v_1} m dv = \int_0^{t_c} F dt \quad 6.4$$

donde m es la masa del impactor, F la fuerza ejercida sobre la probeta y t_c es el tiempo total de contacto durante el impacto. Integrando el término izquierdo de la ecuación 6.4, y usando la definición del coeficiente de restitución se tiene que:

$$\varepsilon = \frac{\int_0^{t_c} F dt}{mv_0} - 1 \quad 6.5$$

La integral corresponde al impulso, y se calcula mediante la integración numérica de la curva experimental Fuerza vs Tiempo registrada durante el ensayo de impacto.

6.4.1.2 MODELO ANALÍTICO DE FLEXIÓN

6.4.1.2.1 MODELO CONSERVATIVO

El modelo conservativo de masa-resorte desprecia las pérdidas de energía existentes y el comportamiento del material se asume como elástico lineal. (Figura 6.4)

Las masas de la probeta y del resorte son despreciables respecto a la masa del impactor, el modelo tiene un solo grado de libertad; aplicando la segunda ley de Newton al movimiento de la masa y del resorte, el sistema se representa por la ecuación diferencial:

$$m\ddot{\alpha} + K\alpha = 0 \quad 6.6$$

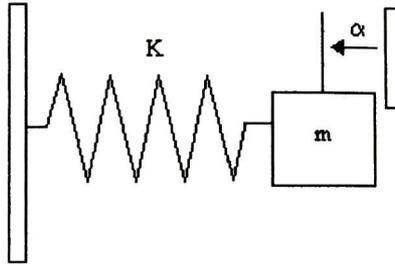


Figura 6.4.- Modelo de flexión masa-resorte

donde m es la masa equivalente del sistema, α es el desplazamiento y K es la rigidez del material en flexión.

La solución de esta ecuación diferencial, aplicando las condiciones de contorno es:

$$\alpha = \frac{v_0}{w_n} \text{sen}(w_n t) \quad 6.7$$

$$\dot{\alpha} = v_0 \text{cos}(w_n t) \quad 6.8$$

$$\ddot{\alpha} = v_0 w_n \text{sen}(w_n t) \quad 6.9$$

donde v_0 es la velocidad con la que el dardo impacta la probeta y w_n es la frecuencia natural del sistema, cuyo valor es:

$$w_n = \frac{\pi}{t_c} = \sqrt{\frac{K}{m}} \quad 6.10$$

donde t_c es el tiempo de contacto.

Finalmente, la fuerza F ejercida sobre la probeta es:

$$F = m\ddot{\alpha} = mv_0 w_n \text{sen}(w_n t) \quad 6.11$$

Cuyo valor máximo se presenta cuando $\text{sen}(w_n t) = 1$, quedando entonces:

$$F_M = mv_0 w_n \quad 6.12$$

donde F_M es la fuerza máxima ejercida por el impactor sobre la probeta.

La energía total en el impactor, E_0 , en el instante previo a la colisión es:

$$E_0 = mgh = \frac{1}{2}mv_0^2 \quad 6.13$$

Rescribiendo las ecuaciones 6.9 y 6.12, se tiene:

$$F = F_M \text{sen}(w_n t) \quad 6.14$$

$$F_M = \sqrt{2E_0K} \quad 6.15$$

En este caso, el coeficiente de restitución tiene un valor de $\varepsilon=1$, ya que se considera que no hay pérdidas de energía. Apreciando que la fuerza máxima depende principalmente de la energía total del impactor y del tiempo de contacto de este mismo; ambos términos dependen de la constante elástica o rigidez a flexión (K) de la probeta impactada, la cual es función del módulo elástico del material (E) y la geometría del ensayo.

Para el caso de probetas en forma de discos simplemente apoyados de materiales isotrópicos y elástico lineales, K se expresa por:

$$K = \frac{4\pi E e^3}{3(1-\nu)(3+\nu)a^2} \quad 6.16$$

donde a es el radio de apoyo y e es el espesor de la probeta; donde $e/(2a) < 0.2$.

6.4.1.2.2 MODELO NO CONSERVATIVO EN SERIE

En una prueba de impacto, existen varios mecanismos involucrados en las pérdidas de energía ocurridas en el proceso; agrupando estos mecanismos en un solo elemento, este elemento sería representado mecánicamente como un amortiguador; y dependiendo de la configuración en que se disponga este respecto al elemento elástico, el sistema describirá un determinado comportamiento.

Para el análisis de los resultados de esta tesis, la disposición del sistema usada fue masa-muelle-amortiguador. Esta disposición, se muestra en la esquematización del modelo en serie (Figura 6.5).

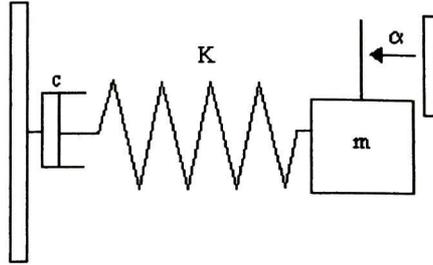


Figura 6.5.- Modelo de flexión en serie

El esquema anterior muestra el modelo en serie formado por un amortiguador de constante c , un muelle de constante K y la masa del sistema m . Este sistema se describe con las expresiones:

$$F = K\alpha_E = m\ddot{\alpha} = C\dot{\alpha}_A \quad 6.17$$

$$\alpha = \alpha_E + \alpha_A \quad 6.18$$

donde α , α_E y α_A , son los desplazamientos total, del elemento elástico y del elemento amortiguador respectivamente.

Aplicando las condiciones de contorno y resolviendo la ecuación, se llega a la solución:

$$\alpha = \frac{v_0}{w_n} \left[2\zeta + e^{-\zeta w_n t} \left(\frac{1-2\zeta^2}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t) - 2\zeta \cos(w_d t) \right) \right] \quad 6.19$$

$$\dot{\alpha} = v_0 e^{-\zeta w_n t} \left[\frac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t) + \cos(w_d t) \right] \quad 6.20$$

$$\ddot{\alpha} = v_0 w_n e^{-\zeta w_n t} \left[\frac{1}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t) \right] \quad 6.21$$

donde $\dot{\alpha}$ es la velocidad de deformación, $\ddot{\alpha}$ es la aceleración del sistema, w_n es la frecuencia natural, v_0 es la velocidad de la masa al inicio del impacto, ζ es el factor de amortiguamiento, cuyo valor es:

$$\zeta = \frac{\sqrt{Km}}{2c} \quad 6.22$$

Y w_d es la frecuencia angular o cuasifrecuencia, que permite expresar la atenuación de la frecuencia natural del sistema a causa del elemento amortiguador y es equivalente a:

$$w_d = w_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad 6.23$$

Para poder cuantificar las pérdidas del sistema, se desarrolla una expresión para el cálculo directo del coeficiente de restitución; a partir de la ecuación 6.21, se obtiene una función que describe la fuerza:

$$F = mv_0 w_n e^{-\zeta w_n t} \left[\frac{1}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t) \right] \quad 6.24$$

La fuerza valdrá cero en el instante inicial cuando $t=0$ y en el instante final cuando no haya contacto, ($t=t_c$) y $\ddot{\alpha}=v_1$. Teniendo que:

$$v_1 = v_0 e^{-\zeta w_n t_c} \left[\frac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t_c) + \text{cos}(w_d t_c) \right] \quad 6.25$$

Considerando que la frecuencia angular es $w_d = \frac{\pi}{t_c}$, resulta que:

$$v_1 = v_0 e^{-\zeta w_n t_c} \quad 6.26$$

Aplicando la definición del coeficiente de restitución (ε) tenemos:

$$\varepsilon = \frac{v_1}{v_0} = e^{-\zeta w_n t_c} = e^{-\frac{\zeta \pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad 6.27$$

Obteniendo que:

$$\zeta = \sqrt{\frac{1}{1 + \left(\frac{\pi}{\ln \varepsilon}\right)^2}} \quad 6.28$$

La fuerza tendrá su máximo valor cuando $\frac{dF}{dt} = 0$, por lo que derivando la ecuación 6.23 y resolviendo para esta condición, el tiempo de la fuerza máxima, (t_{FM}) se expresa como:

$$w_d t_{FM} = \text{arctg} \left(\frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta} \right) \quad 6.29$$

Por lo tanto, la fuerza máxima queda expresada como:

$$F_M = mv_0 w_n e^{-\zeta w_n t_{FM}} \left[\frac{1}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t_{FM}) \right] \quad 6.30$$

Tomando la ecuación 6.27, se rescribe la ecuación 6.30 como:

$$F_M = mv_0 w_n \varepsilon^{\frac{t_{FM}}{t_c}} \left[\frac{1}{\sqrt{1-\zeta^2}} \text{sen}(w_d t_{FM}) \right] \quad 6.31$$

Esta expresión se puede asumir como el producto de tres factores independientes; el primer factor equivale al valor de la fuerza máxima del modelo de resorte-masa, el segundo factor corresponde al término que involucra al coeficiente de restitución y el tercero al término entre paréntesis. La presencia del elemento amortiguador en el modelo no conservativo, nos arroja valores del coeficiente de restitución menores a 1; mientras que la fuerza en función del tiempo tendrá un comportamiento casi semisenusoidal que se separa más a medida que disminuye el valor del coeficiente de restitución. El tiempo de contacto depende de la masa del impactor y de la constante de elástica de la probeta.

6.4.1.3 INDENTACIÓN

6.4.1.3.1 MODELO CONSERVATIVO

Los modelos conservativos, se basan en primera instancia, en la ley de Hertz, concebida para el contacto entre dos esferas elásticas e isotrópicas, en condiciones estáticas. Si se considera que la duración del contacto es muy grande en comparación con los periodos naturales del sistema, las vibraciones del mismo pueden despreciarse; entonces la ley de Hertz puede aplicarse también durante el impacto.

El contacto entre una esfera elástica e isotrópica con un semiespacio plano, es el caso, en el que el radio de una esfera es infinito. Donde la fuerza de contacto F y la penetración α , si la colisión del impactor es normal a la probeta, se expresan como:

$$F = K\alpha^{3/2} \quad 6.32$$

Para el caso de un material isotrópico la constante K es:

$$K = \frac{4\sqrt{R}}{3} \left(\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2} \right)^{-1} \quad 6.33$$

donde R es el radio del indentador, E el módulo de Young, ν el coeficiente de Poisson, y los subíndices 1 y 2, se refieren al impactor y a la probeta, respectivamente.

Se considera un modelo conservativo para la indentación de masa-muelle, como se representa en la Figura 6.6, cuya ecuación de movimiento es:

$$m\ddot{\alpha} + mg = F \quad 6.34$$

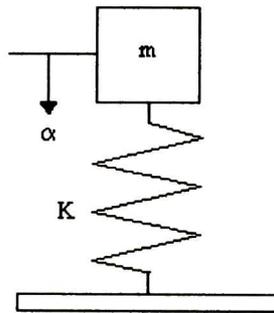


Figura 6.6.- Modelo de indentación conservativo

Este trabajo se enfoca a impactos de baja energía, el efecto de la gravedad es mínimo comparado con los términos inerciales y elásticos, despreciando el término gravitatorio tenemos:

$$m\ddot{\alpha} = K\alpha^{3/2} \quad 6.35$$

Integrando se tiene:

$$\dot{\alpha}^2 = -\frac{4K}{5m} \alpha^{5/2 + v_0^2} \quad 6.36$$

donde v_0 es la velocidad al inicio del impacto. Debido a la existencia del elemento no lineal, se dificulta encontrar una solución analítica que exprese la evolución de la deformación en función del tiempo; es factible encontrar relaciones que permitan conocer las características del comportamiento. La deformación máxima (α_1) ocurre cuando $\dot{\alpha} = 0$, por lo que de la ecuación 6.33, se llega a:

$$\alpha_1 = \left(\frac{5v_0^2 m}{4K} \right)^{2/5} \quad 6.37$$

Sustituyendo esta expresión en la ecuación 6.32, se encuentra la fuerza máxima como:

$$F_{MAX} = K^{2/5} \left(\frac{5v_0^2 m}{4} \right)^{3/5} \quad 6.38$$

El tiempo de contacto entre el impactor y la probeta, durante el impacto, se calcula de la ecuación 6.37, sustituida en la ecuación 6.36, y haciendo $x = \alpha/\alpha_1$, se tiene:

$$\int_0^t dt = \frac{\alpha_1}{v_0} \int_0^x \frac{dx}{\sqrt{1-x^{5/2}}} \quad 6.39$$

El tiempo total de contacto se obtiene integrando entre los límites: $x=0$ para $t=0$ y $x=1$ para $t=t_1$:

$$t_c = 2t_1 = 2.94 \frac{\alpha_1}{v_0} = 2.94 \left(\frac{5}{4Mn\sqrt{v_0}} \right)^{2/5} \quad 6.40$$

La fuerza máxima y el tiempo de contacto dependen de K, por lo tanto, también del radio del impactor, del módulo elástico del impactor y del módulo elástico de la probeta.

Este modelo no considera pérdidas de energía, no toma en cuenta los diversos mecanismos de deformación permanente, ni los que disipan energía.

6.4.1.3.2 MODELO NO CONSERVATIVO

Este modelo toma en cuenta las pérdidas de energía, está constituido por una masa, un muelle y un amortiguador en serie; toma en consideración las deformaciones permanentes que se producen en las probetas indentadas. La energía consumida en una deformación no elástica es función de diversos mecanismos presentes, estos se agrupan en un elemento representado mecánicamente por un amortiguador, como se muestra en la Figura 6.7.

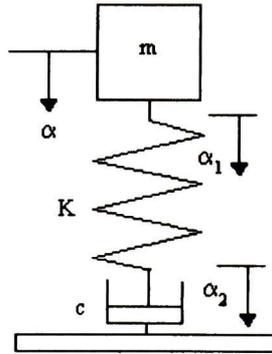


Figura 6.7.- Modelo de indentación en serie

El comportamiento del elemento amortiguador se asume como lineal y es descrito por:

$$F = c\dot{\alpha}_2 \quad 6.41$$

donde F es la fuerza de reacción del elemento mecánico, c es la constante de amortiguamiento y $\dot{\alpha}_2$ es la velocidad a la que se produce la deformación no elástica durante el impacto.

La representación de la fuerza aplicada, que es la misma para todos los elementos para esta disposición en serie, es:

$$m\ddot{\alpha} + mg = -K\alpha_1^{3/2} = -c\dot{\alpha}_2 \quad 6.42$$

Este modelo tiene tres desplazamientos, uno para cada elemento, expresados como:

$$\alpha = \alpha_1 + \alpha_2 \quad 6.43$$

Los términos no lineales en estas ecuaciones son consecuencia del comportamiento hertziano que se asume tiene el material.

6.4.1.4.3 RESOLUCIÓN NUMÉRICA

El elemento resorte tiene un comportamiento no lineal, la ecuación diferencial carece de una solución representada por una función analítica; pero se puede encontrar una solución función

de tipo numérico. Tratándose de una ecuación diferencial ordinaria, se usan métodos numéricos para su resolución.

Los métodos numéricos usan algoritmos para efectuar cálculos iterativos, tomando en referencia un punto inicial con condiciones y valores conocidos. El método usado en este caso, es el método numérico de Runge-Kutta de 4° orden, que permite generar una función numérica que sea solución de una ecuación diferencial ordinaria en un intervalo extendido. Este método se basa en el cálculo de pendientes entre un punto conocido y el que se pretende conocer, haciendo uso de los primeros términos de la serie de Taylor. En este caso, al tener en la ecuación diferencial más de una variable y sus derivadas, se expresa el modelo como un sistema de ecuaciones diferenciales ordinarias que permitan el cálculo de las diferentes variables.

Despreciando nuevamente el término gravitatorio, de la ecuación 6.42 y sustituyendo la ecuación 6.43, se tiene:

$$\ddot{\alpha} = -\frac{K}{m} (\alpha - \alpha_2)^{3/2} \quad 6.44$$

$$\dot{\alpha}_2 = \frac{K}{c} (\alpha - \alpha_2)^{3/2} \quad 6.45$$

Estas ecuaciones involucran los efectos másicos, elásticos y de pérdida de energía. La presencia de tres derivadas, dos explícitas y una tercera que no aparece, hace necesaria una tercera ecuación:

$$\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt} \quad 6.46$$

Renombrando $\ddot{\alpha} = f_1$, $\dot{\alpha}_2 = f_2$ y $\dot{\alpha} = f_3$; se desarrolló un algoritmo y fue programado en Excel, usando un intervalo de 1.5 μ s entre cada punto calculado. Para el funcionamiento del algoritmo, se dieron los valores iniciales:

Velocidad de impacto ($\dot{\alpha}_{t=0} = v_0$), velocidad de deformación no elástica (elemento amortiguador, $\dot{\alpha}_{2,t=0} = 0$) y la aceleración del elemento másico ($\ddot{\alpha} = 0$).

El modelo proporciona una relación fuerza-tiempo, el coeficiente de restitución puede ser calculado por medio de la integración del área bajo la curva de las funciones por medio de la ecuación:

$$\varepsilon = \frac{\int_0^{t_c} F dt}{mv_0} - 1 \quad 6.47$$

6.4.1.4 FLEXIÓN MÁS INDENTACIÓN EN SERIE

La flexión y la indentación presentes en un impacto son fenómenos que se presentan en forma simultánea. El modelo a continuación descrito incluye ambas partes, para representar de una forma más próxima a la real, el comportamiento de un material.

Este conjunto está formado por un elemento másico (m), dos amortiguadores lineales (uno de indentación C_i y otro de flexión C_f) y dos elementos elásticos, uno lineal para la flexión (K_f) y otro no lineal para la indentación (K_i); cuyos comportamientos se describen por:

$$F_m = m\ddot{a} + mg \quad 6.48$$

$$F_{ci} = C_i\dot{\alpha}_{ci} \quad 6.49$$

$$F_{cf} = C_f\dot{\alpha}_{cf} \quad 6.50$$

$$F_{Kf} = K_f\alpha_{Kf} \quad 6.51$$

$$F_{Ki} = K_i\alpha_{Ki} \quad 6.52$$

donde K_f y K_i están descritas por las ecuaciones 6.16 y 6.33; y C_f se deriva de las ecuaciones 6.10 y 6.22, entonces si $t_c = t_{F=0}$, tenemos que:

$$C_f = \frac{\sqrt{Km\left(1 + \left(\frac{\pi}{\ln \varepsilon}\right)^2\right)}}{2} \quad 6.53$$

La constante C_i es un factor que se tiene que ajustar para que en conjunto la solución cumpla la ecuación 6.47.

La configuración del modelo se muestra en la Figura 6.8, donde se tienen 4 desplazamientos, todos los elementos están en serie, por lo que la fuerza aplicada será igual en cada uno de ellos:

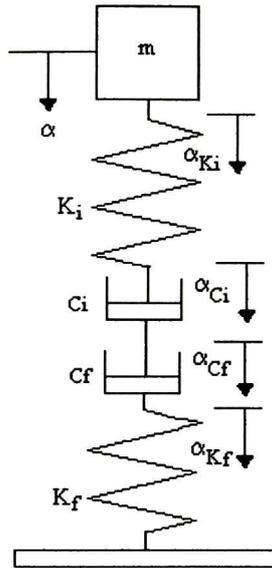


Figura 6.8.- Modelo de flexión serie más indentación serie

Este sistema se reduce, ya que los dos elementos amortiguadores son lineales se pueden representar en uno solo (Figura 6.9):

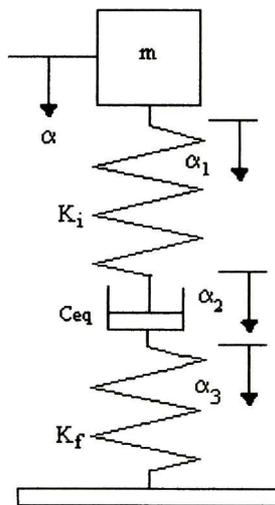


Figura 6.9.- Modelo de flexión serie más indentación serie reducido

Para obtener el amortiguador equivalente se tiene que:

$$\alpha_{Ki} = \alpha_1 \quad 6.54$$

$$\alpha_{Ci} + \alpha_{Cf} = \alpha_2 \quad 6.55$$

$$\alpha_{Kf} = \alpha_3 \quad 6.56$$

La fuerza del amortiguador equivalente es igual a la aplicada sobre cada uno de los amortiguadores originales:

$$F_{Ceq} = F_{Ci} = F_{Cf} \quad 6.57$$

Tomando en cuenta las ecuaciones 6.46, 6.47 y sabiendo que:

$$F_{Ceq} = C_{eq}\alpha_2 \quad 6.58$$

Se llega a:

$$\frac{F_{Ceq}}{C_{eq}} = \frac{F_{Cf}}{C_f} + \frac{F_{Ci}}{C_i} \quad 6.59$$

Como las fuerzas son iguales, se llega al valor de la constante del amortiguador equivalente:

$$C_{eq} = \frac{1}{1/C_f + 1/C_i} \quad 6.60$$

Consecuentemente, las ecuaciones diferenciales que describen el comportamiento del sistema son:

$$m\ddot{\alpha} = K_f\alpha_1 \quad 6.61$$

$$C_{eq}\dot{\alpha}_2 = K_i\alpha_3^{3/2} \quad 6.62$$

$$\alpha = \alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 \quad 6.63$$

Reduciendo variables y combinando las ecuaciones anteriores en la ecuación 6.61 y 6.62, se llega a:

$$\ddot{\alpha} = \frac{K_f}{m} \left[\alpha - \alpha_2 - \left(\frac{C_{eq} \dot{\alpha}_2}{K_i} \right)^{2/3} \right] \quad 6.64$$

$$\dot{\alpha}_2 = \frac{K_f}{C_{eq}} \left[\alpha - \alpha_2 - \left(\frac{C_{eq} \dot{\alpha}_2}{K_i} \right)^{2/3} \right] \quad 6.65$$

Con esto se establece el sistema de ecuaciones que describen el comportamiento del sistema.

6.4.1.4.1 RESOLUCIÓN NUMÉRICA

Para el sistema de ecuaciones establecido, encontrar una solución analítica no es factible, ya que tiene dos variables y un término no lineal; para obtener una solución función numérica, se opta por usar el método numérico de Runge-Kutta de 4º orden. Lo cual requiere de otras dos expresiones más que permitan el cálculo de las variables. Se define que:

$$\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt} \quad 6.66$$

$\dot{\alpha}_2$ carece de una expresión que permita establecer el comportamiento de esta derivada, se supone que $\dot{\alpha}_2$ empieza con un valor 0, con ello se utiliza la siguiente aproximación:

$$\frac{d\alpha_2}{dt} = \frac{\alpha_{2(i)} - \alpha_{2(i-1)}}{\Delta t} = \frac{\Delta \alpha_2}{\Delta t} \quad 6.67$$

Dejando el conjunto de funciones para programar el algoritmo como:

$$f_1 = \frac{K_f}{m} \left[\alpha - \alpha_2 - \left(\frac{C_{eq} \dot{\alpha}_2}{K_i} \right)^{2/3} \right] \quad 6.68$$

$$f_2 = \frac{K_f}{C_{eq}} \left[\alpha - \alpha_2 - \left(\frac{C_{eq} \dot{\alpha}_2}{K_i} \right)^{2/3} \right] \quad 6.69$$

$$f_3 = \dot{\alpha} \quad 6.70$$

El algoritmo se programo en Excel con un intervalo de 1.5 μ s; con los valores iniciales:

Velocidad de impacto ($\dot{\alpha}_{t=0} = v_0$) y las posiciones iniciales de todos los elementos ($\alpha = \alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 0$)

Los parámetros del modelo son la masa del impactor (m) y las constantes: K_i , K_f , y C_{eq} que depende de C_f y C_i . La aparición del coeficiente de restitución en la ecuación 6.53, hace que este parámetro esté directamente involucrado como dato inicial, obligando a una serie de iteraciones para ajustar el valor de C_i , para que el coeficiente de restitución dado como dato inicial sea igual al obtenido por la ecuación 6.47.

Las curvas obtenidas por este modelo son cuasinoides atenuadas, con cierta asimetría ocasionada por los dos elementos amortiguadores, en la parte final de la curva se nota un alargamiento de la curva; debido a que ambos amortiguadores, que al estar en serie actúan como uno solo, provocando que el sistema tenga un retraso en la recuperación; como se muestra en la Figura 6.10:

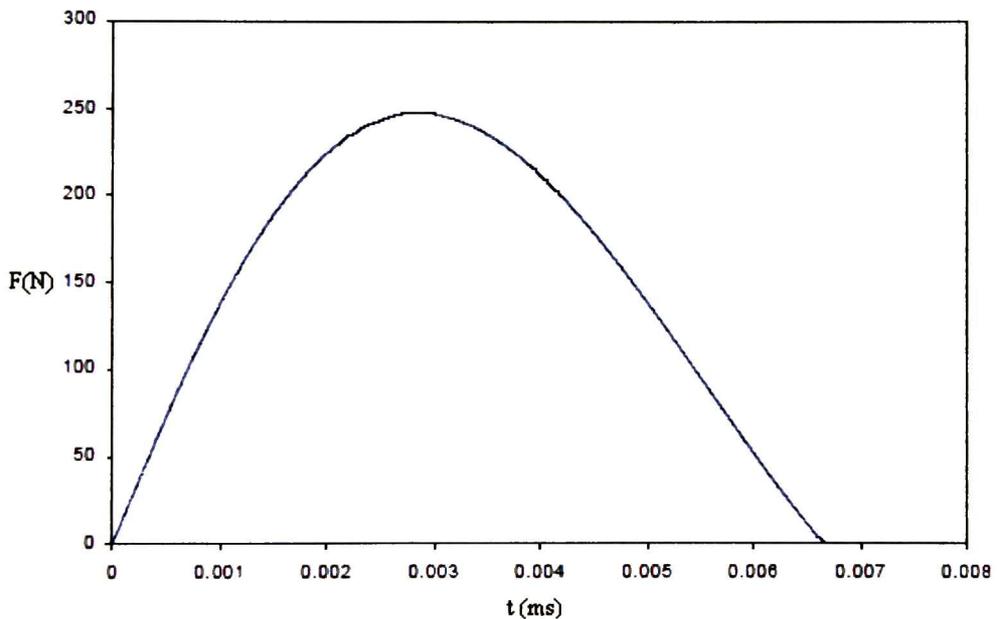


Figura 6.10.- Curva típica obtenida en una prueba de impacto

6.4.2 RESULTADOS DE LA PRUEBA DE IMPACTO

6.4.2.1 RESULTADOS EXPERIMENTALES

A continuación se presentan los resultados obtenidos en las pruebas de impacto realizadas. Como se menciono anteriormente, en los ensayos, un dardo se dejo caer desde diferentes alturas: 80 mm, 300 mm, 600 mm y 800 mm; consiguiéndose una fuerza menor o aproximada a 5 KN, para todos los casos. Registrándose para cada uno de ellos, las respectivas curvas Fuerza vs Tiempo. A partir de dichas curvas registradas experimentalmente, se cálculo, para cada ensayo, el valor de coeficiente de restitución, la fuerza máxima y el tiempo de contacto, principalmente.

Las probetas probadas a alturas de 80 mm no presentaron visualmente señales de daño, es decir, no presentan evidencias de deformaciones plásticas, pero a mayores alturas se observan huellas ocasionadas por el impactor; en las Figuras 6.11 a 6.16, se muestran dichas huellas así como su área, donde los número 1, 2 y 3, hacen referencia a las alturas 300 mm, 600 mm y 800 mm, respectivamente. Estas imágenes fueron obtenidas en un equipo de estereoscopia.

En estas imágenes se puede notar a simple vista, que a mayor altura, es mayor el área de la huella y la indentación debido al impacto del dardo. También se muestran, para los casos de ACA, AVA y AKA, la parte posterior de la probeta, donde se puede ver que la carga aplicada por el dardo, se propago a través de las láminas de aluminio y de las fibras hasta el lado posterior de la probeta. Para el caso de las probetas CAC, VAV, y KAK, a medida que aumenta la altura de caída se puede observar un emblanquecimiento creciente en el punto opuesto al del impacto, hasta que se empiezan a ver microfisuras dentro de la zona emblanquecida. Ninguna de las probetas presento rupturas totales.

En la Figura 6.17, se muestra las gráficas de Fuerza vs Velocidad de impacto, donde se puede ver que a mayor altura, se alcanza una mayor velocidad de impacto, y mayor es la Fuerza máxima alcanzada por el impactor sobre las probetas. Para los casos de las probetas AKA 600, AVA 80, CAC 600, KAK 600, KAK 800, VAV 80 y VAV 300, se presentan irregularidades en los datos obtenidos, esta situación se explica a mayor detalle, posteriormente. Mientras que los ensayos para las probetas CAC 80 y CAC 800, no pudieron llevarse a cabo, por falta de material suficiente; y las probetas CAC 300 y ACA 80, tuvieron errores en la medición; por lo que no arrojaron información adecuada para su estudio.

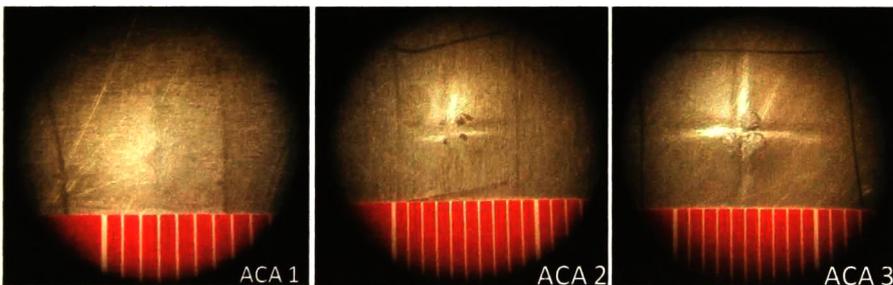
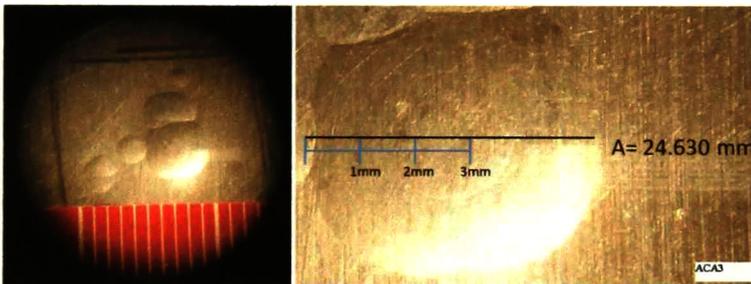
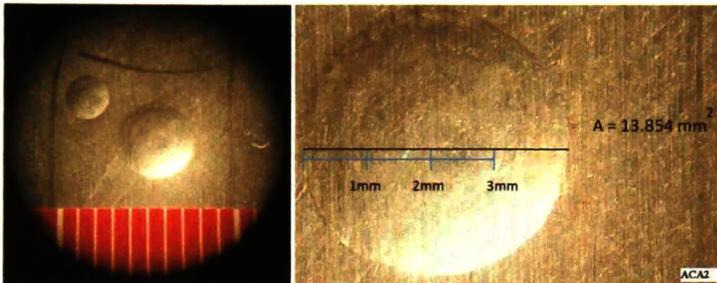
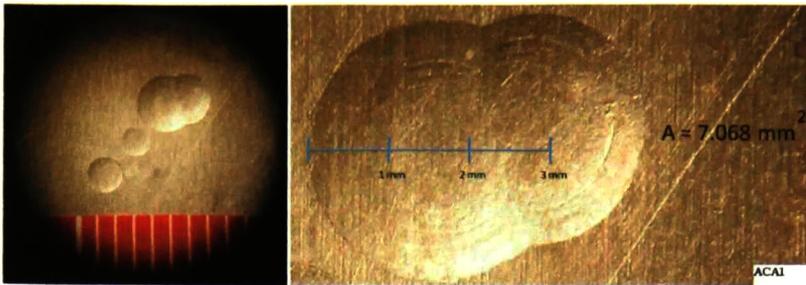


Figura 6.11.- Huellas de impacto en los FML's ACA

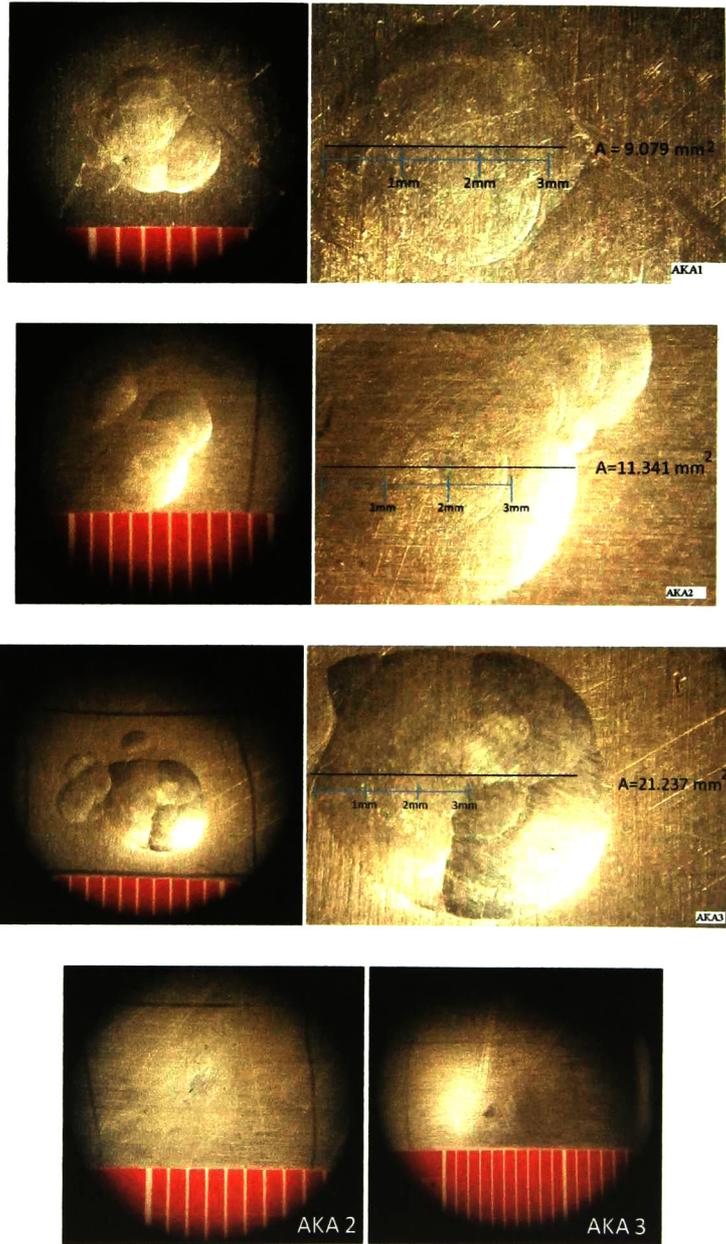


Figura 6.12.- Huellas de impacto en los FML's AKA

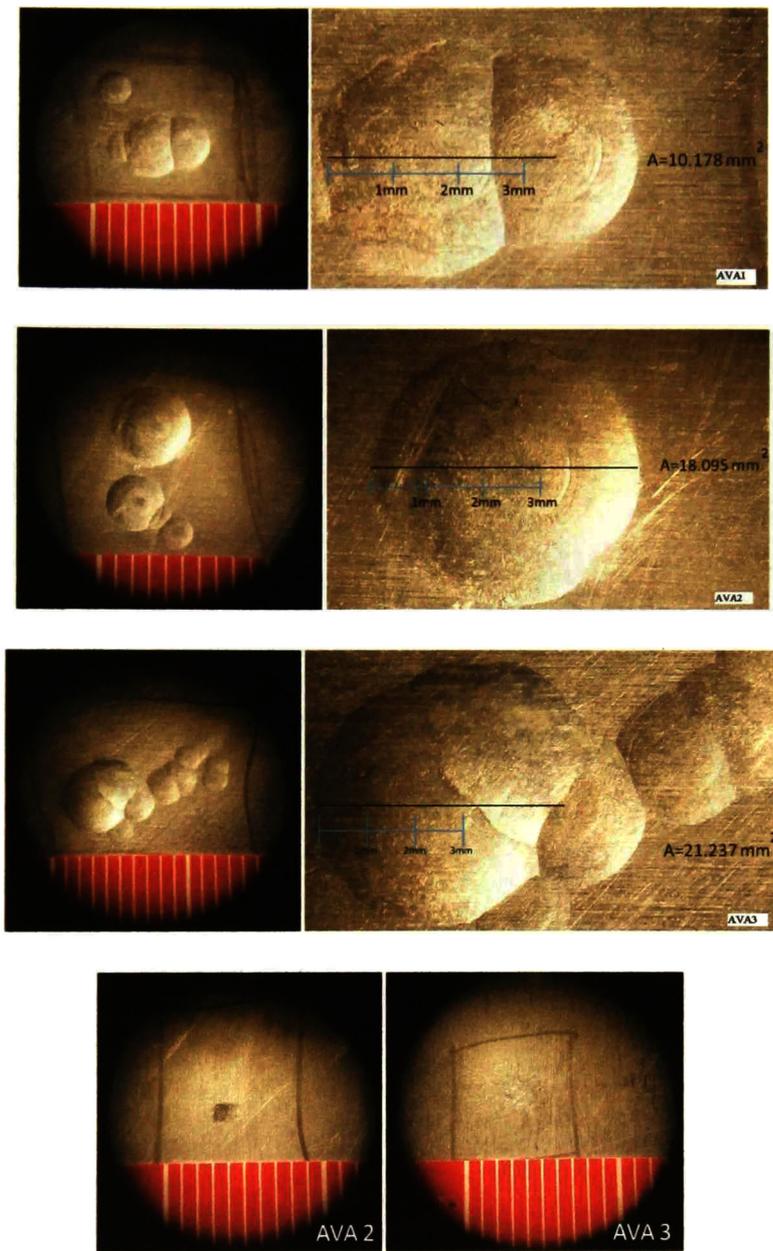


Figura 6.13.- Huellas de impacto en los FML's AVA

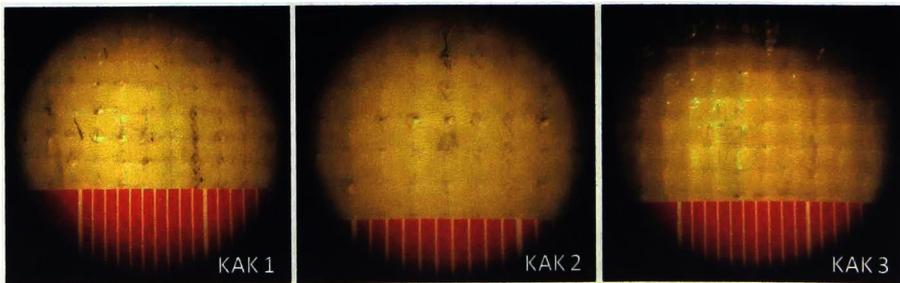
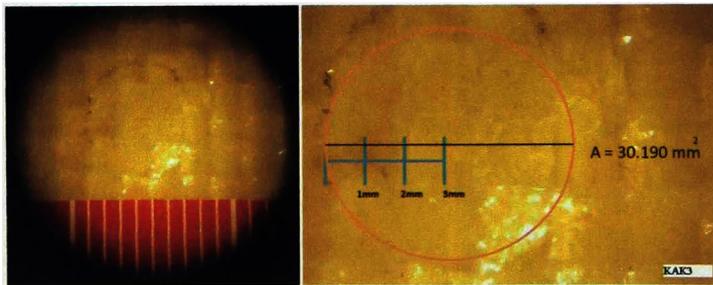
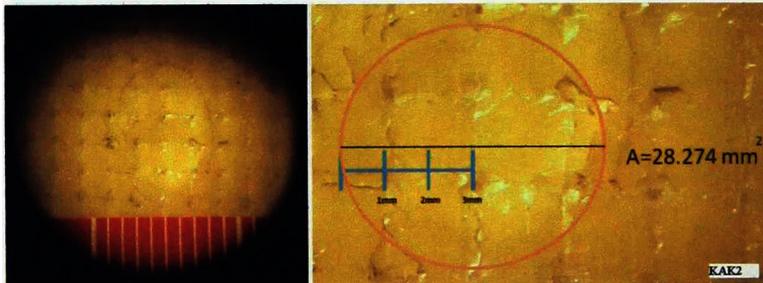
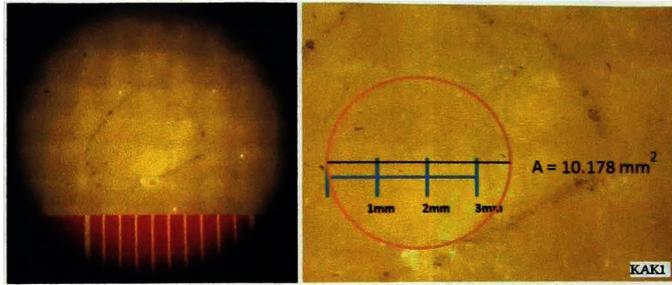


Figura 6.14.- Huellas de impacto en los FML's KAK

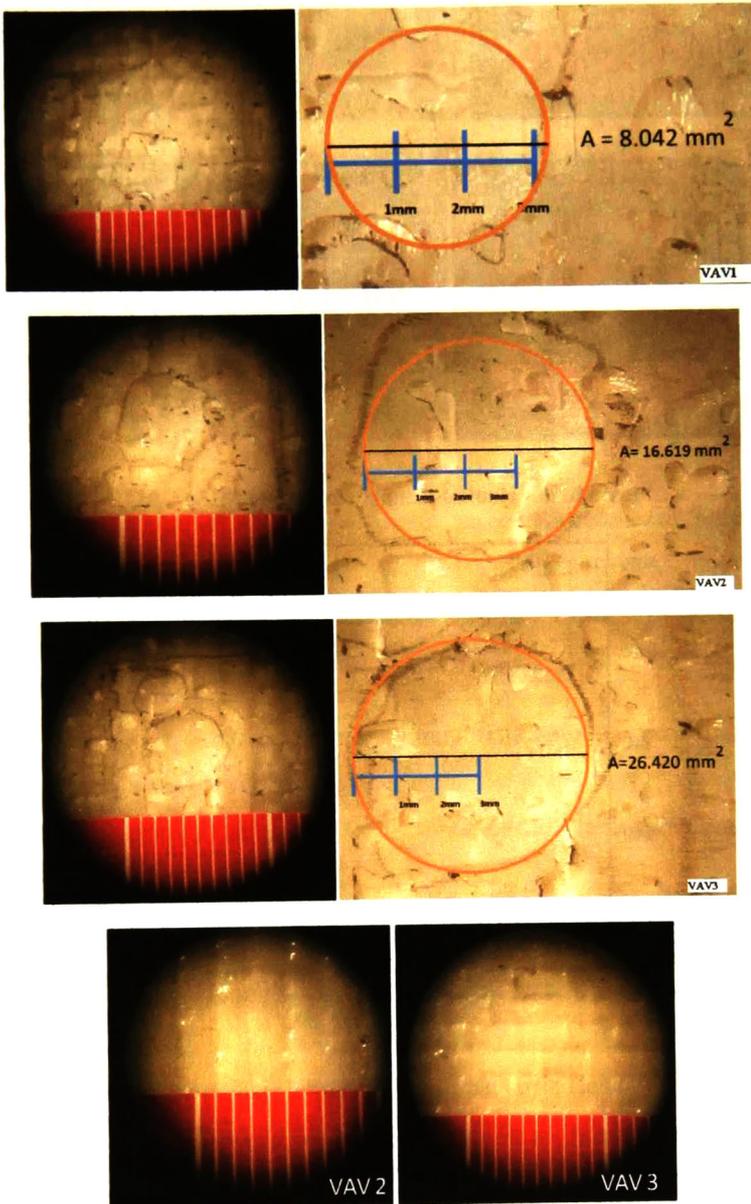


Figura 6.15.- Huellas de impacto en los FML's VAV

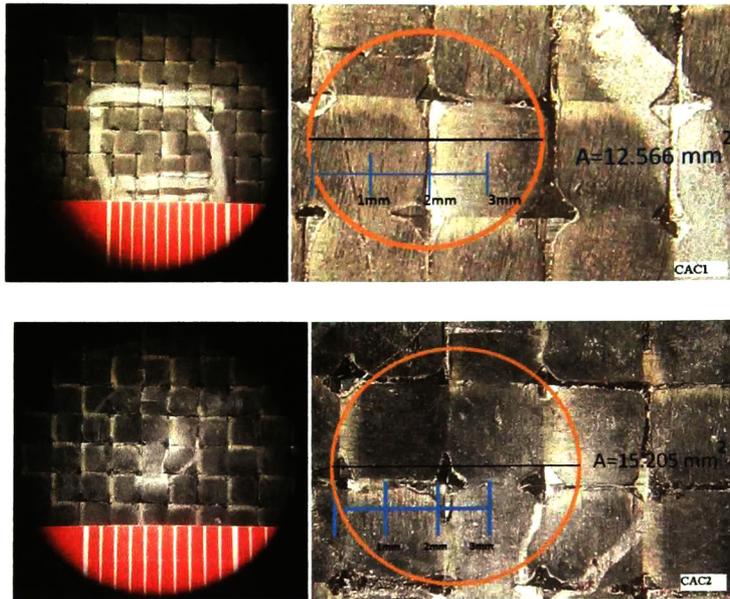


Figura 6.16.- Huellas de impacto en los FML's CAC

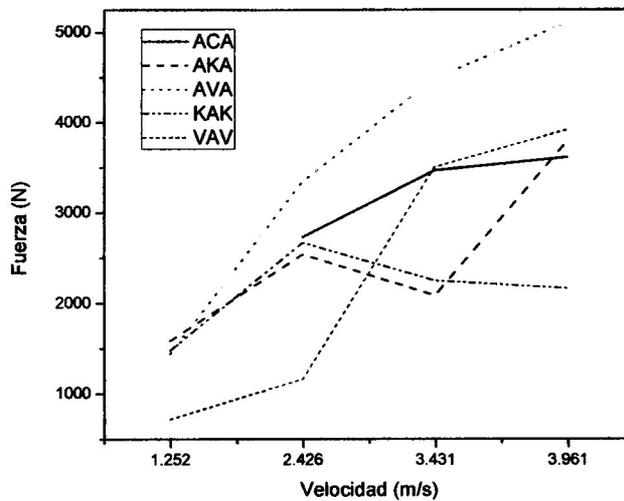


Figura 6.17.- Gráfico comparativo Fuerza vs Velocidad de impacto de las probetas probadas.

En la Tabla 6.7, se muestra un resumen de las fuerzas máximas alcanzadas, las áreas de las huellas de impacto, así como las velocidades de impacto. Las probetas de KAK presentaron las mayores áreas de impacto; mientras que las probetas de AKA, presentaron las menores áreas de impacto. Todos estos datos, se obtuvieron de las curvas experimentales.

Vel.	KAK		AVA		ACA		AKA		VAV		CAC	
	Fuerza (N)	Área (mm ²)										
1.252	1478.84		1438.29				1585.33		717.75		--	--
2.426	2666.18	10.17	3341.43	10.17	2730.51	7.0	2536.48	9.0	1160.8	8.0		12.5
3.431	2247.17	28.27	4479.65	18.09	3468.82	13.8	2081.66	11.3	3502.29	16.6	2775.33	15.2
3.961	2160.78	30.19	5100.33	21.23	3612.02	24.6	3778.46	21.2	3912.08	26.4		

Tabla 6.7.- Resumen de fuerzas máximas, velocidades de impacto y áreas de las huellas en las probetas ensayadas.

En la Figura 6.18, se muestran las curvas experimentales Fuerza vs Tiempo, obtenidas para cada probeta, cabe mencionar que la tanto la fuerza máxima como el tiempo de contacto, dependen de las dimensiones de la probeta, ya que la deformación estará dominada en este aspecto, principalmente por el espesor de la misma; puesto que a mayores espesores, se presentan menores deflexiones en el material.

La mayoría de las curvas experimentales muestran un comportamiento bastante aceptable, a excepción de las probetas AKA 600, AVA 80, CAC 600, KAK 600, KAK 800, VAV 80 y VAV 300. Puesto que no muestran una relación razonable, respecto a la fuerza máxima alcanzada y la altura de caída.

En las curvas que mostraron un buen comportamiento se puede notar que se sigue manteniendo la relación: a mayor altura, mayor fuerza; así como mayor tiempo de contacto. En estas curvas se puede observar el inicio de las fracturas, cuando la pendiente de la curva se hace más pronunciada.

En la Tabla 6.8, se muestran los impulsos obtenidos de las curvas experimentales. El impulso I1, es el área bajo la curva Fuerza vs Tiempo, antes de la fractura (caída de la pendiente), y el impulso I2, es el área bajo la curva después de la fractura. El impulso es la cantidad de movimiento, la variación en el momento lineal que experimenta un objeto. Cuanto mayor sea el tiempo de contacto, mayor será el impulso o la cantidad de movimiento que el objeto impactado recibe; y esto se puede observar en las probetas AKA 800, AVA 800 Y ACA 800, que fueron las que alcanzaron los mayores impulsos totales.

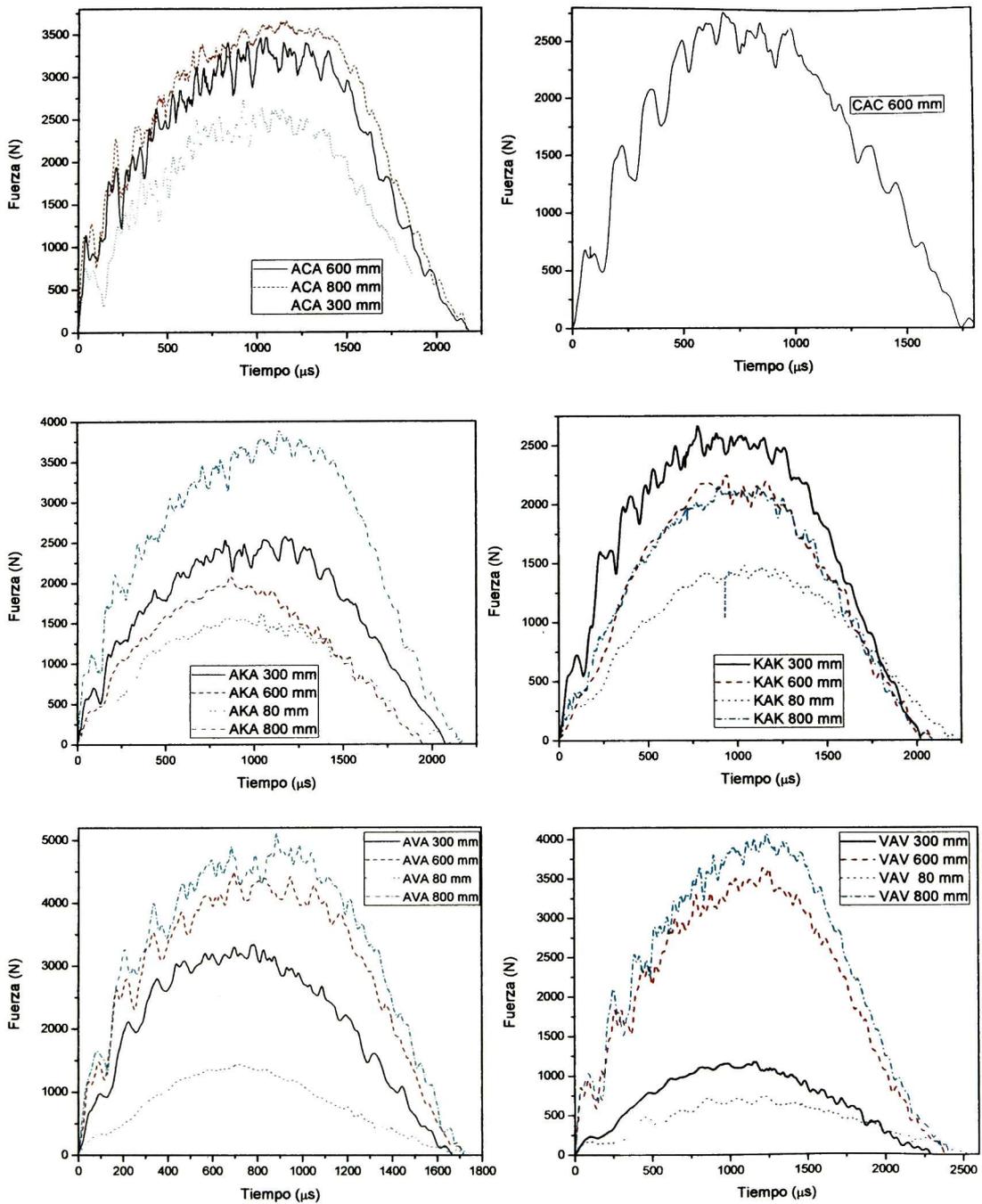


Figura 6.18.- Gráficas experimentales Fuerza vs Tiempo para cada grupo de FML's

Muestra	I1 (Kgm/s)	I2 (Kgm/s)	Impulso Total	Tc (seg)
KAK 80 mm	1.298236	0.697882	1.996118	0.002210
KAK 300 mm	2.537034	0.922168	3.459202	0.002019
KAK 600 mm	1.728278	0.977680	2.705958	0.002077
KAK 800 mm	1.924775	0.769409	2.694184	0.002085
AVA 80 mm	1.160075	0.170346	1.330421	0.001750
AVA 300 mm	2.258436	1.181953	3.440389	0.001664
AVA 600 mm	3.514047	1.444147	4.958194	0.001715
AVA 800 mm	3.898324	1.708125	5.606450	0.001717
ACA 300 mm	1.994318	1.422781	3.417099	0.002102
ACA 600 mm	3.177076	1.576052	4.753129	0.002175
ACA 800 mm	3.689138	1.597791	5.286929	0.002166
AKA 80 mm	1.277624	0.738553	2.016177	0.002166
AKA 300 mm	2.199067	1.209365	3.408433	0.002071
AKA 600 mm	1.195805	1.193301	2.389106	0.001944
AKA 800 mm	3.571980	1.795745	5.367725	0.002189
VAV 80 mm	0.676015	0.374675	1.050691	0.002517
VAV 300 mm	1.011031	0.568649	1.579680	0.002283
VAV 600 mm	0.655192	0.271961	0.927152	0.002375
VAV 800 mm	0.750529	0.308315	1.058844	0.002406
CAC 600 mm	0.345279	0.190466	0.535745	0.001734

Tabla 6.8.- Impulsos obtenidos de las curvas experimentales.

El impulso antes de la fractura, puede suponerse que se distribuye principalmente a mecanismos elásticos; sin generar la fractura; es decir, cuando la integridad estructural del material se sigue conservando.

En la Figura 6.19 se muestran las tendencias del impulso vs velocidad de impacto, para cada grupo de FML's, donde se puede ver claramente, que los valores más bajos de impulso son generados por las probetas de VAV, sin grandes variaciones en la cantidad de impulso; también se detecta una relación casi lineal entre el impulso y la velocidad de impacto para el material AVA y ACA, donde el aumento del impulso se da con el aumento de la velocidad de impacto.

6.4.2.2 RESULTADOS DEL MODELO APLICADO

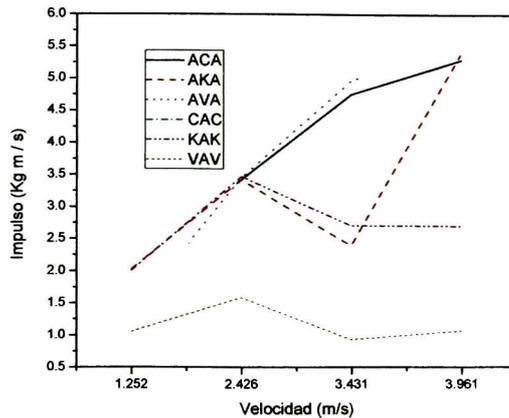


Figura 6.19.- Gráfica de Impulso vs Velocidad de impacto

En esta sección se presentan los resultados obtenidos por medio del modelo teórico aplicado a los resultados experimentales; para su comparación y análisis. Una vez que se aplica el modelo, este arroja valores teóricos de: Fuerza Máxima, Coeficiente de Restitución y de las Constantes de Indentación y Flexión, para cada una de las probetas probadas.

Las Figuras 6.20 a 6.25, muestran las gráficas de Fuerza vs Tiempo experimental y teórica, para cada una de las probetas ensayadas en la prueba de impacto. Estas figuras nos muestran los resultados experimentales de las pruebas de impacto, junto con las gráficas arrojadas por la aplicación y ajuste del modelo explicado previamente, desarrollado para considerar un material hertziano y un indentador semiesférico. Se puede observar que para las probetas: ACA 300, ACA 600, ACA 800, AKA 80, AKA 300, AKA 800, AVA 300, AVA 600, AVA 800, KAK 80, KAK 300, VAV 600 y VAV 800, el ajuste obtenido es bastante aceptable.

Mientras que en el caso de las probetas: AKA 600, AVA 80, CAC 600, KAK 600, KAK 800, VAV 80 y VAV 300, no existe ninguna compatibilidad con el ajuste del modelo. Las curvas experimentales de estas probetas, nos hacen pensar que dichas probetas, se encontraban en malas condiciones antes de ser probadas, esto puede deberse al método de elaboración, a que el material con el que fueron elaboradas estuviera dañado, a que el proceso de “debulking” no haya logrado hacer el vacío adecuado en estas zonas, a que en ciertas áreas del material haya habido una deficiencia o faltante de resina, provocando una inadecuada transferencia de carga, a que el proceso de corte haya transmitido un exceso de carga a la probeta dañándola o delaminándola prematuramente.

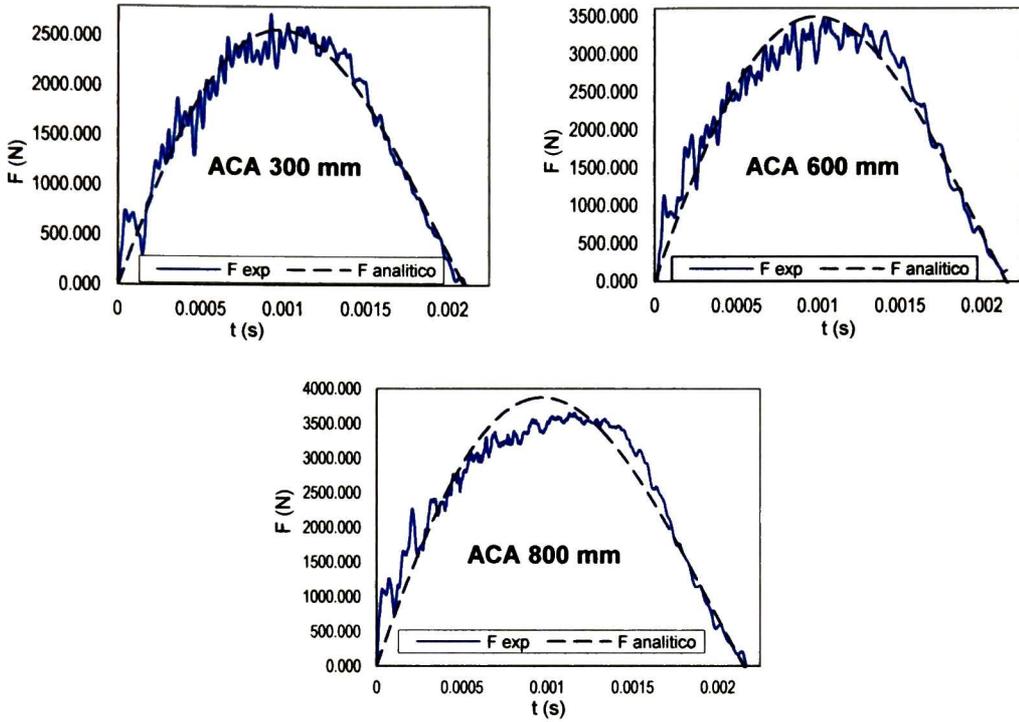
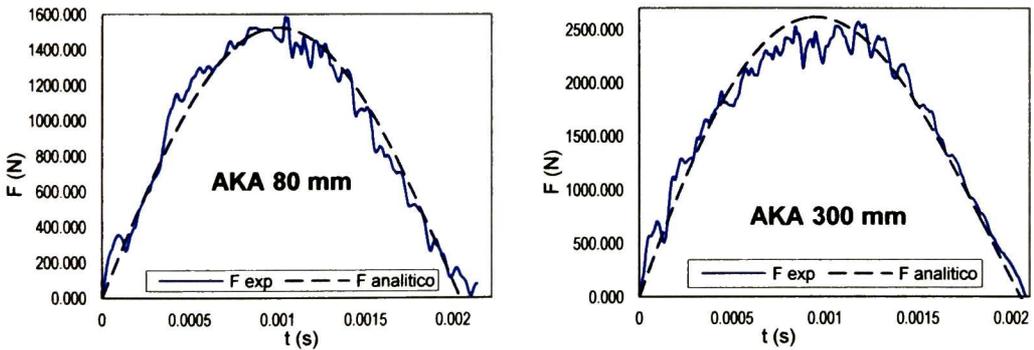


Figura 6.20.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's ACA



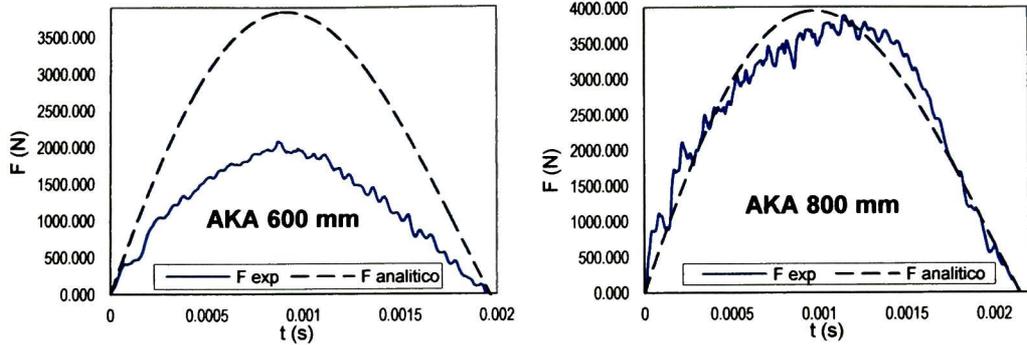


Figura 6.21.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's AKA

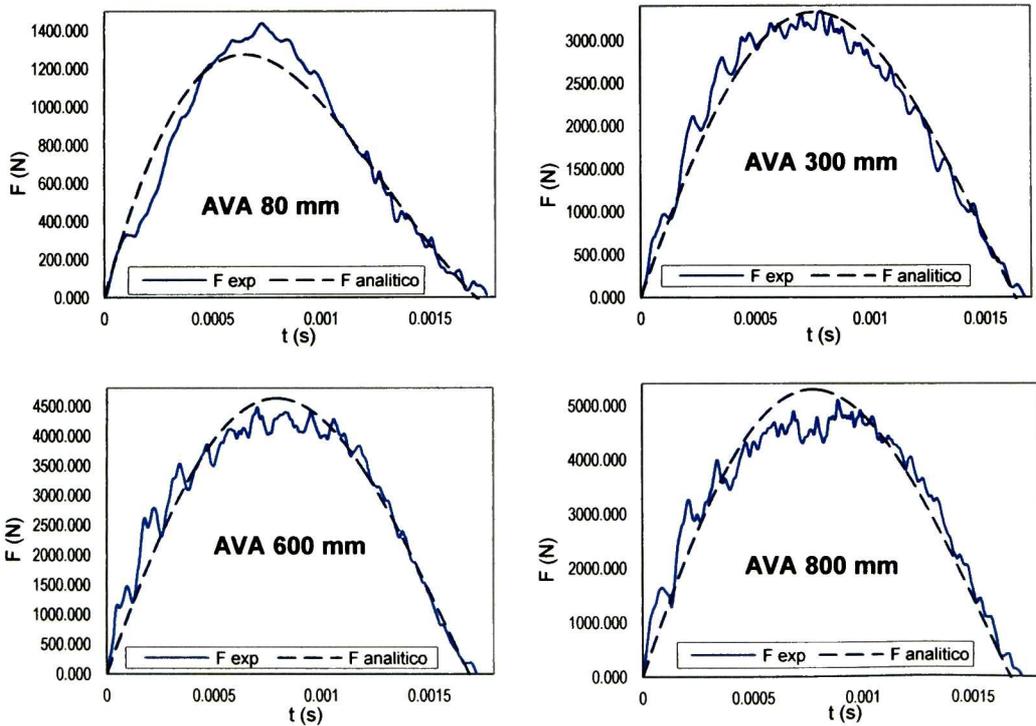


Figura 6.22.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's AVA

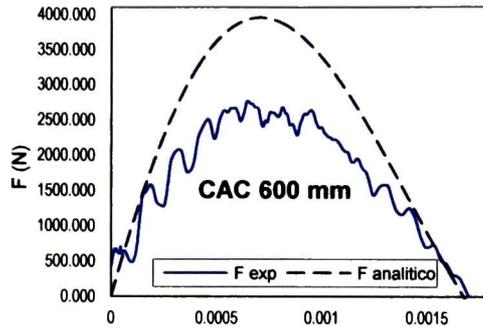


Figura 6.23.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's CAC

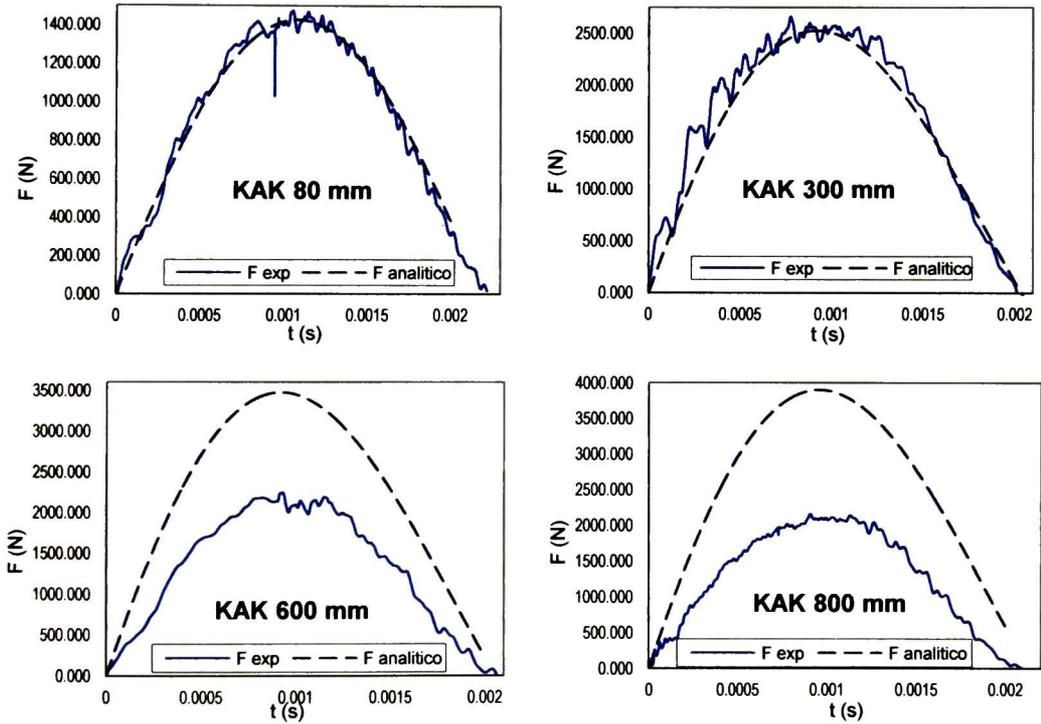


Figura 6.24.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's KAK

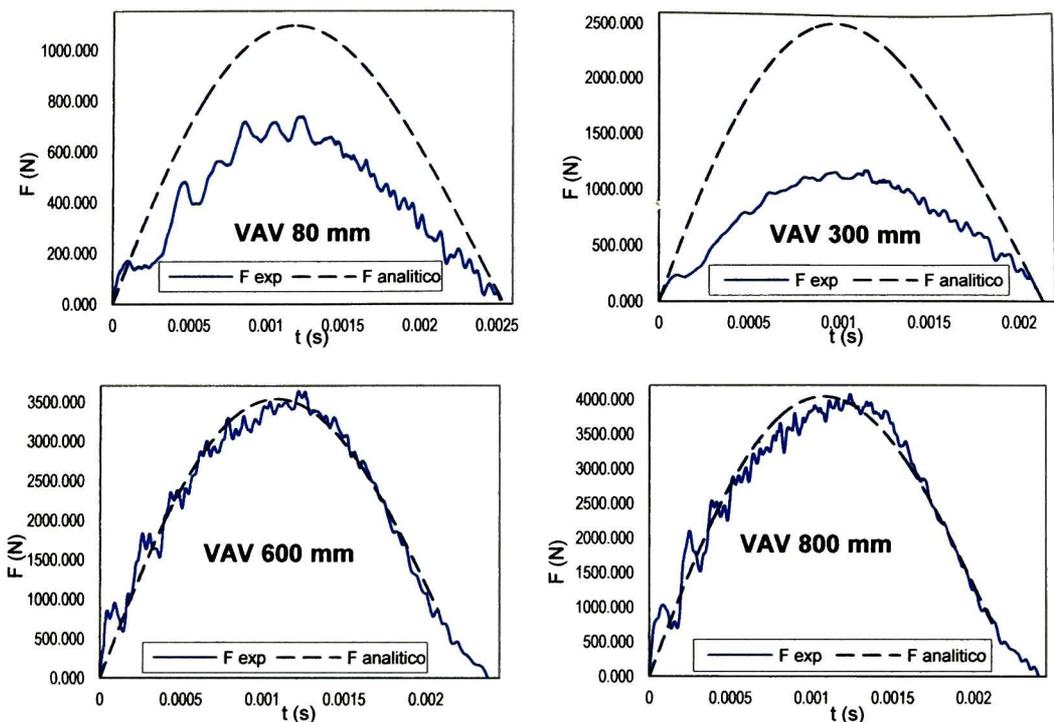


Figura 6.25.- Gráficas de Fuerza vs Tiempo, experimental y teórica, para los FML's VAV

Para las probetas ACA 800 y AKA 800, la energía es consumida por ruptura, retrasando la fuerza máxima, el trabajo necesario para regresar el dardo se consume por la ruptura generada en el material, hasta que este alcanza cierta deformación y es cuando es capaz de devolver al dardo la energía no consumida.

Las diferentes respuestas que un material puede tener al ser impactada por un cuerpo, se deben por el trabajo generado por la fuerza que transmite el dardo sobre el material (la energía cinética del dardo se convierte en trabajo); esta fuerza será utilizada para formar una deformación. Mientras que el material empieza a generar una fuerza para intentar detener el dardo, generando trabajo sobre el dardo y disminuir la energía cinética de este; hasta que logra expulsar el dardo. Cuando no hay pérdidas de energía, y el coeficiente de restitución es uno, la velocidad con la cual el dardo llega al material, será igual a la velocidad de salida del dardo; conservando la misma energía cinética.

Cuando la fuerza máxima se retrasa, esto indica que el material está usando parte de la energía transmitida por el dardo para generar grietas, fisuras, fracturas o romperse en su interior,

cuando el material logra deformarse más, logra generar el trabajo necesario para detener el dardo y comenzar el trabajo para expulsarlo; por esto el área inicial de la curva experimental faltante para complementar la curva teórica (momento en que el material se fractura), antes de alcanzar la fuerza máxima, se traslada al otro lado de la curva teórica. Como se puede ver en el caso de las probetas ACA 600, AKA 300 y AKA 800, se nota que el material se queda con cierta cantidad de energía para propagar la grieta, el material se flexiona y empieza a romperse, retrasando su respuesta. La energía usada en el proceso de fractura y en la deformación plástica del material, será energía que no se regresa al dardo, por lo tanto, el dardo tendrá menor velocidad al salir expulsado; es decir, su energía cinética de salida será menor. La energía que usa el material para detener el dardo, es un almacenamiento elástico de energía, la cual será empleada para expulsar el dardo nuevamente fuera del material.

Cuando una probeta se fractura completamente, implica una caída súbita de la curva, generando un área bajo la curva pequeña, que es el trabajo que realiza el material antes de fracturarse.

El trabajo para detener el dardo, es el área bajo la curva antes de la fractura, es decir, es la energía requerida para generar el daño o la energía que soporta el material antes de dañarse, cuando en la probeta ensayada se presenta una fractura total, ya que al romperse el material, este deja de absorber energía. El módulo de elasticidad es el que define el periodo de la curva teórica; así como también su amplitud, y en consecuencia la fuerza máxima. Al aumentar el módulo el período se acorta y la amplitud incrementa.

Las fracturas pequeñas en los materiales pueden deberse a asentamientos superficiales; es decir, pequeñas cantidades de material se rompen en la superficie, por causa de la indentación originada por el dardo.

El rompimiento de la matriz es la que predomina en las fracturas; provocando que no haya una transmisión de carga adecuada; por lo que el material resiste una fuerza menor y consume mayor energía en la pulverización de la matriz. Por lo que el mayor consumo de energía en el proceso de impacto se le atribuye a la deformación plástica del aluminio o a la pulverización de la matriz.

En la Tabla 6.9 se muestra un resumen general, de las propiedades obtenidas, tanto de los resultados experimentales, así como de los resultados teóricos; para cada una de las probetas.

MUESTRA	E (MPa)	ϵ_{exp}	$\epsilon_{analítico}$	$F_{max\ exp}$	$F_{max\ analítico}$	t_c (s)
ACA 300 mm	31000	0.698986	0.691640	2730.51	2490.06	0.002171
ACA 600 mm	30000	0.671090	0.664067	3468.82	3397.79	0.002200
ACA 800 mm	29000	0.609732	0.604429	3612.02	3778.00	0.002200
AKA 80 mm	25000	0.905933	0.889660	1585.33	1458.49	0.002100
AKA 300 mm	24000	0.694683	0.688587	2536.48	2528.94	0.002139
AKA 600 mm	27000	-0.160049	0.682582	2081.66	3720.52	0.002037
AKA 800 mm	23000	0.634332	0.629196	3778.46	3834.39	0.002200
AVA 80 mm	17500	0.280959	0.305795	1438.29	1206.15	0.001881
AVA 300 mm	17000	0.710571	0.706245	3341.43	3140.13	0.001751
AVA 600 mm	16500	0.743183	0.735624	4479.65	4397.01	0.001794
AVA 800 mm	16000	0.707016	0.701288	5100.33	5033.39	0.001776
CAC 600 mm	34000	0.347568	0.461065	2775.33	3822.85	0.001754
KAK 80 mm	11000	0.921913	0.814808	1478.84	1345.66	0.002000
KAK 300 mm	11000	0.620169	0.623262	2666.18	2406.27	0.002180
KAK 600 mm	15000	-0.048653	0.570271	2247.17	3345.56	0.002000
KAK 800 mm	12000	-0.179693	0.566745	2160.78	3754.90	0.002000
VAV 80 mm	13200	0.011625	0.698453	717.75	1050.84	0.002679
VAV 300 mm	19500	-0.214582	0.694289	1160.80	2436.43	0.002200
VAV 600 mm	17500	0.792804	0.697903	3502.29	3419.01	0.002000
VAV 800 mm	16500	0.773148	0.681193	3912.08	3908.98	0.002000

Tabla 6.9.- Tabla resumen de las propiedades experimentales y teóricas para cada probeta.

En la Tabla 6.10, se muestran los valores promedio de las propiedades de los FML's probados, se puede notar que los coeficientes de restitución experimentales son muy cercanos a los coeficientes de restitución teóricos, con excepción del FML's CAC, que muestra valores muy bajos, así como una gran diferencia entre ellos; el valor bajo del coeficiente de restitución indica que esta probeta, es capaz de absorber grandes cantidades de energía.

6.5 COMPARACIÓN ENTRE LOS RESULTADOS DE LAS PRUEBAS MECÁNICAS

La Tabla 6.11 se muestra un resumen de los módulos de elasticidad promedio obtenidos en cada prueba, para cada familia de FML's. Se puede notar que los módulos de elasticidad a impacto,

son mucho menores en comparación de los obtenidos en la prueba de flexión y tensión. Los módulos de tensión obtenidos son muy parecidos a los módulos calculados en la sección 6.2. Esto se debe a que en cada prueba las cargas se aplican en forma, velocidad, cantidad y dirección distinta; provocando comportamientos diferentes en el material. Las pruebas de tensión y flexión son pruebas cuasiestáticas, mientras que la prueba de impacto es dinámica.

MUESTRA	E (MPa)	ϵ_{exp}	$\epsilon_{analítico}$
ACA	30000	0.65994	0.65338
AKA	24750	0.74498	0.72251
AVA	16750	0.72026	0.71439
CAC	34000	0.03476	0.46106
KAK	12250	0.77104	0.64377
VAV	16675	0.78298	0.69296

Tabla 6.10.- Tabla resumen de las propiedades promedio obtenidas.

MUESTRA	IMPACTO E (MPa)	FLEXIÓN E (MPa)	TENSIÓN E (MPa)	TEÓRICO TENSIÓN E (MPa)
ACA	30.00	44.20	67.95	65.03
AKA	24.75	41.41	43.28	53.17
AVA	16.75	45.14	54.14	43.99
CAC	34.00	42.78	66.98	64.18
KAK	12.25	33.05	52.29	49.34
VAV	16.67	37.39	40.67	48.92

Tabla 6.11.- Resumen de módulos de elasticidad obtenidos en cada prueba.

De acuerdo a estos datos, se puede presumir que en general las probetas, que contienen fibra de carbono, son las que muestran mejores propiedades mecánicas, incluso cuando presentaron mayor delaminación en el proceso de corte.

6.6 COMPARACIÓN ENTRE LOS RESULTADOS DE LAS PRUEBAS MECÁNICAS Y ESTUDIOS ANTERIORES

Styles realizó pruebas de flexión en FML's de aluminio (ALPORAS, Gleich GmbH), de espesores: 5, 10 y 20 mm; en una configuración tipo sándwich con pre-impregnado de fibra de vidrio y prolipropileno. ⁽⁴⁹⁾

Khalili realizó pruebas de tensión y flexión en FML's de aluminio (AA 1050) con fibra de vidrio tipo T y resina epóxica con la configuración: Al-FV-Al-FV-Al. ⁽⁵¹⁾

Moussavi realizó pruebas de flexión en FML's de aluminio (AA 5086) con espesor de 1 mm, fibra unidireccional de vidrio (tipo E), fibra unidireccional de aramida (Kevlar 3160) y resina epóxica (Huntsman), con diferentes orientaciones:

Specimen code	Lay up and fiber orientation (°)
A	AL - G/E (0) - K/E (0) - G/E (0) - AL
B	AL - G/E (0) - K/E (45) - G/E (0) - AL
C	AL - G/E (0) - K/E (90) - G/E (0) - AL
D	AL - G/E (45) - K/E (0) - G/E (45) - AL
E	AL - G/E (45) - K/E (45) - G/E (45) - AL
F	AL - G/E (45) - K/E (90) - G/E (45) - AL
G	AL - G/E (90) - K/E (0) - G/E (90) - AL
H	AL - G/E (90) - K/E (45) - G/E (90) - AL
I	AL - G/E (90) - K/E (90) - G/E (90) - AL

Figura 6.26 Especímenes y configuraciones de FML's estudiados por Moussavi. ⁽³³⁾

Zhou realizó pruebas de tensión en FML's de 3 láminas de aluminio unidas entre ellas por una capa de pre-impregnado de fibra de aramida. ⁽⁵⁰⁾

Castrodeza realizó pruebas de tensión en FML's con aluminio 2024-T3 para ARALL 2 y aluminio 7475-T76 para GLARE 1 y ARALL 3, y fibra de aluminio y aramida; con diferentes arreglos.

Las tablas 6.12 y 6.13 muestran resúmenes de las propiedades obtenidas por las investigaciones anteriormente mencionadas.

Autor	Espesor (mm)	Esfuerzo Último (MPa)	Módulo de elasticidad (GPa)	Deformación (%)
Styles	5.16		5.14	5.14
	10.19		4.77	4.77
	20.47		3.74	3.74
Khalili	-	118.8		2.5

Tabla 6.12.- Resumen de las propiedades a flexión obtenidas por estudios previos

Autor	Muestra	Esfuerzo Último (MPa)	Módulo de elasticidad (GPa)	Deformación (%)
Moussavi	A	259	42	9.97
	B	232	39	11.38
	C	220	39	12
	D	210	40	12.88
	E	195	35	12.5
	F	195	35	12.26
	G	226	39	13.17
	H	195	35	13.85
	I	191	35	12.9
Zhou	KRALL	578	41.4	-
	KRALL P	583	45.8	-
Khalili	-	214.5	40.25	-
Castrodeza	GLARE 1 3/2	545	64	0.5
	ARALL 2 3/2	337	68	
	ARRAL 3 2/1	524	67	0.4
	ARRAL 3 3/2	565	68	0.4
	ARRAL 3 4/3	565	69	0.4

Tabla 6.12.- Resumen de las propiedades a tensión obtenidas por estudios previos

Las comparaciones entre estos resultados y los obtenidos en el presente trabajo son bastante complicadas, ya que los parámetros de las pruebas, los materiales usados, las configuraciones elaboradas y las orientaciones escogidas son diferentes. En general se puede apreciar que los resultados son bastante lógicos y acordes a los comportamientos observados en este estudio.

En la bibliografía revisada no se encuentra reportado, ningún arreglo como los aquí propuestos, tampoco se encontró un trabajo comparativo de las tres pruebas mecánicas en conjunto, para los tres materiales diferentes usados.

Con lo que respecta a las pruebas de impacto, no se encontró ninguna referencia de un estudio como el presentado, así como los parámetros obtenidos bajo esta prueba y el modelo utilizado; para poder hacer una comparación de resultados.

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO PROPUESTO

7. CONCLUSIONES

Las pruebas mecánicas proporcionan información que puede ser una guía útil en relación con el diseño de proceso, desarrollo y desempeño de diferentes materiales. Todo esto con el fin de poder predecir el comportamiento y respuesta del material bajo ciertas condiciones de trabajo, para las cuales se diseña; por medio del entendimiento real físico del proceso involucrado. Y de este modo diseñar mejores materiales estructurales.

Con respecto a las estructuras aeronáuticas, lo que se pretende es poder predecir la respuesta de los materiales compuestos bajo diversos rangos de cargas cíclicas durante los tiempos de vuelo, así como la naturaleza, propagación y nivel de los daños causados por estas mismas.

El mejoramiento del comportamiento del aluminio, usado ampliamente en aplicaciones aeroespaciales, por medio del reforzamiento de diferentes fibras de alto rendimiento para la formación de un material compuesto, se basa en la optimización de la respuesta del material ante circunstancias similares a las que se presentan, cuando el material está en funcionamiento real.

Los procesos de fractura y de daño en los materiales, dependen en gran medida de las propiedades del material ensayado. En el caso de los materiales compuestos, estas propiedades son complejas de estudiar, puesto que se trata de una combinación de propiedades de los componentes que lo forman. Para nuestro estudio, en la combinación de aluminio, fibras y resina epóxica, se debe tomar en cuenta, la contribución de cada uno de estos elementos. En los materiales compuestos pueden presentarse daños internos en el material, que no son necesariamente visibles desde el exterior, lo cual también dificulta su estudio.

Durante el proceso de manufactura de los FML's se debe tener sumo cuidado, ya que varios aspectos pueden ocasionar fallas prematuras en el material como lo son: falta de adherencia entre los laminados, que se puede presentar por la carencia de resina, cuando la adherencia no es la adecuada, el material no se comporta como un sólido único (material compuesto), si no como un conjunto de múltiples sólidos que se deslizan, en vez de flexionarse conjuntamente; también se pueden presentar huecos o bolsas de aire atrapadas entre los laminados; interfiriendo en la transferencia de carga. Los materiales usados no deben estar contaminados, y deben encontrarse en buen estado, así como deben ser lo más homogéneos posibles.

Se obtuvieron probetas dañadas, en parte por el proceso de corte, ya que este transfirió cargas excesivas a las probetas, causando daño y delaminación prematura; generando concentraciones de esfuerzos residuales, que repercutieron posteriormente en las pruebas mecánicas, dando resultados inadecuados.

Para el caso de las probetas que incluyeron pre-impregnados de carbono, se tuvieron delaminaciones prematuras durante el corte y delaminaciones durante la ejecución de los ensayos, esto se podría atribuir a los pares galvánicos generados por la fibra de carbono con el aluminio. Estos pares galvánicos no se presentan, cuando la resina o matriz polimérica esta uniformemente distribuida entre la interfase del aluminio y la fibra, ya que protege al aluminio de la abrasión del carbono; por lo que se infiere que el material usado en la elaboración de estos FML's, sufría de una polimerización avanzada, es decir, la resina no se encontraba en condiciones adecuadas para poder fluir uniformemente en el laminado durante el proceso de curado; por lo que quedaron zonas, dentro de las capas, donde la fibra de carbono quedaba en contacto directo con el aluminio.

Las pruebas de impacto, al ser pruebas dinámicas, permiten conocer daños previos en las probetas; por medio de la generación de una alta concentración de esfuerzos momentáneos en las interfases; suficientes, para que si las interfases no tienen buena adherencia, provoquen rupturas considerables, con poca energía.

Con base en los resultados obtenidos en el presente trabajo se pudo apreciar como:

- Bajo la prueba de tensión uniaxial los laminados CAC y ACA presentaron los valores más altos de resistencia, hecho atribuible a la mayor resistencia a esfuerzos de tensión de las capas de tejido de fibra de carbono.
- Por el contrario, en el caso de la prueba de flexión, se observó que los laminados CAC seguidos de los ACA y AVA presentaron los valores más altos de resistencia a flexión lo que se puede atribuir a buena interface aluminio-tejido, lo cual se tradujo en una buena transferencia de cargas de la fibra hacia los tejidos de fibra de carbono y kevlar, contribuyendo a un mejor comportamiento bajo esfuerzos flexionantes.
- Para el caso de las propiedades obtenidas a impacto se observa que los laminados ACA, AKA y AVA, presentan un mayor impulso interpretándose en una mayor capacidad de absorción de energía. Los laminados ACA y CAC, nuevamente presentan los más altos

valores de modulo de elasticidad, con valores bajos del coeficiente de restitución, esto nos habla de su gran capacidad de soportar grandes fuerzas aplicadas con poca deformación.

- Considerando las tres pruebas realizadas y que un laminado a emplearse en elementos estructurales debe de presentar un buen balance de propiedades, es decir una buena tenacidad así como valores de resistencia a tensión y flexión adecuados denotando una buena rigidez; y de acuerdo a los valores obtenidos en el presente trabajo, se concluye que los laminados ACA tienen las mejores propiedades mecánicas, ya que soportan grandes cantidades de carga sufriendo las menores deformaciones, por lo tanto sus módulos elásticos son altos. Mientras que las probetas de KAK, son las que sufren mayores deformaciones.

7.1 TRABAJO A FUTURO PROPUESTO

Tomando en cuenta las conclusiones presentadas se sugieren varios puntos a estudiar en trabajos futuros:

- Búsqueda y estudio, de un proceso de corte que mejore las condiciones de mecanizado de las piezas, como sugerencia se propone el corte por chorro de agua, ya que este reduce la cantidad de carga inducida al material; entre otras ventajas, se encuentra que al no tener una herramienta de corte, no hay desgaste de esta, el corte es fino, no hay transferencia de calor a la pieza, ya que el proceso se lleva a cabo en frío, por lo que la pieza no sufre calentamiento alguno, no contamina, etc.
- Búsqueda y estudio de una posible correlación entre el impulso, la velocidad de impacto, tipo y estructura del material; para determinar si el impulso es un parámetro factible que pueda determinar la resistencia del material y ser usado como un elemento de calificación del comportamiento de los FML's durante una prueba de impacto.
- Hacer un estudio de ultrasonido a las probetas dañadas en la prueba de impacto, para conocer el daño interno ocasionado por este proceso, y poder tener una mejor representación del mecanismo de fractura; para completar el estudio de impacto. En el caso de las probetas que no arrojaron información adecuada, se podría hacer una revisión interna para conocer si existían daños de delaminación o falta de adherencia antes de hacer la prueba; es decir, discernir la razón por la cual la probeta no dio los resultados predichos por el modelo.

- Partiendo de lo anterior, hacer un estudio de impacto dirigido al comportamiento mecánico en materiales que presentan delaminación prematura. Para conocer el grado de afectación que la delaminación provoca en los procesos de impacto.

BIBLIOGRAFÍA

BIBLIOGRAFÍA

- 1.- “*Ciencia de los Materiales*”. González Wenceslao, Mancini Héctor. Ariel: Ciencia y Tecnología. 1º Edición. Barcelona, España. Junio 2003.
- 2.- “*Composites Manufacturing – Materials, Product, and Process Engineering*”. Mazumdar, Sanjay. EUA : CRC Press, 1º, 2002.
- 3.- “*Ciencia e Ingeniería de los Materiales 2*”. Callister William. Editorial Reverté. 3º Edición. Barcelona, España. Julio 2007.
- 4.- “*Ciencia e Ingeniería de los Materiales*”. Askeland, Donald y Phulé, Pradeep P.. EUA : Thomson, 2003. 4.
- 5.- “*Introducción a la Ciencia de los Materiales para Ingenieros*”. Shackelford James. Prentice Hall. 2006
- 6.- “*Composites Engineering Handbook*”. Mallick, P.. EUA : CRC Press, 1997. 1º.
- 7.- “*Materiales Compuestos Tomo I*“. Antonio Miravete. Ed. Reverté. España, 2007. 1ª.
- 8.- “*Composites Volumen 21*” . Miracle, Daniel y Donaldson, Steven. ASM Handbook. EUA : s.n., 2001
- 9.- “*Fiber metal laminates, an introduction*” Vlot A, Gunnink JW. (Eds.),. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 2001
- 10.- “*Manufacturing – Materials, Product, and Process Engineering Composites*“. Mazumdar, Sanjay. EUA : CRC Press, 2002. 1º.
- 11.- “*Fiber. - Reinforced Composites - Materials, Manufacturing and Design*“. Mallick, P. EUA : Taylor & Francis Group, 2010. 3º
- 12.- “*Mechanics of composite materials*”. Robert M. Jones. EUA: Taylor & Francis Group, 1999. 2º
- 13.- “*Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*”. Campbell, F.C. Gran Bretaña : Elsevier, 2006
- 14.- “*Composite Materials for Aircraft Structures*”. Baker, Alan, Dutton, Stuart y Kelly, Donald. EUA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 2
- 15.- “*Introduction to Composites Materials Design*” Barbero, Ever. EUA : Taylor & Francis Group, 1999. 1º.
- 16.- “*Composite Materials. Design and Applications*”. Gay, Daniel and Hoa, Suong V. s.l.: CRC Press. Taylor & Francis Group, 2007, pp. 115-117.
- 17.- “*Manufacturing Processes for Advanced Composites*”. F.C. Campbell. Ed. Elsevier. USA. 1º Ed. 2004
- 18.- “*Analysis and Performance of Fiber Composites*” Agarwal, Bhagwan, Broutman, Lawrence y Chandrashekhara, K. EUA : John Wiley & Sons, 2006. 3º.
- 19.- “*Ciencia de los polímeros*”. Billmeyer Fred W. Editorial Reverté. España. 2004
- 20.- “*Experimental Characterization of Advanced Composite Materials*” Adams, Donald, Carlsson, Leif y Byron, R. EUA : CRC Press, 2003. 3º.

- 21.- “*Glare. History of the development of a new aircraft material*”. Ad Vlot . Kluwer Academic Publishers Dordrecht, The Netherlands, 2002.
- 22.- “*Carbon Fibers and their Composites*”. Peter Mogran. EUA : Taylor & Francis, 2005. 1ª.
- 23.- “*Composites Machining for the F-35*”. Zelinski, Peter. [Magazine] s.l. : 2010 Gale Group Inc., Modern Machine Shop, 09 01, 2010. Modern Machine Shop, Vol. 83. 0026-8003.
- 24.- 787 Dreamliner. [En línea] <http://www.boeing.com/commercial/787family/programfacts.html>.
- 25.- “*Study of Thrust Force and Torque in Drilling Carbon Fibre Reinforced Plastics (CFRP) Using Twist Drill Brazed Diamond*”. Dong Liu, Wuyi Chen and Zhitong Chen. IEEE Press Piscataway, NJ, USA 2010.
- 26.- Civil Aviation. [En línea] http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/read.main/3142818/.
- 27.- AIRBUS. Usage of Carbon Fibers. [En línea] AIRBUS. http://www.carbonfiber.gr.jp/english/tanso/images/plane01_b.jpg.
- 28.- “*Impact Loading on Fibre Metal Laminates*”. A. Vlot. Int. J. Impact Engng. Vol 18. No. 3, 291-301, 1996.
- 29.- “*Bombardier unveils carbon-fibre jet*”. Shalom, Francois. The gazette. Montreal, CANADA : s.n., June 22, 2010.
- 30.- “*The impact resistance of polypropylene-based fibre-metal laminates*”. M.R. Adbullah. W.J. Cantwell. Composites Science and Technology: 66 (2006) 1682-1693
- 31.- “*Impact Loading on Fibre Metal Laminates*”. A. Vlot. Int. J. Impact Engng Vol 18. No. 3. Elsevier Science Ltd. 1996
- 32.- “*Impact properties of Fibre Metal Laminates*”. A. Vlot. Composites Engineering Vol 3. No. 10. 1993
- 33.- “*A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates*”. E. Moussavi, S. Dariushi. Materials Science and Engineering A 527. 2010
- 34.- “*The mechanical properties of fibre-metal laminates based on glass fibre reinforced polypropylene*” G. Reyes, W.J. Cantwell. Composites Science and Technology 60. 2000
- 35.- “*A Review on the Development and Properties of Continuous Fiber/epoxy/aluminum Hybrid Composites for Aircraft Structures*”. Edson Cocchieri Botelho, Rogério Almeida Silva, Luiz Cláudio Pardini, Mirabel Cerqueira Rezende. Materials Research, Vol. 9, No. 3, 247-256, 2006.
- 36.- “*Effect of strain rate on tensile behavior of carbon fiber reinforced aluminum laminates*”. Yuanming Xia, Ying Wang, Yuanxin Zhou, Shaik Jeelani. Materials Letters 61 (2007) 213–215
- 37.- “*Investigation of the Structural Behaviour of Fibre-Reinforced Metal Laminates by Finite Element Analysis*”. Terry P. Crouch. School Engineering and Information and Technology. ZACM 4450. Final Thesis Report 2009.
- 38.- “*Analysis of Elastic-Plastic Behavior of Fiber Metal Laminates Subjected to In-Plane Tensile Loading*”. H. Esfandiari. Int J Advanced Design and Manufacturing Technology, Vol. 5/ No. 1/ December- 2011.
- 39.- “*Fiber/Metal composite technology for future primary aircraft structures*”. R. C. Alderliesten and R. Benedictus. Aerospace Materials and Structures, Faculty of Aerospace Engineering. 2007.

-
- 40.- “*A study on the manufacturing of Glass-Fiber-Reinforced Aluminum Laminates and the effect of interfacial adhesive bonding on the impact behavior*”. Mohammad Alemi Ardakania, Akbar Afaghi Khatibi, Seyed Asadollah Ghazavi. Society for Experimental Mechanics Inc. USA. 2008.
- 41.- “*Occupational Health and Safety Administration*”. OSHA Technical Manual (OTM) - Section III: Chapter 1: Polymer Matrix Materials: Advanced Composites. [Online] 2007.
- 42.- “*La rugosidad de las superficies: Topometría*” M. Hinojosa, M. Reyes. Ingenierías. Vol. IV No. 11. 2001.
- 43.- “*Tecnología de los metales*”. H. Appold, K. Feiler, A. Reinhard. Ed. Reverté. 1º Ed. España. 2005.
- 44.- “*Standard Test for Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”. ASTM s.l. : John Wiley & Sons, 2000. Vol. D 6272-00.
- 45.- “*Standard Test for Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”. ASTM s.l. : John Wiley & Sons, 2000. Vol. D 3039M-00.
- 46.- “*Standard Test for Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”. ASTM s.l. : John Wiley & Sons, 2000. Vol. D 7136M-07.
- 47.- “*Mechanical testing of advanced fibre composites*”. J M Hodgkinson. CRC Press. England. 1º Ed. 2000.
- 48.- “*Comportamiento a la fractura de composites con matriz de poliestireno*”. Jiménez Arevalo Omar Aconeltzin. Tesis Doctoral. Universitat Politècnica de Catalunya. Barcelona. 2002
- 49.- “*The effect of core thickness on the flexural behavior of aluminium foam sandwich structures*” M. Styles, P. Compston. Science Direct. Composite Structures 80 (2007) 532-538
- 50.- “*An experimental study on the tensile behavior of Kevlar fiber reinforced aluminum laminates at high strain rates*”. Y. Zhao, Y. Wang, P.K. Mallick. Materials Science and Engineering A 381 (2004) 355-362
- 51.- “*A study of the mechanical properties of steel/aluminium/GRP laminates*”. S. Khalili. R. Mittal. G. Kalibar. Materials Science and Engineering A 412 (2005) 137-140.
- 52.- “*Critical fracture toughness, J_C and δ_{5C} , of unidirectional fibre-metal laminates*” E. Castrodeza, F. Bastian, J. Perez. Science Direct. Thin Walled Structures 41 (2003) 1089-1101

ANEXOS

ANEXO A. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE CARBONO

Fibre Glast Developments Corporation

800.214.8579

www.fibreglast.com

Product Data Sheet



3K, Plain Weave Carbon Fiber

Part # - 530

530 3K, Plain Weave Carbon Fiber Fabric

5.7 oz/sq yd, 60" Wide, .012" Thick, 12.5 x 12.5 Plain Weave

This plain weave carbon fiber is the most commonly used type for lightweight aerodynamic parts. Only three layers are typically necessary to produce non-structural pieces. It wets out quickly and handles easily.

Product Properties	
Warp Raw Material	3K - Multifilament Continuous Tow
Filling Raw Material	3K - Multifilament Continuous Tow
Weave Pattern	Plain
Fabric Areal Weight	193 ± 8 gsm
Warp Ends/ Inch	12.5 ± 1.0
Pick / Inch	12.5 ± 1.0
Nominal Thickness	.012 inches
Fabric Width	60 ± .25/-0 inches
Roll Length	125 yd

DESCRIPTION

Graphite fibers contain up to 95% carbon and yield the highest tensile strength in the FRP industry. These fibers woven together form graphite fabric. These fabrics offer higher strength and stiffness-to-weight ratios than any other commonly available reinforcements. While there are hundreds of types to choose from, we have selected three styles of standard modulus carbon fiber which are suitable for use in racing, aircraft, competition marine, and light industrial applications. To maximize the fiber properties we recommend using only epoxy or vinyl ester resin, although polyesters will bond to the fabrics. This plain weave carbon fiber is the most commonly used type for lightweight aerodynamic parts.

Resin Compatibility:

530, Carbon Fiber Fabric, is compatible with Polyester, Vinyl Ester, and Epoxy Resins.

General Properties for Woven Fabrics:

- Lightweight
- High Modulus
- Fire Resistant
- Dimensionally Stable
- Fatigue Resistant

Weave Pattern Rankings:

	Thickness	Weight	Strength	Porosity
Plain	3	1	3	1
Twill	2	1	4	2
4-Harness Satin	3	1	4	2
8-Harness Satin	1	1	7	4
Leno	7	7	1	7
Mock Leno	8	1	2	4

This was a scale from 1 to 7, with 1 being the lowest and 7 being the highest

Information present herein has been compiled from sources considered to be dependable and is accurate and reliable to the best of our knowledge and belief but is not guaranteed to be so. Nothing herein is to be construed as recommending any practice or any product violation of any patent or in violation of any law or regulation. It is the user's responsibility to determine for himself the suitability of any material for a specific purpose and to adopt such safety precautions as may be necessary. We make no warranty as to the results to be obtained in using any material and, where conditions of use are not under our control, we must necessarily disclaim all liability with respect to the use of any material supplied by us.

©Copyright 2010 Fibre Glast Developments Corporation

Fibre Glast Developments Corporation
386 Carr Drive
Brookville, Ohio 45308
Phone - 800.214.8579
Fax - 857.833.8566
www.fibreglast.com



PDCI-FDS-00085-C-08/10-CG

Page 1 of 1

ANEXO B. CARACTERÍSTICAS DE LA RESINA



EPOLAM 2015 RESIN

EPOLAM 2014 - 2015 – 2016 HARDENERS
LAMINATING EPOXY RESIN
Tg 80 - 90°C

DESCRIPTION

Production of composite structures by wet lay-up methods. Vacuum and low pressure injection and by filament winding. Good behaviour for wood impregnation.

PROPERTIES

- Low viscosity
- Good mechanical properties
- Good behaviour in moist environment
- Compatible hardeners
- Approved by Lloyd's Register for shipbuilding

PHYSICAL PROPERTIES					
RESIN		EPOLAM 2015	-	-	-
HARDENER			EPOLAM 2014	EPOLAM 2015	EPOLAM 2016
Mix ratio by weight		100	32	32	32
Mix ratio by volume at 25°C		100	38	38	38
Aspect		liquid	liquid	liquid	liquid
Colour		light amber	light amber	colourless	light amber
Viscosity at 25°C(mPa.s)	BROOKFIELD LVT	1,550	70	70	30
Density at 25°C	ISO 1675 : 1985	1.15	0.96	0.95	0.98
Viscosity at 25°C	BROOKFIELD LVT	mPa.s	650	550	450
Specific gravity at 25°C	ISO 2781 : 1996		1.12	1.08	1.14
Pot life at 25°C on 500g		min	60	140	400
Gelation time at 23°C on laminate (5 plies / glass fabric 290 g/m ²)	LT 051 : 1998	hr	2.5	6	8
Demolding time at 23°C on laminate (5 plies / glass fabric 290 g/m ²)		hr	18	24	48

PROCESSING CONDITIONS

To obtain the desired temperature resistance and the optimal mechanical properties it is necessary to make a post-treatment of EPOLAM 2015 system. The thermal treatment takes place 24 to 48 hours after application according to the hardener. In order to avoid any distortion risks it is recommended to put the part on a frame before curing by plateau values.

Examples of curing: To obtain a Tg above 80 °C

- 24 hr 00 at 60 °C
- 12 hr 00 at 70 °C

To obtain a 90 °C Tg (HARDENERS EPOLAM 2014 and EPOLAM 2015)

- 24 hr 00 at 80 °C

Working at 20°C minimum ensures a very good start of curing of EPOLAM 2015/2016 system.

Page 1/2- 18 September 2006-a

AXSON France
BP 40444
95005 Cergy Cedex
FRANCE
Tel (+33) 1 34 40 34 60
Fax (+33) 1 34 21 97 87
Email axson@axson.fr

AXSON GmbH
Dietzenbach
Tel (+49) 60 74 407110

AXSON ITALIA
Saronno
Tel (+39) 02 96 70 23 36

AXSON IBERICA
Barcelona
Tel (+34) 93 225 16 20

AXSON UK
Newmarket
Tel (+44) 1638 669 062

AXSON Central Europe
Zlata Morava
Tel (+421) 376422526

AXSON MEXICO
Mexico DF
Tel (+52) 5552644922

AXSON SHANGHAI
Shanghai
Tel (+86-21) 59683037

AXSON NA USA
Eaton Rapids
Tel (+1) 517 6638191

AXSON JAPAN
Okazaki city
Tel (+81) 564 262591

AXSON MIDDLE EAST
info.middleeast@axson.com

AXSON INDIA
Pune
info.india@axson.com

AXSON KOREA
Seoul
info.korea@axson.com

MECHANICAL AND THERMAL PROPERTIES at 23 °C (1)

Resin			EPOLAM 2015		
			EPOLAM 2014	EPOLAM 2015	EPOLAM 2016
Flexural modulus	ISO 178 :2001	MPa	3,100	3,000	2,900
Flexural strength	ISO 178 :2001	MPa	120	120	110
Tensile strength	ISO 527 :1993	MPa	70	70	73
Elongation at break	ISO 527 :1993	%	5	6	7
Impact strength (CHARPY) Unnotched specimens	ISO 179/1eU :1994	kJ/m ²	40	55	43
Hardness	ISO 868 :2003	Shore D15	83	82	84
Glass transition temperature	ISO 11359 : 2002	°C	91	88	81

(1): Average values obtained on standard specimens of pure resin / Hardening 24 hr at 23 °C + 16 hr at 80 °C.

HANDLING PRECAUTIONS

Normal health and safety precautions should be observed when handling these products :

Ensure good ventilation

Wear gloves, safety glasses and waterproof clothes.

For further information, please consult the product safety data sheet.

STORAGE CONDITIONS

Use within 24 months of the manufacturing date. Expiry date indicated on the packaging.

PACKAGING

RESIN EPOLAM 2015	HARDENER EPOLAM 2014	HARDENER EPOLAM 2015	HARDENER EPOLAM 2016
5 kg	1.6 kg	1.6 kg	
20 kg	6.4 kg	6.4 kg	18 kg
220 kg	18 kg	18 kg	220 kg
1,100 kg	900 kg	200 kg	900 kg
		900 kg	

GUARANTEE

The information of our technical data sheet are based on our present knowledge and the result of tests conducted under precise conditions. It is the responsibility of the user to determine the suitability of AXSON products, under their own conditions before commencing with the proposed application. AXSON refuse any guarantee about the compatibility of a product with any particular application. AXSON disclaim all responsibility for damage from any incident which results from the use of these products. The guarantee conditions are regulated by our general sale conditions.

ANEXO C. CARACTERÍSTICAS DE LA CINTA SELLADORA

Fibre Glast Developments Corporation

800.214.8579

www.fibreglast.com

Product Data Sheet



Gray Sealant Tape

Part # - 581

Leak Free

This tape will seal the bag to aluminum, steel, fiberglass, nickel, and graphite tool surfaces yet strips easily after cure. Use to plug leaks and tears in the bag that can develop during cure. Maximum service temperature is 400 degrees F. 1/2" wide, 1/8" thick, and 25' per roll.

Description

#581 is a gray colored compound developed for use in composite and metal bond fabrication. RS 200 provides maximum bag sealing security on aluminum, steel, fiberglass, nickel and graphite tool surfaces. The cure temperature limit is 400°F (205°C).

Application

#581 is an excellent product for bag sealing epoxies, polyesters, phenolics, and other adhesives and prepregs at temperatures ranging from 180°F to 400°F. RS 200 strips easily and cleanly from the tool surfaces after cure.

PHYSICAL PROPERTIES	
Color	Gray
Solids content	100%

Information present herein has been compiled from sources considered to be dependable and is accurate and reliable to the best of our knowledge and belief but is not guaranteed to be so. Nothing herein is to be construed as recommending any practice or any product violation of any patent or in violation of any law or regulation. It is the user's responsibility to determine for himself the suitability of any material for a specific purpose and to adopt such safety precautions as may be necessary. We make no warranty as to the results to be obtained in using any material and, since conditions of use are not under our control, we must necessarily disclaim all liability with respect to the use of any material supplied by us.
©Copyright 2010 Fibre Glast Developments Corporation

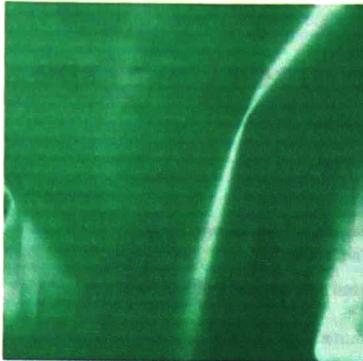
Fibre Glast Developments Corporation
386 Carr Drive
Brookville, Ohio 45308
Phone - 800.214.8579
Fax - 837.833.8555
www.fibreglast.com



PDC7-PDS-00192-B-1010-0A

Page 1 of 1

ANEXO D. CARACTERÍSTICAS DE LA BOLSA DE VACÍO.



Stretchlon 200 Bagging Film

Part # - 1578

60" Wide, Stretches to compress every area of the mold

This high elongation bagging film is rated for temperatures up to 250°F and can stretch to 500% of its original length. Unlike traditional bagging film, Stretchlon can be fitted over complex shapes without pleats or rabbit ears as it stretches to conform to nearly every shape. This material can conform to autoclave pressures. Compatible with epoxy resin only. Stretchlon® is a registered trademark of Airtech International.

Product Properties		ASTM
Elongation at Break %	500	D662
Tensile Strength psi N/mm ²	8,000 55	D662
Max. recommended use temperature ₁₉	250° F 121° C	
Chemical materials to avoid:	See Note (2)	
Density g/cm ³	1.10	D792
Yield in ² /lb/mil m ² /kg/25µm	26,600 30.8	
Color	Green	
Shelf Life	Indefinite	

NOTES:

(1) Maximum recommended use temperature is dependent upon the duration at maximum temperature and is process specific. Airtech recommends testing prior to use.

(2) Stretchlon 200 is recommended for phenolic and epoxy resins. Stretchlon 200 are not recommended for BMI, Polyester, or Vinyl ester resins.

Information present herein has been compiled from sources considered to be dependable and is accurate and reliable to the best of our knowledge and belief but is not guaranteed to be so. Nothing herein is to be construed as recommending any practice or any product violation of any patent or in violation of any law or regulation. It is the user's responsibility to determine for himself the suitability of any material for a specific purpose and to adopt such safety precautions as may be necessary. We make no warranty as to the results to be obtained in using any material and, since conditions of use are not under our control, we must necessarily disclaim all liability with respect to the use of any material supplied by us.

©Copyright 2010 Fibre Glast Developments Corporation

Fibre Glast Developments Corporation
386 Carr Drive
Brookville, Ohio 45309
Phone - 800.214.8579
Fax - 937.833.8555
www.fibreglast.com



PDCT-PDS-00311-8-10/10-CG

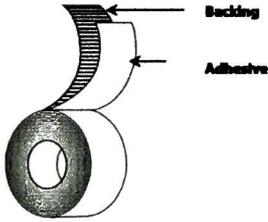
ANEXO E. CARACTERÍSTICAS DE LA CINTA DE ALTA TEMPERATURA

Nashua[®]
TAPE PRODUCTS

398

protech 

Professional Grade Duct Tape



- Backing:** PE Coated Cloth
- Adhesive:** Rubber
- Liner:** N/A
- Colors:** Silver, Black, White, Blue, Brown, Green OD, Red, Tan, Yellow
- Specifications:** Tested in accordance with UL 723.
- Standard Sizes:** 48mm x 55m, 72mm x 55m

Applications

- Hanging and patching polyethylene sheeting.
- Duct sealing and HVAC contractor uses.
- Maintenance applications in manufacturing environments.
- Sealing polyethylene waste disposal bags.
- Color Coding.
- General repair.
- Bundling, patching, and mending.

Features

- PE-Coated Cloth Backing
- Natural rubber based adhesive
- Low VOC Content

Benefits

- Excellent balance of tensile strength and tearability.
- Aggressive adhesion to rough surfaces.
- Superior holding power for hanging applications.
- Can contribute toward satisfying EQ Credit 4.1 (Low Emitting Materials) under LEED®.

Physical Properties

	Standard UOM	Metric UOM	Test Method
Total Thickness	11 mils	279.4 mic	ASTM D-1000
Adhesion to Steel	47 oz/in	5.14 N/cm	PSTC-101
Tensile Strength	27 lb/in	47.28 N/cm	ASTM D-1000
Operating Temperature	40-200°F	4-93°C	
VOC Content	<1 g/L		

Recommended Storage Conditions: 40-60% Humidity, 60°F-80°F
Standard Shelf Life (at 25C): 24 months from date of manufacture.

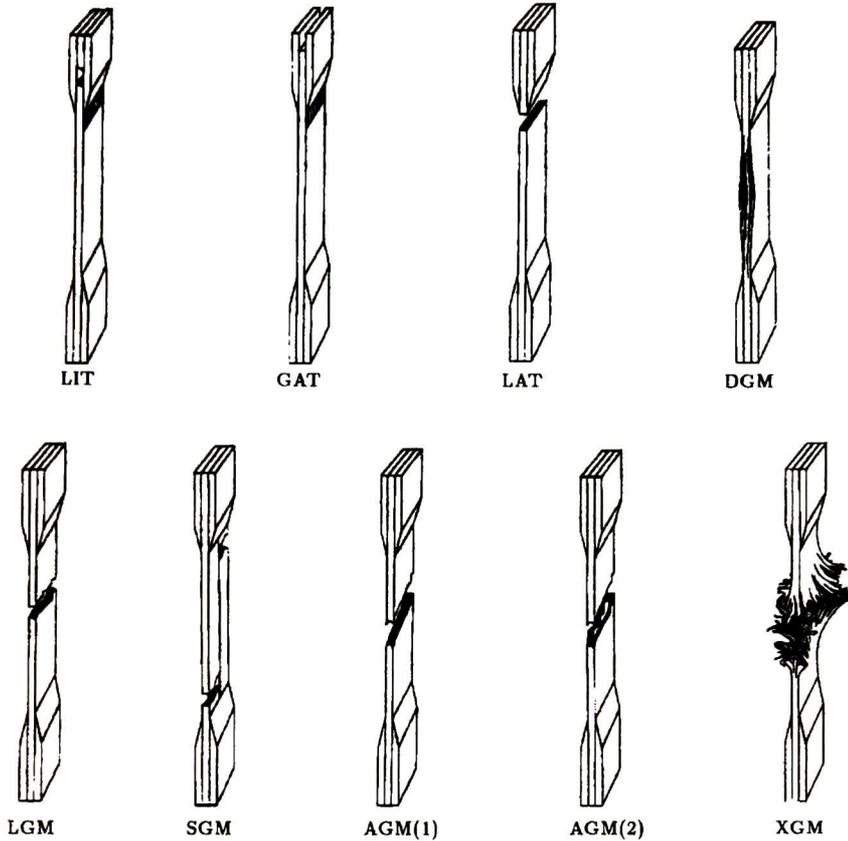
The information presented herein was prepared at BERRY PLASTICS CORPORATION (25 Forge Pkwy Franklin, MA 02038) by qualified technical personnel. To Berry Plastics' knowledge it is true and accurate. However, the information and recommendations are furnished for these products with the understanding that the purchaser or user, as the case may be, will independently determine that the product is suitable for the intended use, and that such use complies with all applicable federal, state and local laws and regulations. The data are submitted only for the user's information and consideration, and do not constitute a warranty of any kind (including but not limited to a warranty of merchantability or of fitness for a particular purpose), or a representation for which BERRY PLASTICS assumes any legal responsibility.

BERRY
PLASTICS
CORPORATION
LEADERSHIP BY DESIGN

25 Forge Pkwy Franklin, MA 02038
1-800-343-7875 Fax 1-800-328-4822
www.berryplastics.com

Nijverheidsstraat 10
2260 Oevel (Westerlo) Belgium
32-014-722500 Fax 32-014-722570
9/1/2010

ANEXO F. FALLAS TÍPICAS EN MATERIALES COMPUESTOS CON MATRIZ POLIMÉRICA. ⁽⁴⁵⁾



First Character	
Failure Type	Code
Angled	A
edge Delamination	D
Grip/tab	G
Lateral	L
Multi-mode	M(xys)
long. Splitting	S
eXplosive	X
Other	O

Second Character	
Failure Area	Code
Inside grip/tab	I
At grip/tab	A
<1W from grip/tab	W
Gage	G
Multiple areas	M
Various	V
Unknown	U

Third Character	
Failure Location	Code
Bottom	B
Top	T
Left	L
Right	R
Middle	M
Various	V
Unknown	U

FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

ANEXO G. ESPECIFICACIONES DE LA RAMPA DE CALENTAMIENTO.

CYTEC Industries



Home
About Cytec
Businesses
Industries
Products
Innovations
Careers
Investor Relations

Cytec Engineered Materials
Overview
Product Information
Selector Guides

CYCOM® 5320 Toughened Epoxy for Structural Applications

Out-of-Autoclave Manufacturing

Click [here](#) to view the datasheet (Adobe Acrobat file).

CYCOM® 5320 is Cytec Engineered Materials' newest toughened epoxy resin prepreg system. Designed specifically for out-of-autoclave (OOA) manufacturing, CYCOM 5320 provides autoclave-type material performance with the benefit of lower processing costs and manufacturing flexibility. This material allows for the design of large primary structures, without the autoclave costs and size limitations.

The low temperature curing capability of CYCOM 5320, coupled with the cost benefits, makes it ideal for many structural aerospace applications. Low cost tooling and OOA curing offers the distinct advantage of using one material for both prototype and high-rate production.

CYCOM 5320 offers the mechanical performance equivalent to 350°F/180°C autoclave-cured, toughened epoxy prepreg systems. With CYCOM 5320, you have the flexibility to vary the cure cycle from 200°F/8hr to 250°F/2hr (followed by a 350°F two-hour post cure). This flexibility provides a broad processing window with maximized mechanical properties. As CYCOM 5320 can be vacuum bag cured to produce autoclave-quality components, the non-recurring costs reduction offers a tangible financial benefit.

Features and benefits

- Developed for primary structures
- No autoclave required for cure
- Excellent hot/wet properties
- Mechanical properties equivalent to autoclave-cured toughened epoxy systems
- Very low void content
- Suitable for producing complex parts
- Enables low cost tooling
- Flexible cure cycles
- Mechanical properties equivalent to standard 350°F/177°C, autoclave cured epoxy after freestanding post cure

Flexible cure cycle capabilities CYCOM 5320:

	200°F (93°C)	250°F (121°C)	350°F (177°C)
Ramp Rate:	1-5 °F/minute (0.6 – 2.8 °C/minute)	1-5 °F/minute (0.6 – 2.8 °C/minute)	1-5 °F/minute (0.6 – 2.8 °C/minute)
Cure Temp:	200 ±10°F (93 ± 6°C)	250 ±10°F (121 ± 6°C)	250 ±10°F / 350 ±10°F (121 ± 6°C / 177 ± 6°C)
Cure Time:	8 hours (1)	2 hours	1 hour / 2 hours
Free-standing Post Cure:	2 hours at 350°F (177 °C)	2 hours at 350°F (177 °C)	N/A (2)

Notes

<http://www.cytec.com/engineered-materials/Products/CYCOM%205320.htm>[04 10 2011 11:52:38 p.m.]

ANEXO H. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE ARAMIDA.

L-730

Woven Aramid Adhesive Prepreg



851 W. 18th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax: (949) 631-6190
www.jdlincoln.com

Product Data Sheet

Revised 4/21/09

Description

L-730 is a 250°F (135°C) curing, high peel strength, flame retardant, epoxy prepreg available on aramid fabrics such as 281 style or other styles as requested. L-730 is intended to be used as a single ply or multiple ply skin for aramid/phenolic honeycomb or PVC foam core sandwich panels.

Advantages of L-730

- ❖ No adhesive is required because of the high peel strength and high toughness of the L-730 resin matrix. L-730 can be bonded directly to a variety of core materials.
- ❖ Easy processing is another major advantage. L-730 can be cured with vacuum bag, press, or autoclave type cures from 90 minutes at 235°F (110°C) or in just 40 minutes at 275°F (135°C) with contact pressure. 235°F (110°C) cure temperatures are recommended for urethane or PVC core.
- ❖ L-730 is an excellent laminating prepreg when high impact strength and high toughness are required.

Physical Properties on 281 Style Aramid Fabric

- *Standard Weight:* 0.070 lbs/ft² (342 g/m²)
- *Standard Resin Content:* 50-55% by weight
- *Volatile Content:* Less than 2.0%
- *Standard Tack:* Medium
- *Cured Ply Thickness:* 0.010" (0.254 mm)
- *Other Weights, Resin Contents, and Fabrics are Available.*

Flammability

- *Self Extinguishing per FAR part 25.853*

Availability

- *Up to 60" width in rolls up to 60 yards long (152 cm x 55 m)*

Shelf Life

- *6 months at 40°F (4°C) or below*
- *14 days at Room Temperature (70°F or 21°C)*

Cure Cycle

- *60 minutes at 250-275°F (121-135°C)*



851 W. 18th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax: (949) 631-6190
www.jdlincoln.com

L-730

Sandwich Properties*

Core: 1/8" cell - 3.0 lb/ft³ (6.35 mm cell – 48 kg/m³) aramid phenolic honeycomb

Facings: 2 plies L-730-281K each side

- RT Flatwise Tensile Strength: 350 PSI (2.4 MPa)
- RT Sandwich Peel Strength: 75 in lb/in (333 Nm/m)

- ❖ *Sandwich peel strength varies with orientation of fibers directly against the core and test direction.
- ❖ Fibers laid up parallel with the test direction produce minimum strengths.
- ❖ Fibers laid up perpendicular to the test direction produce maximum strengths.

Mechanical Data

Property	Laminate Properties								Test Method
	281K		285K		220K		4560 UD		
	KSI	MPa	KSI	MPa	KSI	MPa	KSI	MPa	
Tensile Strength Room Temperature (RT)	83	572	75	517	71	490	165	1138	ASTM D638
Tensile Modulus Room Temperature (RT)	5.4x10 ³	37x10 ³	3.8x10 ³	26x10 ³	4.4x10 ³	30x10 ³	8.5x10 ³	59x10 ³	ASTM D638
Compressive Strength RT, 70°F, 50% RH	27	186	25	172	25	172	34	234	ASTM D695
RT, 170°F, 98% RH	23	159					30	207	
RT, Hydraulic Fluid	19	131					33	228	
Flexural Strength RT, 70°F, 50% RH	63	434	58	400	46	317	78	538	ASTM D790
RT, 170°F, 98% RH	46	317					68	469	
RT, Hydraulic Fluid	46	317					77	531	
Flexural Modulus RT, 70°F, 50% RH	3.4x10 ³	23x10 ³	2.6x10 ³	18x10 ³	2.7x10 ³	19x10 ³	6.3x10 ³	43x10 ³	ASTM D790
RT, 170°F, 98% RH	3.4x10 ³	23x10 ³					3.1x10 ³	21x10 ³	
RT, Hydraulic Fluid	2.9x10 ³	20x10 ³					5.8x10 ³	40x10 ³	
Interlaminar Shear Strength RT, 70°F, 50% RH	6.1	42	6.0	41	5.8	40	12.2	84	ASTM D2344
RT, 170°F, 98% RH	3.4	23					8.8	61	
RT, Hydraulic Fluid	4.5	31	-	-	-	-	11.5	79	

NOTICE:

Product data and parameters cited in this publication have been obtained in J.D. Lincoln, Inc. laboratories using the materials under carefully controlled conditions. The information, therefore, is believed to be accurate and correctly stated. Data of this type may be considered to be indicative of representative properties obtainable. J.D. Lincoln, Inc. cannot accept responsibility for the misapplication of these products, nor for their use under uncontrolled conditions. Numerical values resulting from the application of this material are dependant on processing details. It is recommended that the user develop his or her own application techniques and generate data consistent with his or her specific application and process.



851 W 18th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax (949) 631-6190
www.jdlincoln.com

L-730

ANEXO I. CARACTERÍSTICAS DEL PRE-IMPREGNADO DE VIDRIO.

L-530 Solution Coated Epoxy Prepreg



851 W. 18th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax: (949) 631-6190
www.jdlincoln.com

Product Data Sheet

Revised: 4/22/09

Description

L-530 is a solution coated epoxy prepreg which has been modified to increased flame resistance, and is available on fiberglass fabrics such as 7781 or other styles as requested.

Advantages of L-530

- ❖ Formulated to provide both superior laminating properties and flame resistance.
- ❖ Can be used for sandwich panels without adhesive film because of outstanding peel strength on most core materials.
- ❖ Meets the challenge of impact damage while forming a sturdy base for decorative Tedlar facings.

Physical Properties on 7781 Glass Fabric

- **Standard Weight:** 0.100 lbs/ft² (488 g/m²)
- **Standard Resin Content:** 38% by weight
- **Volatile Content:** 2% by weight
- **Standard Tack:** Medium
- **Cured Ply Thickness:** 0.010" (0.254 mm)

Flammability

- *Self Extinguishing per FAR part 25.853*

Availability

- *Up to 60" width in rolls up to 100 yards long (152 cm x 91 m)*

Shelf Life

- *6 months at 40°F (4°C) or below*
- *21 days at Room Temperature (70°F or 21°C)*

Cure Cycle

- *60 minutes at 250-275°F (121-135°C)*



851 W. 18th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax: (949) 631-6190
www.jdlincoln.com

L-530

Sandwich Properties*

Core: Aramid Phenolic, 3 lbs/ft³, 1/8" cell (16 kg/m³, 3.175 mm)

Facings: 1 ply L-530-7781 each side

- RT Flatwise Tensile Strength: Core Failure
- RT Sandwich Peel Strength: 15 in lb/in (67 Nm/m)

- ❖ *Sandwich peel strength varies with orientation of fibers directly against the core and test direction.
- ❖ Fibers laid up parallel with the test direction produce minimum strengths.
- ❖ Fibers laid up perpendicular to the test direction produce maximum strengths.

Mechanical Data

Property	Vacuum Pressure	Test Method
Ultimate Tensile Strength		
Room Temperature (RT)	61 KSI (421 MPa)	ASTM D638
160°F (71°C)	45 KSI (310 MPa)	ASTM D638
RT after 1 Hour Water Boil	57 KSI (393 MPa)	ASTM D638
Tensile Modulus		
Room Temperature (RT)	3.5 MSI (24 GPa)	ASTM D638
160°F (71°C)	3.5 MSI (24 GPa)	ASTM D638
RT (Wet)	3.5 MSI (24 GPa)	ASTM D638
Ultimate Compression Strength		
Room Temperature (RT)	68 KSI (469 MPa)	ASTM D695
RT after 1 Hour Water Boil	56 KSI (386 MPa)	ASTM D695
Compression Modulus		
Room Temperature (RT)	3.5 MSI (24 GPa)	ASTM D695
RT (Wet)	3.4 MSI (23 GPa)	ASTM D695
Ultimate Flexural Strength		
Room Temperature (RT)	96 KSI (662 MPa)	ASTM D790
160°F (71°C) after 30 Minute Soak @ 160°F	74 KSI (510 MPa)	ASTM D790
RT after 1 Hour Water Boil	80 KSI (552 MPa)	ASTM D790
RT after 30 day Hydraulic Fluid Soak	78 KSI (538 MPa)	ASTM D790
RT after 30 day JP-4 Fuel Soak	78 KSI (538 MPa)	ASTM D790
Flexural Modulus		
Room Temperature (RT)	3.6 MSI (25 GPa)	ASTM D790
160°F (71°C)	3.5 MSI (24 GPa)	ASTM D790

NOTICE:

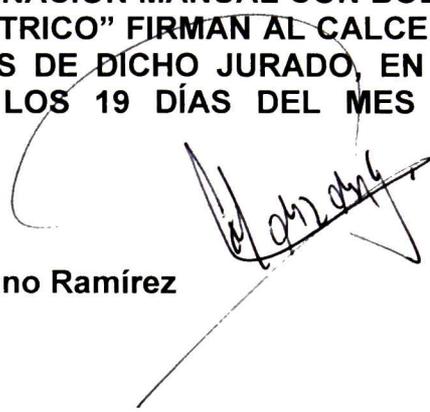
Product data and parameters cited in this publication have been obtained in J.D. Lincoln, Inc. laboratories using the materials under carefully controlled conditions. The information, therefore, is believed to be accurate and correctly stated. Data of this type may be considered to be indicative of representative properties obtainable. J.D. Lincoln, Inc. cannot accept responsibility for the misapplication of these products, nor for their use under uncontrolled conditions. Numerical values resulting from the application of this material are dependant on processing details. It is recommended that the user develop his or her own application techniques and generate data consistent with his or her specific application and process.



851 W. 16th Street
Costa Mesa, CA 92627
(949) 650-8106 Fax: (949) 631-6190

L-530

EL JURADO DESIGNADO POR LA UNIDAD QUERÉTARO DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS AVANZADOS DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL, APROBÓ LA TESIS DE MAESTRÍA DE LA C. MÓNICA ARACELI OLEA AMEZCUA TITULADA: "PRODUCCIÓN Y CARACTERIZACIÓN MECÁNICA DE LAMINADOS HÍBRIDOS OBTENIDOS POR EL MÉTODO DE LAMINACIÓN MANUAL CON BOLSA DE VACÍO CURADOS EN HORNO ELÉCTRICO" FIRMAN AL CALCE DE COMÚN ACUERDO LOS INTEGRANTES DE DICHO JURADO, EN LA CIUDAD DE QUERÉTARO, QRO., A LOS 19 DÍAS DEL MES DE OCTUBRE DE 2012



Dr. Alejandro Manzano Ramírez



Dra. Rebeca Castanedo Pérez



Dr. Gerardo Torres Delgado



Dr. Rufino Nava Mendoza



Dr. Yurii Vorobiov



CINVESTAV - IPN
Biblioteca Central



SSIT0011450