



CIENCIA Y TECNOLOGÍA

POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA

POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA

**“EVALUACIÓN DE LA TENACIDAD DINÁMICA A LA FRACTURA DE
MATERIALES LAMINADOS FIBRA-METAL”**

TESIS

QUE PARA OBTENER EL GRADO ACADÉMICO DE

MAESTRA EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA

EN LA ESPECIALIDAD DE

DISEÑO Y DESARROLLO DE SISTEMAS MECÁNICOS

PRESENTA

ING. PERLA ITZEL ALCÁNTARA LLANAS



Santiago de Querétaro, Qro., Agosto del 2016

AGRADECIMIENTOS

A mi Madre, Rosa María Llanas Uribe, por ser mi más grande pilar en la vida, mi amiga y mi guía en todo momento, por ser la mujer maravillosa que con todo su amor me ha enseñado la vida, y me anima a continuar cuando el camino parece complicado.

A mi Padre, José Antonio Alcántara Cano, por su cariño, su ejemplo y su impulso para lograr metas cada vez más altas, y seguir aprendiendo cada día.

A Rubí, Ivonne Tatiana y Xóchitl, que han sido mis amigas y compañeras de vida, por su apoyo, sus cuidados, su ejemplo y su amistad.

A Martín Alejandro, por su aliento para seguir y concluir este proyecto, por escuchar mis presentaciones, por ser siempre un gran apoyo y ayudarme a confiar en mis capacidades, pero sobre todo, por su gran paciencia y cariño.

A mi madrina, mis primos y mis tíos, quienes siempre me han enseñado con su ejemplo, que me quieren y me apoyan a pesar de la distancia, y que desde donde quiera que se encuentren me dan su cariño incondicional.

A todos mis amigos, por compartirme de sus alegrías, tristezas, risas, talento, consejos, noches de desvelo y por todo su cariño y amistad.

A mis tutores académicos, el Dr. Ulises Sánchez y al Dr. Carlos Rubio por brindarme la oportunidad de realizar este proyecto y guiarme con sus conocimientos y experiencia.

Al Dr. Jesús Martínez y al Dr. Omar Jiménez, quienes además de ser grandes compañeros y guías en mi formación, han apoyado invaluablemente este proyecto, compartiéndome su conocimiento y asesoría.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología CONACYT, y al Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial CIDESI, en especial al Laboratorio de Materiales Compuestos, al Departamento de Posgrado, a mis compañeros de la Dirección de MEMS y a mis profesores, por todo el apoyo y contribución a esta investigación.

¡A todos, muchísimas gracias!

RESUMEN

Los Laminados Fibra-Metal (LFM) son materiales compuestos estructurales que han sido desarrollados, en los últimos años, principalmente para aplicaciones en la industria aeronáutica. Por el tipo de aplicación, se requiere que estos materiales cuenten con propiedades mecánicas excepcionales, tales como la resistencia a la fatiga o la tenacidad a la fractura, sin embargo, estas propiedades no han sido exploradas a fondo y se requiere profundizar en su estudio.

En este trabajo se presenta la manufactura de un material laminado de fibras de carbono embebidas en resina epoxi, con láminas intercaladas de una aleación de aluminio 2024-T3, mediante apilado manual y curado en bolsa de vacío y autoclave. Además, este trabajo incluye la caracterización mecánica de los laminados para obtener la tenacidad cuasiestática a la fractura, K_{Ic} .

De igual manera, se realizaron pruebas dinámicas de impacto del material LFM en un dispositivo de Barras de Hopkinson, con el fin de obtener los valores dinámicos de tenacidad a la fractura, K_{ID} , en especímenes previamente agrietados. Los datos registrados en la experimentación dinámica recibieron un tratamiento para obtener los historiales de carga aplicados a cada probeta. Posteriormente se realizó un análisis de elemento finito, en el software de ANSYS, para examinar el comportamiento dinámico de los especímenes de LFM. En dicha simulación se utilizaron los historiales de carga como datos de entrada, y se pudieron obtener los valores de la tenacidad dinámica a la fractura, a través de dos métodos, con base en los esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta, y mediante los desplazamientos de la apertura de la punta de la grieta (CTOD). En el modelado, se consideró al laminado fibra-metal como un material transversalmente isotrópico.

Palabras clave: Laminados Fibra-Metal (LFM), Tenacidad cuasiestática a la fractura (K_{Ic}), Tenacidad dinámica a la fractura (K_{ID}), análisis de elemento finito.

ÍNDICE GENERAL

RESUMEN	iii
ÍNDICE DE FIGURAS	vii
ÍNDICE DE TABLAS	x
1. INTRODUCCIÓN	1
1.1 INTRODUCCIÓN	1
1.2 JUSTIFICACIÓN	3
1.3 OBJETIVOS	3
1.3.1 Objetivo general	3
1.3.2 Objetivos específicos	4
1.4 HIPÓTESIS	4
1.5 ESTADO DEL ARTE	4
1.6 ORGANIZACIÓN DE LA TESIS	9
2 ASPECTOS TEÓRICOS	11
2.1 MATERIALES COMPUESTOS	11
2.1.1 Materiales compuestos en la industria aeronáutica	12
2.2 ALEACIONES DE ALUMINIO	15
2.3 LAMINADOS FIBRA METAL	17
2.3.1 Fabricación de materiales compuestos mediante autoclave y bolsa de vacío	20
2.3.2 Laminados de aluminio reforzados con fibras de aramidas	21
2.3.3 Laminados de aluminio reforzados con fibras de vidrio	23
2.3.4 Laminados de aluminio reforzados con fibras de carbono	24
2.3.5 Laminados de materiales compuestos tejidos	25

2.3.6	Interfase resina-metal.....	26
2.4	MECÁNICA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	28
2.4.1	Comportamiento mecánico de una lámina	31
2.4.2	Comportamiento mecánico de un laminado	35
2.5	FRACTURA DE ELEMENTOS AGRIETADOS	40
2.5.1	Tenacidad a la fractura	40
2.5.2	Fractura en materiales compuestos.....	43
2.5.3	Tenacidad dinámica a la fractura	44
3	PROCEDIMIENTOS EXPERIMENTALES.....	48
3.1	MANUFACTURA DEL MATERIAL	48
3.1.1	Materiales constituyentes	48
3.1.2	Tratamiento superficial de láminas de aleación 2024-T3.....	51
3.1.3	Apilado de capas y elaboración de bolsa de vacío.	56
3.1.4	Curado de laminados en autoclave	61
3.2	CARACTERIZACIÓN MECÁNICA CUASIESTÁTICA DE LAMINADO FIBRA METAL.....	63
3.2.1	Ensayos de tensión	64
3.3	Evaluación de la tenacidad cuasiestática a la fractura	66
3.4	PRUEBAS DINÁMICAS EN BARRAS divididas de HOPKINSON	69
3.5	ANÁLISIS POR ELEMNTO FINITO.....	72
3.5.1	Validación del modelo de Elemento Finito	72
3.5.2	Simulación dinámica de laminado fibra metal.....	74
4	RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	78
4.1	Obtención de constantes elásticas.....	78
4.2	Tenacidad cuasiestática a la fractura.....	80

4.3	Análisis de Elemento Finito	83
4.3.1	Validación del modelo de elemento finito.....	83
4.3.2	Simulación para obtención de tenacidad estática	85
4.3.3	Obtención de evolución del Factor de Intensidad de Esfuerzos.....	87
4.3.4	Tenacidad dinámica a la fractura de LFM	91
5	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	95
5.1	Conclusiones.....	95
5.2	Trabajos futuros.....	96
6	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	98
	APÉNDICE	103
A.1	Selección de galgas extensiométricas	103
A.2	CONFIGURACIÓN DE OSCILOSCOPIO	103
A.3	CONFIGURACIÓN DE amplificador de señal	103

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 Resistencia a la tensión del material compuesto y sus componentes por separado [23].....	11
Figura 2.2 Configuración de fibras continuas [23].	12
Figura 2.3 Fibras discontinuas[23].	12
Figura 2.4 Comparación de resistencias específicas y módulos específicos de varios metales, polímeros y fibras [24].	13
Figura 2.5 Materiales constituyentes del avión Boeing 787 [26].	14
Figura 2.6 Dominio de las aleaciones de aluminio en la industria aeronáutica [25].	16
Figura 2.7 Ejemplo de un laminado Fibra-Metal.....	17
Figura 2.8 Clasificación de los LFM en base a sus capas metálicas [5].	18
Figura 2.9. Configuración de bolsa de vacío [28].	21
Figura 2.10. Autoclave [28].	21
Figura 2.11 Representación esquemática de un laminado fibra metal tipo ARALL 2 [5].	22
Figura 2.12 Esquema de laminado GLARE con capas de material compuesto en dos direcciones [6].....	23
Figura 2.13 Esquema de laminado de aluminio reforzado con fibras de carbono y de vidrio.....	24
Figura 2.14 Esquema de la fibra de carbono en tejido plano (plain weave) [30].	26
Figura 2.15 Deformación de bloques ortótropos y anisótropos bajo cargas de tensión uniaxial [32].....	29
Figura 2.16 Esquema de los distintos niveles de análisis de una material compuesto laminado [33].....	30
Figura 2.17 Sistema de coordenadas y numeración de capas usado para una placa laminada [35].	36
Figura 2.18 Variación de esfuerzos y deformaciones a través del espesor del laminado [33].	38
Figura 2.19 Representación gráfica del CTOD (δ) [38].	42

Figura 2.20 Diagrama de flujo que distingue entre las condiciones de esfuerzo plano y deformación plana, para la toma de decisión del tipo de enfoque es necesario [38].	43
Figura 2.21 Esquema de las barras de Hopkinson en su configuración de flexión en tres puntos [40].	45
Figura 2.22 Metodología para obtener la tenacidad a la fractura.	47
Figura 3.1 Tejido <i>plain weave</i> . 1 - celda unitaria [10].	49
Figura 3.2 Lámina de aleación de aluminio 2024 -T3.	50
Figura 3.3 Dimensiones y orientación de láminas recortadas de aluminio 2024 -T3.	53
Figura 3.4 a) Sulfato férrico ($\text{Fe}_2(\text{SO}_4)_3 \cdot n\text{H}_2\text{O}$), y solución de ataque P2 (b).	54
Figura 3.5 Lámina de aluminio 2024-T3 sumergida en reactivo de ataque químico P2.	55
Figura 3.6 Prueba de rompimiento de gota en lámina de aluminio 2024-T3.	56
Figura 3.7 Cuarto limpio para preparación de laminados de materiales compuestos.	57
Figura 3.8 Detalle de elaboración de bolsa de vacío.	57
Figura 3.9 Dimensiones y orientación de capas de prepreg de fibra de carbono.	59
Figura 3.10 Derecha: placa base con teflón sólido y guía adherida. Izquierda: capas de prepreg de fibra de carbono/epoxi con láminas de aluminio apiladas sobre placa base.	60
Figura 3.11 Telas y películas poliméricas sobre laminado fibra metal.	60
Figura 3.12 Colocación de termopar y cinta selladora alrededor de la placa base.	61
Figura 3.13 Bolsa sellada con aplicación de vacío.	61
Figura 3.14 Autoclave ASC, modelo Econoclave 2x4 ft.	62
Figura 3.15 Ciclo de curado utilizado en laminados fibra metal.	63
Figura 3.16 Cortadora semiautomática.	65
Figura 3.17 Geometría del espécimen para ensayos de tensión.	65
Figura 3.18 Máquina universal MTS® modelo 647.	65
Figura 3.19 Dimensiones de probetas tipo SENB para pruebas de tenacidad.	66
Figura 3.20 Máquina Instron 8872 del Laboratorio de Materiales Compuestos.	67
Figura 3.21 Arreglo de accesorios y probeta SENB para ensayo de tenacidad cuasiestática.	67
Figura 3.22 Probeta tipo SENB con nomenclatura usada por la norma ASTM E399.	68

Figura 3.23 Barras divididas de Hopkinson de CIDESI.	69
Figura 3.24 Arreglo de barras de Hopkinson con probeta tipo SENB.	70
Figura 3.25 Localización de galgas extensométricas en barras de Hopkinson.	71
Figura 3.26 Colocación de galga extensométrica en espécimen tipo SENB.	71
Figura 3.27 Señales de salida de las galgas extensométricas colocadas en las barras de Hopkinson y espécimen.	72
Figura 3.28 Izquierda: mallado con singularidad (keypoint concentrado). Derecha: detalle punta de grieta.	73
Figura 3.29 Izquierda: mallado con dimensiones reales de grieta. Derecha: detalle punta de grieta.	73
Figura 3.30 Fractura en Modo I (apertura).	74
Figura 4.1 Diagrama Carga vs Extensión para direcciones principales de laminado fibra metal. .	78
Figura 4.2 Diagrama Carga vs Desplazamiento de las pruebas cuaasiestáticas.	81
Figura 4.3 Determinación de C y P_Q [49].	82
Figura 4.4 Perfil de esfuerzos frente a la punta de grieta.	84
Figura 4.5 Esfuerzos obtenidos en la simulación con elementos tipo <i>shell</i>	86
Figura 4.6 Modelo tridimensional de LFM con láminas de aluminio (azul) y capas de fibra de carbono (morado).	86
Figura 4.7 Perfil de esfuerzos frente a la punta de la grieta, en un modelo tridimensional.	87
Figura 4.8 Zona plástica y campo K aplicable a LEFM [38].	88
Figura 4.9 a) Deformaciones incidente, reflejada y total de la barra incidente. b) Carga de la barra incidente aplicada a espécimen en prueba de impacto.	89
Figura 4.10 Esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta.	90
Figura 4.11 Evolución del K_I en función del tiempo del espécimen 20.	91
Figura 4.12 Señal de galga extensiométrica situada en probeta.	92
Figura 4.13 Valores de K_{ID} en función de la velocidad de disparo.	92

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1 Comparación de propiedades de varios materiales compuestos (unidireccionales) y aleaciones usados en aplicaciones aeronáuticas[27].....	15
Tabla 2.2 Ventajas de los Laminados Fibra Metal [5].	19
Tabla 2.3 Propiedades mecánicas de laminados CARALL, reforzados con fibras de carbono unidireccionales sin tratamiento.	25
Tabla 2.4 Tratamientos para modificar superficies metálicas [5], [31].....	28
Tabla 3.1 Propiedades de prepeg DA-4518 [41].	49
Tabla 3.2 Resultados del análisis por el método de chispa de la aleación 2024-T3.	51
Tabla 3.3 Constantes elásticas de material compuesto (fibra de carbono/epoxi) de tejido plano DA-4518 [47].	64
Tabla 3.4 Constantes elásticas de láminas de aleación 2024-T3 simple [47].....	64
Tabla 3.5 Constantes elásticas del Laminado Fibra Metal.	75
Tabla 4.1 Propiedades mecánicas de los laminados Fibra-Metal, y de sus componentes por separado.	79
Tabla 4.2 Resultados de los experimentos de tenacidad cuasiestática.	82
Tabla 4.3 Valores de K_{Ic} para el aluminio 2024-T3, (MPaVm).....	84
Tabla 4.4 Posiciones de nodos para cálculo de evolución de esfuerzos.	89
Tabla 4.5 Valores de K_{ID} obtenidos por esfuerzos nodales y CTOD.	93

1. INTRODUCCIÓN

1.1 INTRODUCCIÓN

Durante las últimas décadas la industria del transporte, en especial la industria aeronáutica, ha implementado y extendido el uso de materiales compuestos debido a que estos tienen propiedades excepcionales, tales como su alta resistencia mecánica combinada con su bajo peso en comparación con las aleaciones metálicas, lo que convierte a estos materiales en una opción tecnológica de vanguardia, y al mismo tiempo se optimiza el uso de combustibles, lo cual se ve reflejado en los costos de la aerolíneas. No obstante, si se comparan los materiales compuestos con las aleaciones de aluminio, que también son ampliamente utilizadas en la industria aeronáutica, los materiales compuestos presentan ciertas desventajas, como su alta sensibilidad ante impactos, y su degradación bajo ciertas condiciones ambientales [1].

Para maximizar las ventajas de metales y materiales reforzados, y además minimizar sus desventajas, se ha desarrollado un nuevo material laminado, cuyo concepto fue propuesto en la década de los 80's, los Laminados Fibra–Metal (LFM) [2], [3]. Los LFM son definidos por Jensen et al. [4] como materiales multi-componentes que utilizan metales, fibras y resinas poliméricas como matrices. Típicamente, los LFM son preparados apilando capas alternadas de hojas de metal y prepregs de fibras embebidas en resinas, y posteriormente estas capas son consolidadas en autoclaves. Según Sinmazçelik [5], los LFM más utilizados comercialmente son: Laminados de Aramida Reforzados con Aluminio (ARALL por sus siglas en inglés), basados en fibras de aramidas y aluminio; Laminados de Vidrio Reforzados con Aluminio (GLARE por sus siglas en inglés), basados en fibras de vidrio de alta resistencia y aluminio; y Laminados de Carbono Reforzados con Aluminio (CARALL por sus siglas en inglés), basados en fibras de carbono y aluminio. Debido a la naturaleza de los materiales constituyentes y a su configuración, los LFM ofrecen varias ventajas respecto a los materiales compuestos convencionales y a las aleaciones metálicas por sí solas, tales como una mejor tolerancia al daño por impacto, mayor resistencia al crecimiento de grieta por fatiga, bajo

peso, resistencia a la corrosión, al fuego y además, propician un ahorro en tiempo y costes de manufactura, ya que al utilizar LFM, el número de partes necesarias para construir un componente es mucho menor que el número de partes que se utilizan para construir el mismo componente con aleaciones metálicas[6]. Debido a estas ventajas, los LFM se han convertido en excelentes candidatos en aplicaciones de aeronáutica, donde se requieren materiales de altas prestaciones mecánicas.

Debido a que la utilización de componentes fabricados con LFM ha ido en aumento, se ha realizado un gran número de investigaciones para tener mayor conocimiento de sus propiedades, y al mismo tiempo, incrementar o mejorar las mismas. No obstante, los estudios en materiales compuestos se han enfocado, en general, a ensayos estáticos o cuasi-estáticos, ya que con estos se cubría la necesidad de la industria de tener información para el diseño y fabricación de productos, sin embargo, con la necesidad de encontrar materiales de más alto desempeño, se ha impulsado el desarrollo e implementación de nuevos métodos de estudio de los materiales, así como ensayos alternativos, como los ensayos dinámicos que ayudan a la comprensión del comportamiento de los materiales frente en condiciones de altas velocidades de deformación.

En el presente trabajo se han caracterizado mecánicamente LFM, conformados por fibras de carbono embebidas en resina epoxi y láminas de aluminio 2024-T3, para determinar la tenacidad dinámica a la fractura, la que a grandes rasgos, es un parámetro que sirve para indicar la resistencia de un material antes de que se propague una grieta como consecuencia de un impacto a altas velocidades. Para ello, se estableció una metodología de trabajo que consistió en realizar una serie de ensayos cuasi-estáticos y dinámicos de flexión, estos últimos mediante las barras Hopkinson en su configuración de flexión en tres puntos (Three Point Bending, 3PB por sus siglas en inglés). De los ensayos dinámicos se obtuvo información del comportamiento del laminado, la cual fue tratada para ser utilizada como datos de entrada en un Análisis de Elemento Finito (FEA, por sus siglas en inglés), utilizando el software de Ansys, a través del cual se pudo determinar el valor de la tenacidad dinámica a la fractura, K_{ID} .

En la actualidad, se han realizado estudios utilizando las barras Hopkinson para analizar materiales metálicos, así como materiales compuestos de fibra/resina, sin embargo, existe una ausencia de información acerca de los materiales LFM, por lo que este trabajo ayuda a tener una mejor comprensión sobre el comportamiento dinámico de los LFM, obteniendo valores precisos del factor de intensidad de esfuerzos crítico K_{Ic} , en condiciones dinámicas, para laminados fibra metal de carbono/epoxy con láminas de aluminio 2024-T3.

1.2 JUSTIFICACIÓN

La industria del transporte, y en especial la industria aeronáutica, debe mantener muy altos estándares de calidad para custodiar la seguridad e integridad de los pasajeros, debido a que se pueden presentar situaciones, por ejemplo, de impactos de aves contra los aviones o colisionen en los vehículos automotores. Un factor clave en la seguridad de los pasajeros, es el tipo de materiales con los que se fabrican las estructuras y componentes de los vehículos, tanto terrestres como aéreos, siendo que entre mayor sea la deformación de la estructura durante una colisión, menor será la energía absorbida por el ocupante, y por lo tanto, menor será el daño [7]. Aunado a esto, las aerolíneas se ven en la necesidad de elevar sus costos como consecuencia de las reparaciones por colisiones de aves contra los aviones, las que ascienden alrededor de 12 mil millones de dólares al año [8]. Por las razones anteriores, es necesario profundizar en el estudio sobre el comportamiento dinámico de los LFM, y proponer métodos de evaluación de las propiedades mecánicas de dichos materiales ante fenómenos de impacto.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo general

Realizar una investigación de la tenacidad dinámica a la fractura de materiales laminados de fibra de carbono y láminas de aluminio 2024-T3.

1.3.2 Objetivos específicos

- Evaluar de manera experimental las propiedades mecánicas cuasi-estáticas de los laminados elaborados.
- Determinar el valor de la tenacidad dinámica a la fractura de laminados fibra-metal mediante pruebas experimentales en las barras de Hopkinson 3PB y un análisis dinámico por el Método de Elemento Finito.
- Extender la aplicabilidad de un método de caracterización dinámica de materiales monolíticos a materiales laminados.

1.4 HIPÓTESIS

Se puede predecir la tenacidad dinámica a la fractura de materiales laminados fibra-metal de fibra de carbono/epoxy con láminas de aleación 2024-T3, a partir del ensayo de este material en las barras Hopkinson en su configuración de flexión en tres puntos (3PB) y el análisis de los resultados mediante el método de elemento finito.

1.5 ESTADO DEL ARTE

El estudio y la determinación de la tenacidad a la fractura de diversos materiales, entre ellos, los materiales compuestos, ha sido analizado por diversos autores, sin embargo, el estudio ha sido enfocado principalmente a fenómenos cuasiestáticos, a pesar de la gran relevancia que tienen las condiciones dinámicas; además, existe muy poca bibliografía referente a la determinación de este parámetro en materiales Laminados Fibra Metal (LFM).

Se ha encontrado que cuando dos materiales de distinta especie se encuentran unidos en un mismo sistema, el comportamiento del material resultante, puede no predecirse de una manera sencilla a partir de modelos simples. **Harris** [9] realizó diversas experimentaciones referentes a la mecánica de la fractura con materiales compuestos de fibras de vidrio y carbono, y concluyó que a través de la utilización de la regla de las mezclas se podían obtener

mediciones precisas sobre el comportamiento de la fractura del material, independientemente de la distribución de los constituyentes. Sin embargo, estudios posteriores sugieren que no siempre se puede aplicar la regla de las mezclas. A partir de este estudio se pudo identificar el hecho de que cuando una grieta se propaga en un laminado, es forzada a viajar simultáneamente a través de dos materiales que tienen distintas tenacidades a la fractura intrínsecas, lo cual restringe el crecimiento de la grieta y modifica la resistencia aparente del material a la propagación de la grieta. Cuando una grieta es forzada a moverse con un frente común, a través de un sándwich compuesto por láminas de alta tenacidad bien unidas a láminas de baja tenacidad, el material laminado falla a un valor de desplazamiento determinado, pero la deformación en las capas más tenaces se reducirá y ocurrirá el efecto contrario en las capas menos tenaces.

Soykasap [10] realizó un análisis de las propiedades mecánicas de un material compuesto de fibra de carbono tejidas embebidas en resina epoxi, a partir de una serie de modelos micromecánicos. Estimó las propiedades mecánicas del material compuesto, de manera satisfactoria, utilizando la regla de las mezclas y mediante la aplicación de la teoría clásica de laminados. Sin embargo, encontró que cuando se utiliza directamente la teoría de laminados, se obtienen errores significativos en las propiedades de flexión, principalmente en laminados con pocas capas de fibras tejidas; ya que para laminados con dos o tres capas, la alineación de las fibras juegan un papel muy importante.

Diferentes autores han enfocado sus investigaciones a la evaluación de tenacidad de los laminados fibra metal, en términos de la integral J y el CTOD (del inglés Crack Tip Opening Displacement). **Ríos y Chomik** [11] determinaron, de manera experimental, la tenacidad a la fractura de materiales laminados de fibras de carbono en epoxi y láminas de aluminio 6061, a partir de los parámetros J y CTOD, y con probetas tipo CT (del inglés compact tensión). Sus resultados indicaron que la adaptación de técnicas de evaluación de tenacidad de la fractura elasto-plástica, fue aceptable para determinar la tenacidad J en laminados tipo CARALL. Además, se mejoró el estudio mediante la utilización de microscopía electrónica de barrido (SEM, por sus siglas en inglés), para observar la propagación de la grieta y el proceso de

delaminación y ruptura de las fibras, los que consisten en los principales mecanismos de fractura en ese tipo de materiales.

Castrodeza et al. [12] usó los parámetros J_C y δ_{5C} de un laminado fibra metal tipo ARALL[®], con fibras unidireccionales, para predecir la longitud crítica de la grieta y la resistencia residual del material. Los resultados que mostró la investigación, tuvieron una alta precisión y fueron comparados con valores experimentales, encontrados en la literatura, de paneles de ARALL[®] 2 y 3, y mostraron que todos los LFM evaluados, presentaron tenacidades a la fractura más elevadas y mayor tolerancia al daño que sus constituyentes por separado.

Por su parte, **Palombo** [13] define un criterio para correlacionar la tenacidad a la fractura expresada en términos de la integral J y el CTOD, tomando en cuenta el espesor del espécimen. El autor ensayó probetas tipo SENB (del inglés Single Edge Notch Bend) de acero al carbono, de acuerdo a la norma BS 7448 para obtener el CTOD, y a través de la correlación encontrada, se pudo determinar el valor de J. Se verificó la correlación aplicando métodos estadísticos.

Afaghi [1] estudió la mecánica de la fractura de laminados tipo ARALL en especímenes con concentradores de esfuerzos, en función de la adhesión interfacial entre el sistema fibra-resina y las láminas de aluminio, y encontró que el CTOD es menor en el sistema fibra-resina que en las láminas de aluminio, y además, demostró en que sus laminados que contenían fibras tratadas para mejorar la adhesión de estas con la resina epoxi, el crecimiento de la grieta era estable en todas las capas.

Para el estudio dinámico de los materiales y específicamente la evaluación de la tenacidad dinámica a la fractura, es común el uso de ensayos tipo Charpy, sin embargo, este tipo de pruebas no ofrece información de la energía absorbida durante el impacto en función del tiempo. **Tarpani** [14] realizó la evaluación de la tenacidad a la fractura en materiales compuestos convencionales (fibra de carbono en resina epoxi) y laminados fibra metal (titanio – grafito), utilizados en aplicaciones aeronáuticas. Realizó la experimentación en una máquina de pruebas tipo Charpy instrumentada, obteniendo las energías de iniciación y propagación de la grieta para cada material, e identificó que el material de fibra de

carbono/epoxi muestra el mejor comportamiento en términos de iniciación de la grieta, mientras que el laminado fibra metal destacó en cuanto a la tenacidad en la propagación de la grieta. De igual manera, **Gómez** [15] realizó una investigación en la que determina la energía absorbida en la fractura de una aleación de aluminio, a través de ensayos experimentales de impacto con péndulo de Charpy instrumentado y validando sus resultados mediante análisis de elemento finito.

Por otra parte, y debido a que las pruebas tipo Charpy no brindan información respecto del tiempo, se han implementado métodos experimentales alternativos para poder evaluar el comportamiento dinámico de los materiales. **García** [16] estudió el comportamiento de elementos estructurales fabricados con materiales compuestos, frente a impactos de alta velocidad y con precarga en el plano. Para determinar el comportamiento del material frente a impacto, el autor evaluó experimentalmente la velocidad residual del proyectil, el límite balístico y la extensión del área dañada, y posteriormente desarrolló un modelo basado en criterios energéticos, que fue validado con los resultados experimentales. El modelo desarrollado permitió evaluar evaluar la influencia de altos niveles de precarga.

Yokoyama [17] propuso un procedimiento para determinar la tenacidad dinámica a la fractura mediante el uso de las barras Hopkinson, utilizando una configuración de flexión en tres puntos, (Three Point Bending, 3PB por sus siglas en inglés). Dichas barras son instrumentadas con galgas extensiométricas para medir la deformación respecto al tiempo, y así conocer el instante en el que se inicia el crecimiento de la grieta en los especímenes tipo SENB (Single Edge Notch Bendindg). Los datos de velocidad y carga, que son obtenidos a través de las galgas extensiométricas, fueron introducidos a un análisis de elemento finito (FEA) para obtener la tenacidad dinámica a la fractura.

A partir de los trabajos publicados por Yokoyama, se han realizado varios estudios utilizando las barras divididas de Hopkinson para analizar la tenacidad dinámica a la fractura de diversos materiales. **Kaur** [18] utilizó dichas barras para obtener el historial de cargas y los parámetros del inicio de la propagación de la grieta en ensayos de impacto. Los datos obtenidos fueron utilizados en el análisis de elementos finitos para determinar propiedades

dinámicas de un polímero reforzado. A partir de los resultados obtenidos, se observó que la tenacidad del material depende de la velocidad a la que se le aplique la carga.

De manera similar, **Rubio et al.** [19] realizó experimentaciones en la barra de Hopkinson para determinar la evolución del factor de intensidad de esfuerzos de laminados de fibra de vidrio y de fibras de carbono. Los datos obtenidos a partir de los ensayos, fueron utilizados en un análisis numérico realizado en el software ABAQUS, basado en las cargas aplicadas durante los impactos, y se pudo confirmar que los factores de intensidad de esfuerzos en el momento en el que se inicia el crecimiento de la grieta, son mayores para situaciones dinámicas que para condiciones cuasiestáticas.

Sánchez [20] utilizó las barras divididas de Hopkinson con probetas para flexión en tres puntos pre-fisurada, para la obtención de la tenacidad dinámica a la fractura de un material homogéneo. A través de los pulsos incidente, reflejado y transmitido, y un procedimiento óptico de fotografía de alta velocidad, determinó el instante del inicio de la propagación de la grieta, y con ayuda del análisis numérico, pudo definir el factor de intensidad de esfuerzos crítico en función del historial de cargas aplicado a la probeta.

Martínez et al. [21] implementó la técnica de las barras divididas de Hopkinson para determinar la tenacidad dinámica a la fractura de materiales compuestos de fibras de carbono tejidas, embebidas en resina epoxi. En este estudio se consideró el material como transversalmente isótropo para su modelación y análisis de elemento finito. Se utilizaron los historiales de carga obtenidos en los ensayos con las barras de Hopkinson, y además se implementó un enfoque alternativo de análisis, utilizando la velocidad de la punta de la barra incidente, en vez de la carga, como dato de entrada para el análisis de elemento finito.

1.6 ORGANIZACIÓN DE LA TESIS

La tesis está compuesta de seis capítulos que incluyen el desarrollo del proyecto realizado. A continuación se describe brevemente el contenido de cada capítulo.

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN: En este capítulo se describe brevemente el sentido de esta investigación, los objetivos a alcanzar, así como la problemática y la justificación que dio pie a la realización de este proyecto. Además se incluye la revisión del estado del arte, sobre la temática a tratar.

Capítulo 2. ASPECTOS TEÓRICOS: En este capítulo se exponen los fundamentos y las teorías necesarias para entender y desarrollar este proyecto. Primeramente se muestra una breve introducción a los Laminados Fibra-Metal, algunas de sus variantes más comunes y a sus constituyentes, en este caso específico, a los materiales compuestos de fibra de carbono. También se exponen las teorías clásicas que describen el comportamiento de una lámina y de un laminado. Por último, se describen conceptos importantes de la mecánica de materiales relacionados con la fractura y tenacidad de los materiales.

Capítulo 3. PROCEDIMIENTOS EXPERIMENTALES: Este capítulo describe los materiales, las herramientas y las técnicas utilizadas para la elaboración de los materiales que sirvieron como base para la experimentación. Además, se describen los procedimientos y normas que fueron aplicadas para la experimentación y ensayo de materiales, así como la modelación y análisis numérico que se realizó. Se muestran los ensayos realizados para la caracterización mecánica del material, las pruebas de flexión cuasiestática, así como las pruebas de impacto en las Barras Divididas de Hopkinson para determinar el comportamiento dinámico de los laminados. Por último, se plantea la simulación, en el software comercial ANSYS, de los ensayos cuasiestáticos y dinámicos del material manufacturado.

Capítulo 4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN: En este apartado se muestran los resultados obtenidos a partir de las pruebas experimentales y se analizan los valores de los factores de intensidad de esfuerzos, así como las evoluciones de los mismos en los casos dinámicos.

Capítulo 5. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS: Se presentan las contribuciones que aporta este trabajo en base a los resultados obtenidos. Y de igual manera, se muestran los puntos que se proponen como trabajos a futuro para complementar este proyecto.

2 ASPECTOS TEÓRICOS

2.1 MATERIALES COMPUESTOS

Según la ASM International [22], un material compuesto es una combinación macroscópica de dos o más materiales distintos, teniendo una interfase visible entre ellos.

Por su parte, Campbell [23] define un material compuesto como una combinación de dos o más materiales que resulta en un material nuevo con propiedades distintas a las de los componentes por separado, Figura 2.1. Contrario a las aleaciones metálicas, cada material mantiene por separado sus propiedades químicas y físicas. Los constituyentes de los materiales compuestos son un refuerzo, y una matriz que envuelve y aglutina al refuerzo; los refuerzos normalmente se encuentran en forma de fibras o partículas de materiales poliméricos, metálicos o cerámicos. De la misma manera, las matrices pueden ser de origen polimérico, metálico o cerámico.

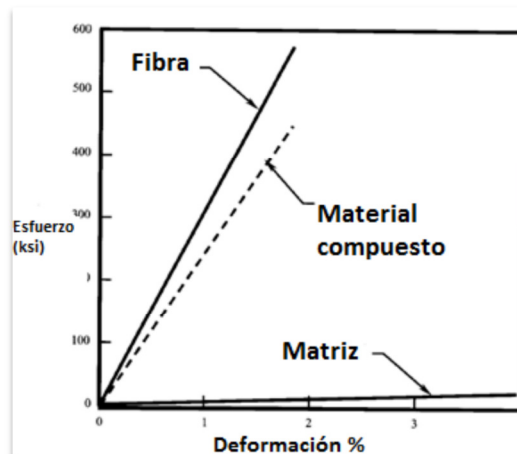


Figura 2.1 Resistencia a la tensión del material compuesto y sus componentes por separado [23].

Las fibras más comúnmente utilizadas son de vidrio, carbono y aramidas, las cuales pueden ser continuas o discontinuas y tener diferentes arreglos, tejidos o configuraciones, como se ve en las Figura 2.2 y Figura 2.3.

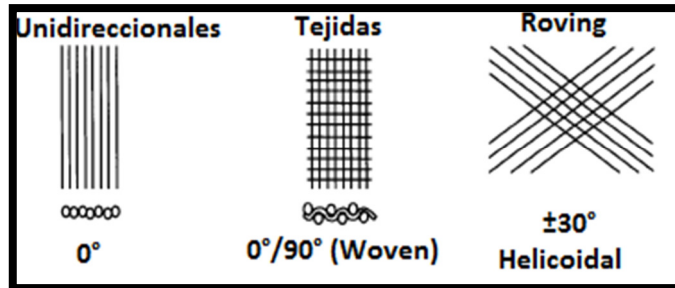


Figura 2.2 Configuración de fibras continuas [23].

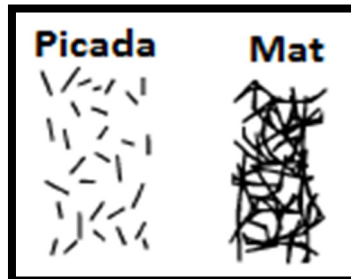


Figura 2.3 Fibras discontinuas[23].

2.1.1 Materiales compuestos en la industria aeronáutica

Los materiales compuestos han tenido un impresionante desarrollo en los últimos años debido a sus excepcionales y deseables propiedades, tales como su alta resistencia específica y módulo específico, lo cual no puede ser logrado por alguno de sus constituyentes por separado, Figura 2.4. Además, tienen ventajas sobre los materiales monolíticos como alta resistencia a la tensión, rigidez, resistencia a la fatiga, baja densidad, resistencia a la corrosión, estabilidad térmica, aislamiento térmico y acústico entre otros [19], . Gracias a este tipo de propiedades, se ha intensificado el uso de los materiales compuestos en la industria aeronáutica, empezando con aplicaciones militares. Sin embargo, aún se tienen algunas desventajas en la utilización de los materiales compuestos, como por ejemplo, carecen de buena resistencia al impacto, lo que ocasiona fallas en las estructuras cuando están sometidas a este tipo de cargas.

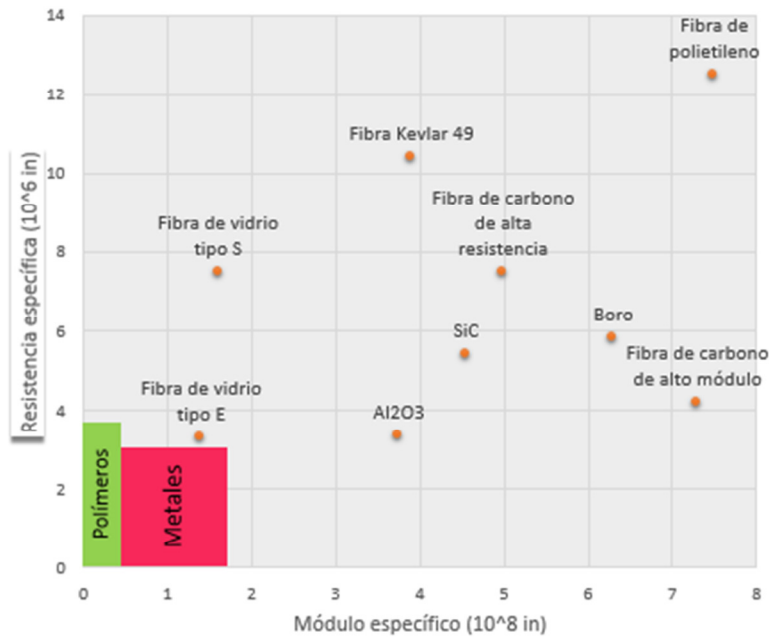


Figura 2.4 Comparación de resistencias específicas y módulos específicos de varios metales, polímeros y fibras [24].

En la década de 1980, al avión militar AV-8B se le incorporó alrededor del 27% de material compuesto en su estructura, y en 1985 se implementó por primera vez el uso a gran escala de materiales compuestos en un avión comercial, siendo utilizados en los estabilizadores horizontales y verticales del Airbus A320. En general, Airbus aplica materiales compuestos en la fabricación de fuselajes, hasta en un 15% en peso del total del fuselaje. Otras compañías fabricantes de aviones han implementado la utilización de materiales compuestos, por ejemplo, en el Boeing 777 o en el bombardero B-2, que tiene unas de las partes más grandes manufacturadas en materiales compuestos [25].

Aunado al desempeño de los materiales compuestos, las compañías fabricantes de aviones han encontrado un beneficio al utilizar estos componentes, ya que se reduce significativamente la cantidad de labor de ensamblado y sujeción al poder combinar varias partes pequeñas en una sola más grande, mediante la unión con adhesivos o durante el curado, y como consecuencia, la cantidad de remaches utilizados en la unión de partes se reduce drásticamente, así como también se tiene un ahorro en el mantenimiento. Este es el caso del Boeing 787, Figura 2.5, que al tener en sus constituyentes hasta un 50% de

materiales compuestos, la compañía redujo los costos totales de fabricación en un 20%, y alrededor del 30% en costos de mantenimiento.

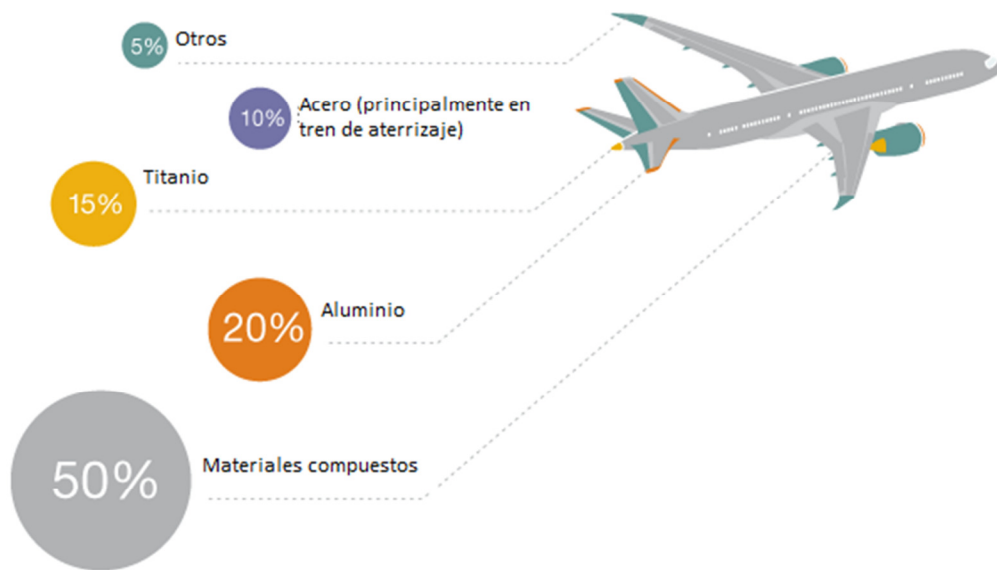


Figura 2.5 Materiales constituyentes del avión Boeing 787 [26].

Los materiales compuestos utilizados en la industria aeroespacial, son los de matriz polimérica reforzados con fibras de carbono, vidrio y aramidas; de estos, son los sistemas de fibra de carbono los más extensamente utilizados para aplicaciones estructurales, debido a que poseen mayor rigidez y resistencia específicas en comparación con otros tipos de fibras, Tabla 2.1. Sin embargo, dentro de la gama de fibras de carbono, existen variaciones significativas entre una fibra y otra dependiendo del tipo de precursor. Las fibras de carbono base poliacrilonitrilo (PAN, por sus siglas en inglés) dominan el mercado gracias a su bajo costo, características de más fácil manejo y sus atractivas propiedades mecánicas, mientras que las fibras base breña tienden a utilizarse en aplicaciones de satélites, debido a que tienen mayor rigidez y resistencia térmica, alta conductividad y bajo coeficiente de expansión [27].

Tabla 2.1 Comparación de propiedades de varios materiales compuestos (unidireccionales) y aleaciones usados en aplicaciones aeronáuticas[27].

<i>Material</i>	<i>Reforzados con fibra de vidrio</i>		<i>Refuerzo aramidas</i>	<i>Reforzados con fibra de carbono</i>			<i>Materiales metálicos</i>	
	<i>Fibra E</i>	<i>Fibra S</i>	<i>Aramida (Kevlar 49)</i>	<i>Alto módulo</i>	<i>Ultra alto módulo</i>	<i>Boro</i>	<i>Aluminio (2024-T3)</i>	<i>Titanio (Ti-6Al-4V)</i>
<i>Coefficiente expansión térmica longitudinal α_1 ($\mu\text{m}/\text{C}^\circ$)</i>	7.1	6.3	-1	-	-	4.5	23	9
<i>Coefficiente expansión térmica transversal α_2 ($\mu\text{m}/\text{C}^\circ$)</i>	20	-	70	-	-	-	23	9
<i>Resistencia a la tensión longitudinal σ_1 (MPa)</i>	620	690	275	690	620	2930	280	1030
<i>Resistencia a la tensión transversal σ_2 (MPa)</i>	40	40	30	28	21	70	441	1102
<i>Resistencia al corte τ (MPa)</i>	70	80	60	70	60	90	275	640
<i>Módulo de Young longitudinal E_1 (GPa)</i>	45	55	76	220	290	210	72	110
<i>Módulo de Young transversal E_2 (GPa)</i>	12	16	5.5	6.9	6.2	19	72	110
<i>Módulo de corte G_{12} (GPa)</i>	5.5	7.6	2.1	4.8	4.8	4.8	27	41
<i>Coefficiente de Poisson ν</i>	0.28	0.28	0.34	0.25	0.25	0.25	0.33	0.31

2.2 ALEACIONES DE ALUMINIO

Las aleaciones de aluminio han sido el material principal en las estructuras de las aeronaves desde 1920, reemplazando a la madera; y a pesar de que probablemente el uso de estas

aleaciones se reduzca en un futuro, debido al uso de los materiales compuestos, las aleaciones de aluminio de alta resistencia son y seguirán siendo materiales importantes en la industria aeronáutica, ya que se vuelven atractivos al tener un bajo peso en comparación con otros metales y al tener la capacidad para ser tratadas para lograr altos niveles de resistencia, combinado con su relativo bajo costo. En la

Figura 2.6 se observa la importancia que han tenido las aleaciones de aluminio en la fabricación de aviones.

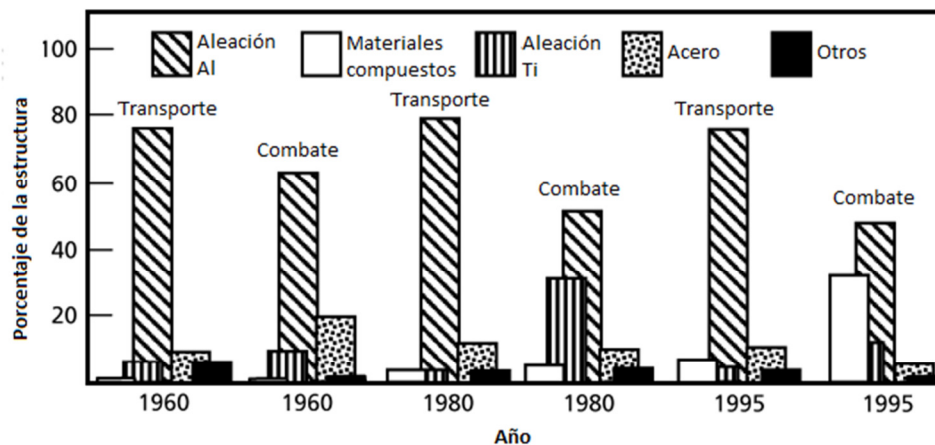


Figura 2.6 Dominio de las aleaciones de aluminio en la industria aeronáutica [25].

Las aleaciones Al-Cu (series 2XXX) y Al-Zn (series 7XXX) son las principales utilizadas en aplicaciones estructurales de la aeronáutica. Las aleaciones 2XXX son usadas en aplicaciones de tolerancia al daño, como los fuselajes y los revestimientos inferiores del ala, mientras que las aleaciones 7XXX se usan cuando se requiere mayor resistencia, por ejemplo en los revestimientos superiores del ala.

La aleación 2024-T3 ha sido una de la más ampliamente utilizadas en la construcción de fuselajes, debido a sus propiedades versátiles, ya que aunque tiene una resistencia a la fluencia moderada, tiene una excelente resistencia a la fatiga y una muy buena tenacidad a la fractura. Sin embargo, la relativamente nueva aleación, 2524-T3, tiene un aumento del 15 al 20% en cuanto a tenacidad a la fractura y el doble de resistencia al crecimiento de grieta por fatiga, en comparación con la aleación 2024-T3 [25].

2.3 LAMINADOS FIBRA METAL

Como se describió en secciones anteriores, los materiales compuestos y las aleaciones de aluminio tienen propiedades que los hacen primordiales en la fabricación de aviones. Como consecuencia, se han desarrollado nuevos materiales a partir de una combinación de ellos, los llamados laminados fibra metal (LFM), que se definen como un sistema de materiales compuestos derivados de integrar materiales diferentes de los cuales por lo menos uno es un material compuesto básico. También son definidos por Sinmazçelik [5] como materiales compuestos híbridos que se construyen intercalando láminas delgadas de metales y capas de resina adhesiva reforzadas con fibras, normalmente prepregs, que son sistemas de fibras pre-impregnadas con resina polimérica pre-curada. Un ejemplo típico de un LFM se observa en la Figura 2.7. Los prepregs son capas de fibra tejida pre-impregnadas con una resina pre-catalizada. El catalizador se mantiene latente de forma prolongada a temperatura ambiente proporcionando al material muchas semanas de vida útil una vez descongelado. No obstante para prolongar la vida de almacenamiento, los materiales se guardan congelados a -18°C .

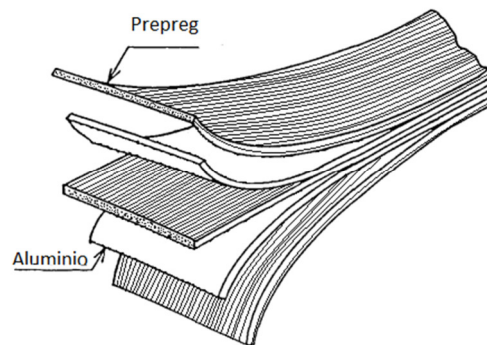


Figura 2.7 Ejemplo de un laminado Fibra-Metal.

Los LFM pueden ser clasificados según sus materiales constituyentes, como se muestra en la Figura 2.8, además se pueden tener variaciones de cada tipo de laminado, dependiendo de la configuración y el número de capas que contengan.

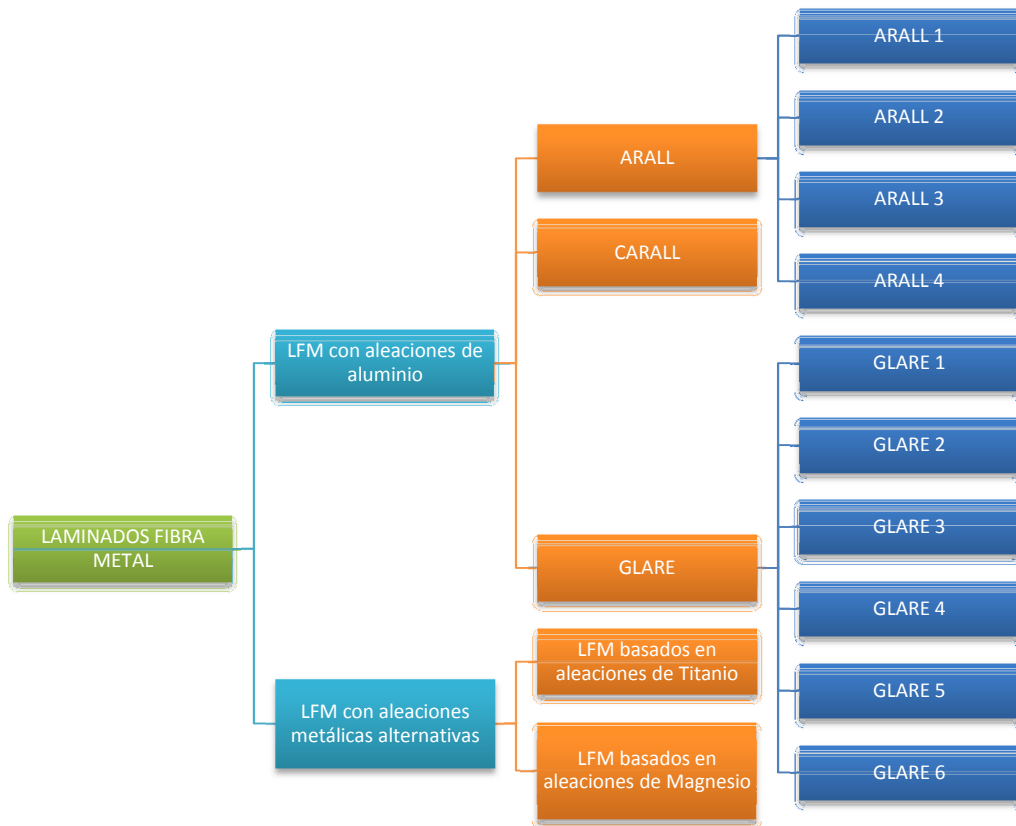


Figura 2.8 Clasificación de los LFM en base a sus capas metálicas [5].

Los laminados fibra metal ofrecen mejoras significativas sobre los materiales disponibles actualmente para las estructuras de los aviones. Las principales ventajas de este tipo de materiales son la reducción de peso y la tolerancia al daño mejorada, además de que tienen beneficios adicionales que los hacen ser mejores candidatos para los diseños actuales, tal como la reducción de costos de fabricación, combustible y mantenimiento, y el mejoramiento de la seguridad de los pasajeros [2]. En la Tabla 2.2 se presentan las ventajas más significativas de los LFM.

La primera generación de LFM, fueron los fabricados con láminas de aluminio y fibras de aramidas, llamados Arall. Hoy en día, se tiene claro que estos laminados no son aptos para la fabricación de fuselajes, pero son utilizados en estructuras secundarias como puertas y solapas. Los LFM de la segunda generación, nombrados Glare 1, fueron fabricados con fibras de vidrio S2 como refuerzo, y fueron acondicionados para superar a los laminados Arall,

usándose en la piel del fuselaje del Airbus A380. Estos laminados pueden ser manufacturados como placas delgadas de dimensiones similares a las aleaciones de aluminio comerciales, o incluso más largas y con geometrías no muy complejas [2, 12].

Tabla 2.2 Ventajas de los Laminados Fibra Metal [5].

<i>Propiedades mecánicas</i>	Alta resistencia a la tensión gracias a la combinación del metal con materiales reforzados con fibras de alta resistencia.
	Alta resistencia a la fatiga debido al refuerzo con fibras unidireccionales .
	Alta tenacidad a la fractura , la grieta puede aparecer en una de las láminas y no propagarse hacia las demás capa, lo que frena el crecimiento de la grieta.
<i>Propiedades físicas</i>	Alta resistencia al impacto gracias a las láminas metálicas que absorben mayor energía durante el impacto.
	Baja densidad gracias a la adición de las fibras.
	Excelente resistencia a la humedad debido a la presencia del aluminio.
<i>Durabilidad</i>	Excelente resistencia a la corrosión , la resina es poco susceptible a la corrosión ambiental, y el aluminio se pasiva y no se pica.
<i>Seguridad</i>	Resistencia al fuego , gracias al bajo punto de fusión de las fibras, se previene la penetración del fuego dentro de las capas.
<i>Ahorro en costos</i>	Menor cantidad de partes para construir un componente , ya que se pueden fabricar partes grandes y relativamente complejas.
	Menor peso , que se traduce en reducción de uso de combustible.
	Menor tiempo de ensamblaje y remachado gracias a la reducción de partes.
	Menor cantidad de reparaciones debidas a sus buenas propiedades mecánicas y su alta durabilidad antes mencionadas.

Para la fabricación de los LFM, se puede describir un escenario genérico a partir de las siguientes actividades a seguir:

1. Preparación de herramientas y materiales. Las superficies de las láminas de aluminio normalmente son tratadas químicamente para mejorar la adhesión de estas con las capas de prepregs.
2. Corte, apilado y prensado de capas.
3. Preparación de bolsa de vacío y molde a transferir.
4. Curado mediante autoclave. Se llevan a cabo las reacciones químicas y la consolidación de la resina.
5. Dependiendo de las variables del proceso de fabricación, se puede contar con una etapa de liberación de esfuerzos residuales.
6. Inspección de material terminado.

2.3.1 Fabricación de materiales compuestos mediante autoclave y bolsa de vacío

Los materiales compuestos están fabricados a partir de diversos métodos, según sea la aplicación que tendrán o los componentes de los que están hechos. Algunos de los procesos de fabricación más comunes son: spray lay up, laminado por vía húmeda, RTM (del inglés Resin Transfer Moulding), pultrusión, curado en bolsa de vacío y autoclave.

El uso combinado de bolsa de vacío y autoclave es un método que ofrece garantías mecánicas y por lo tanto es ampliamente utilizado en aplicaciones como fuselajes o componentes estructurales para aviones. El método se lleva a cabo realizando un laminado con prepregs, que se apilan y se comprimen tratando de eliminar la mayor cantidad posible de aire atrapado entre capa y capa, posteriormente se sella el laminado dentro de una bolsa que al hacerle vacío, compacta el laminado contra un molde, como se muestra en la Figura 2.9. De esta forma se consigue una mejor compactación de las capas evacuando las posibles burbujas de aire y drenando el excedente de resina hacia fuera del laminado.

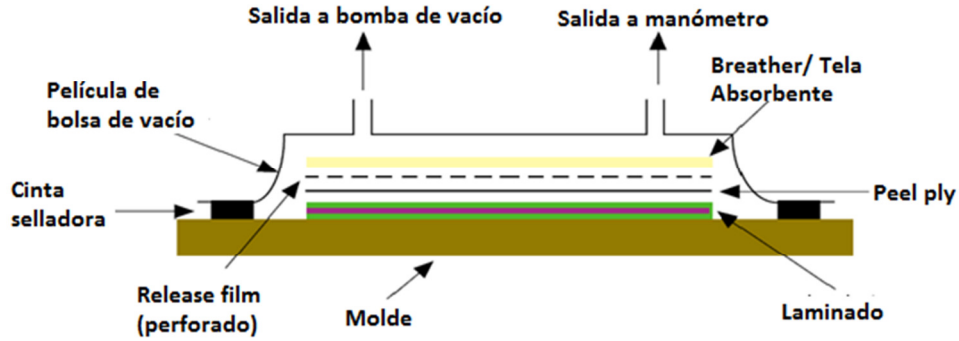


Figura 2.9. Configuración de bolsa de vacío [28].

Posteriormente se calienta a 80-150°C bajo presión externa a 6 bares en una autoclave, Figura 2.10. Esto permite que la resina primeramente fluya sobre las fibras y finalmente tome las propiedades mecánicas. El uso de tejidos prepregs reduce los costes de manipulación y permite un muy buen control de la proporción volumétrica entre la fibra y la matriz, esencial para poder garantizar las prestaciones mecánicas del laminado.

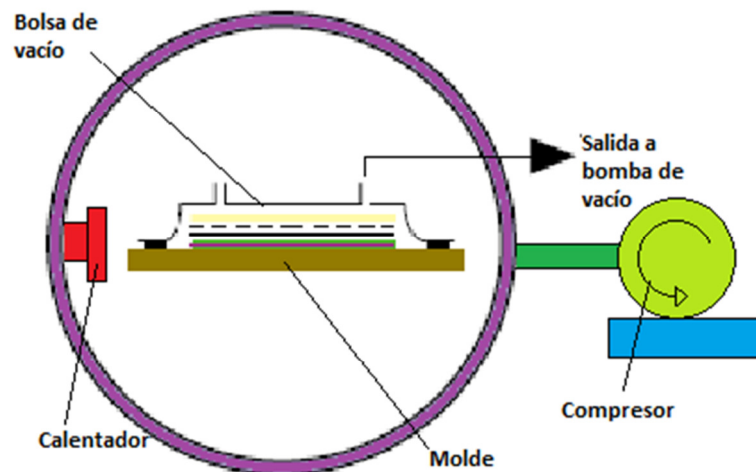


Figura 2.10. Autoclave [28].

2.3.2 Laminados de aluminio reforzados con fibras de aramidas

Los laminados de aluminio reforzados con fibras de aramidas (ARALL), fueron introducidos en 1978 en la Facultad de Ingeniería Aeroespacial en la Delft University of Technology (DUT). Los laminados ARALL consistieron en láminas delgadas de aluminio de alta resistencia, alternadas

con capas de fibras de aramidas unidireccionales preimpregnadas de resina epoxi precurada, llamadas “prepregs”, Figura 2.11. En ese entonces, el nuevo material mostró ventajas al combinar las mejores características de los materiales compuestos con matriz orgánica y los metales, y posteriormente fueron considerados como una familia de materiales de mayor tolerancia al daño y resistencia a la fatiga superior a los materiales convencionales en esa época, además de tener el potencial para reducir el consumo de combustible gracias a la reducción de peso [6].

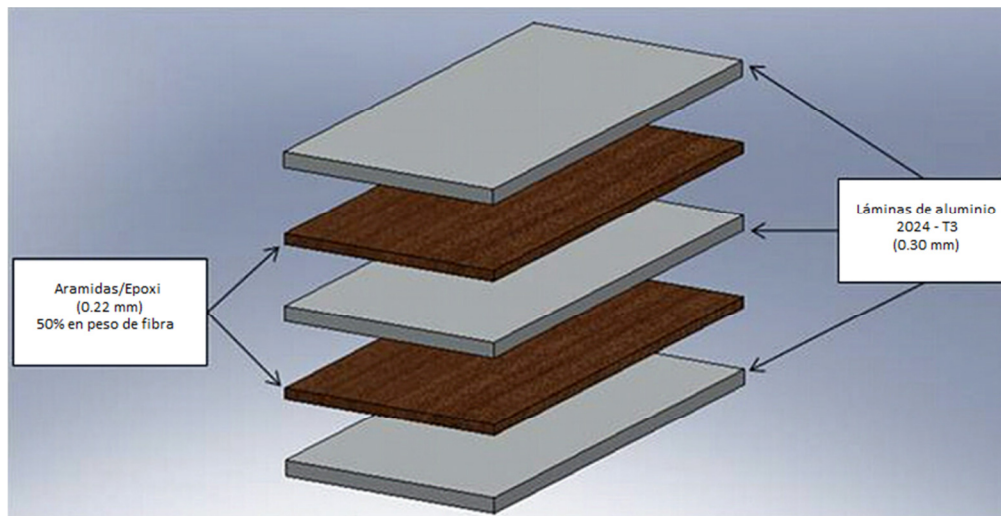


Figura 2.11 Representación esquemática de un laminado fibra metal tipo ARALL 2 [5].

Las fibras de aramidas, con nombre comercial “Kevlar” (de la marca Du Pont), fueron las primeras fibras orgánicas con la suficiente resistencia y rigidez, para poder ser usados en materiales compuestos estructurales en la industria aeronáutica, incluso superan las propiedades de la fibra de vidrio. Además, los materiales compuestos reforzados con aramidas siguen teniendo propiedades atractivas por encima de los 400°C, sin embargo, su desventaja es su pobre resistencia a la compresión [27].

La mayor ventaja de las fibras de aramidas consiste es su capacidad para absorber grandes cantidades de energía durante la fractura, lo que resulta en su alta deformación a la falla. Bajo cargas de tensión, la falla ocurre por procesos de desfibrilación, lo que reduce la sensibilidad de las fibrillas individuales, y se aumenta de manera efectiva la capacidad de absorber energía durante la aplicación de carga. En la industria aeronáutica normalmente se

utiliza en pieles, paneles tipo *honeycombs*, radomos y aplicaciones estructurales que requieran propiedades dieléctricas.

2.3.3 Laminados de aluminio reforzados con fibras de vidrio

Como una mejora a los laminados ARALL, alrededor de 1990 llegó el laminado fibra metal, GLARE (GLASS REinforced), que comparado con los laminados ARALL, tiene mejor adhesión entre las fibras de vidrio y la resina polimérica, además de que provee de un más amplio rango de aplicaciones potenciales, incluyendo los fuselajes y los estabilizadores horizontales, en donde ocurren esfuerzos biaxiales, y la fibra se coloca en dos direcciones para soportar dichas cargas [6], Figura 2.12.

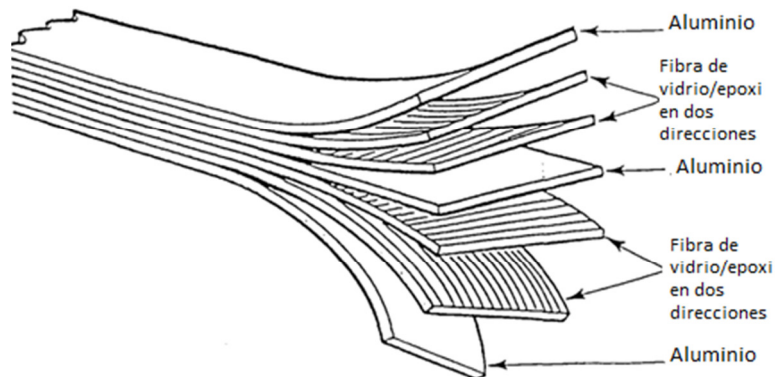


Figura 2.12 Esquema de laminado GLARE con capas de material compuesto en dos direcciones [6].

Durante a fabricación de los laminados GLARE, los prepegs de fibras de vidrio unidireccionales son apilados en distintas orientaciones (de la fibra), entre las láminas de aluminio. De las diferentes orientaciones en las que normalmente se apilan las capas de prepegs, resultan 6 grados de GLARE, y en la mayoría de estos laminados las capas se apilan simétricamente.

La fibra de vidrio ha ganado importancia como material estructural debido a su alta resistencia y su bajo costo, sin embargo, su uso en la industria aeronáutica se ha visto limitado debido a que su resistencia específica no es tan alta como otros materiales. No obstante, gracias a las propiedades dieeléctrcas de la fibra de vidrio, los materiales compuestos reforzados con estas fibras siguen siendo idóneos en aplicaciones en las que se

requiere transparencia a las radiaciones electromagnéticas, como los radomos o las cubiertas aéreas.

2.3.4 Laminados de aluminio reforzados con fibras de carbono

Los laminados de aluminio reforzados con fibras de carbono, CARALL, son también mejoras a los laminados ARALL, superando a estos últimos en su resistencia a la compresión. Comparados con los sistemas aramidas/epoxi, los materiales compuestos carbón/epoxi poseen módulos específicos más altos, pero valores relativamente bajos de resistencia específica, deformación a la fractura y resistencia al impacto. En términos de fatiga, se reconoce que los materiales reforzados con aramidas tienen mejor comportamiento en fatiga a bajos ciclos, sin embargo, los materiales reforzados con fibras de carbono se comportan mejor a altos ciclos de fatiga [2, 5]. Dependiendo de la aplicación y las propiedades deseadas, pueden combinarse dos tipos de fibras en un mismo laminado fibra metal, obteniendo de esta manera características complementarias, en la Figura 2.13 se muestra un ejemplo de un laminado con fibras de vidrio y de carbono.

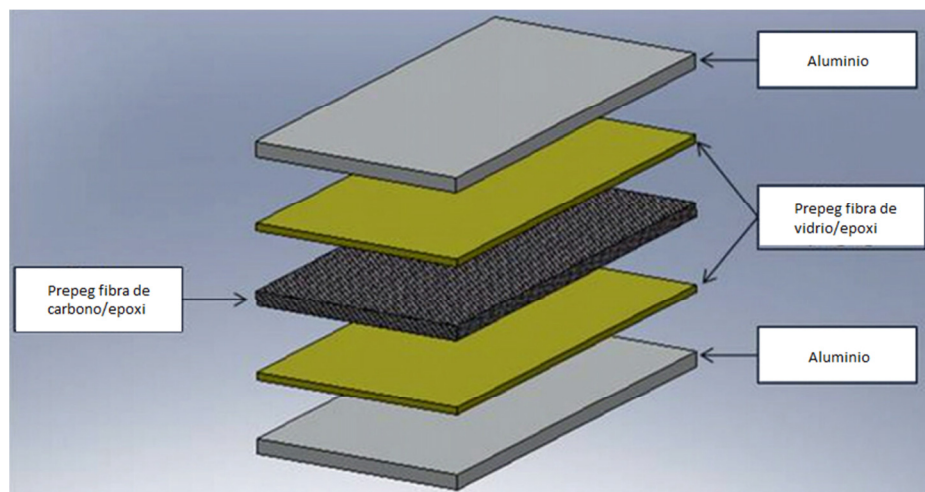


Figura 2.13 Esquema de laminado de aluminio reforzado con fibras de carbono y de vidrio.

La combinación de la alta rigidez y la alta resistencia, con las buenas propiedades de impacto, dan a los laminados CARALL grandes ventajas para las aplicaciones aeroespaciales. Además estos laminados tienen alta resistencia a la corrosión y son amigables con el medio ambiente

[29]. En la Tabla 2.3 se muestran, de manera general, las propiedades mecánicas de los laminados CARALL.

Tabla 2.3 Propiedades mecánicas de laminados CARALL reforzados con fibras de carbono unidireccionales sin tratamiento.

Propiedad	Valor
$\sigma_{max} (0^\circ, MPa)$	957 ± 39
$\sigma_{max} (90^\circ, MPa)$	310 ± 1
$E_{11} (0^\circ, GPa)$	86.9 ± 2.9
$E_{22} (90^\circ, GPa)$	54.5 ± 0.9
$ILS (MPa)$	8.79 ± 0.32
$\nu_{12} (0^\circ)$	0.319 ± 0.008
$\nu_{21} (90^\circ)$	0.18 ± 0.001

*ILS: Resistencia al corte interlaminar

2.3.5 Laminados de materiales compuestos tejidos

Las capas de fibras unidireccionales son muy comunes, tanto en materiales compuestos convencionales, como en laminados fibra metal, sin embargo, existen prepregs con fibras tejidas de distintas maneras. Las telas tejidas tienen sus fibras orientadas en los ejes x y y. El eje y representa los hilos que se encuentran a lo largo del rollo y se denomina *warp*, mientras que las fibras orientadas paralelas al eje x, es decir el ancho del rollo, se denominan *fill* o *weft*. El tejido más común es el tejido plano o en inglés, *plain weave*, que se muestra en la Figura 2.14, este tejido es el más apretado y el más resistente a esfuerzos de corte en el plano [22].

El uso de fibras tejidas se ha incrementado debido a las ventajas que presenta, como su simetría, sus propiedades balanceadas, mayor facilidad en su manejo y manufactura, y sobre todo en su resistencia al impacto superior a la de las fibras unidireccionales. Además a diferencia de estas últimas, un material hecho con pocas capas de fibras tejidas, trabajará bien según la teoría clásica de laminados.

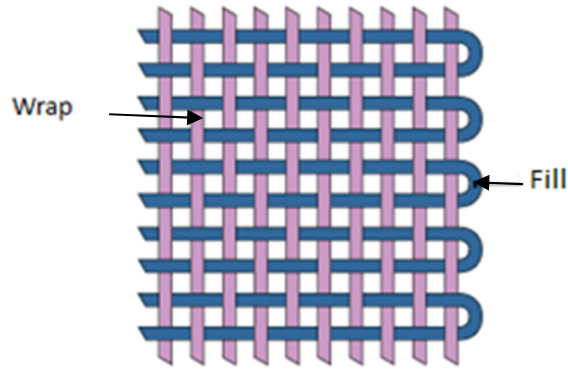


Figura 2.14 Esquema de la fibra de carbono en tejido plano (plain weave) [30].

2.3.6 Interfase resina-metal

Es importante observar que la interfase entre las capas de un LFM juega un papel fundamental en el estudio de las propiedades mecánicas del mismo. Afaghi [1] estudió las características mecánicas de la fractura de los LFM, y el efecto del tipo de adhesión entre el metal y las capas de materiales compuestos, mediante microscopía y técnicas químicas de remoción de constituyentes para revelar la existencia de delaminaciones; observó que la presencia de una interfase fibra-resina débil promueve la delaminación y separación entre capas. Además, se ha encontrado que las tasas de crecimiento de grietas por fatiga pueden reducirse si se tiene una buena adhesión entre las capas de un laminado, en vez de tener un material monolítico de mayor espesor. Las ventajas llegan a ser más evidentes si la grieta comienza sólo en una de las capas del laminado, y las siguientes capas, que aún no muestran agrietamiento, actúan como frenos para la grieta y reducen la velocidad de crecimiento en la lámina agrietada.

Para lograr una buena interfase entre fibra y resina, es necesario utilizar resinas compatibles con las fibras o incluso se pueden hacer tratamientos a las fibras para mejorar dicha compatibilidad. Para los cuatro tipos de laminados ARALL se emplean resinas termoestables que impregnan las fibras de aramidas unidireccionales en una relación fibra/resina 50/50, y las fibras se orientan paralelamente a la dirección del rolado de la lámina de aluminio. Además, los laminados ARALL son fabricados bajo controles de calidad muy estrictos. Las placas de aluminio son normalmente, anodizadas y recubiertas de acuerdo con las

especificaciones que emiten las industrias aeronáuticas, utilizando normalmente ácido crómico y ácido fosfórico para el tratamiento de anodizado. Posterior al tratamiento superficial del aluminio se procede al prensado y curado de los laminados, como se mencionó en la sección 2.3. Los laminados CARALL son producidos de manera similar a los laminados ARALL y GLARE. Antes del proceso de curado, las superficies de aluminio son tratadas para una óptima adhesión con la resina epoxi.

Para obtener una adhesión efectiva entre las láminas metálicas y los prepregs de fibras, es fundamental realizar un tratamiento superficial para lograr mejoras en la superficie del sustrato, tales como la limpieza y eliminación de contaminación, disminución del ángulo de contacto entre el sustrato y el agente adhesivo, aumento de la rugosidad para mejorar el anclaje mecánico entre sustrato y adhesivo [31].

Existe una gran diversidad de tratamientos que se pueden aplicar para la modificación de la superficie de los metales en laminados, y se pueden dividir en cinco grandes grupos: 1) mecánicos (abrasión y granallado), 2) químicos (ataque con ácidos), 3) electroquímicos (anodizado), 4) agentes acoplantes (silano y procesos sol-gel), y 5) tratamientos superficiales en seco (texturizado por láser, plasma e implantación de iones). Cada uno de los tratamientos puede ser aplicado como única etapa, o ser parte de una secuencia de procesos combinados, en donde se tiene una etapa de enjuague y secado entre cada proceso. En la Tabla 2.4 se muestran los diferentes tratamientos utilizados en la modificación de superficies metálicas y su posterior unión a otro sustrato.

La selección de un tratamiento superficial dependerá principalmente del tipo de aleación de aluminio que se requiera atacar, además del sustrato al cual se quiera adherir.

Tabla 2.4 Tratamientos para modificar superficies metálicas [5], [31].

Tratamiento	Naturaleza del tratamiento
<i>Abrasión</i>	Mecánico
<i>Ácido crómico-sulfúrico</i>	Ataque ácido
<i>Sulfato férrico-ácido (P2)</i>	Ataque ácido
<i>Forest Product Laboratory (FPL)</i>	Ataque ácido
<i>Reactivos alcalinos</i>	Ataque alcalino
<i>Anodizado con ácido crómico (CAA)</i>	Anodizado - DC
<i>Anodizado con ácido fosfórico (PAA)</i>	Anodizado - DC
<i>Anodizado con ácido sulfúrico (SAA)</i>	Anodizado - DC
<i>Anodizado con ácido bórico-sulfúrico (BSAA)</i>	Anodizado - DC
<i>Anodizado con ácido fosfórico (AC-PAA)</i>	Anodizado - AC
<i>Anodizado con ácido sulfúrico (AC-SAA)</i>	Anodizado - AC
<i>Silano</i>	Acoplamiento /Oxidación
<i>Sol-gel</i>	Acoplamiento /Oxidación
<i>Texturizado con láser excimer</i>	Mecánico
<i>Recubrimiento con plasma</i>	Ablación/Oxidación
<i>Depósito con haz de iones (IBED)</i>	Ablación/Oxidación

2.4 MECÁNICA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Muchos materiales son procesados o manufacturados en unidades básicas que son alineadas para maximizar las propiedades en una dirección dada, dando como resultado, un comportamiento anisótropo, en el que el valor de las propiedades variará de acuerdo a la dirección, las fibras de los materiales compuestos son un ejemplo de estos materiales. Cuando las unidades básicas de los materiales son orientados de una forma aleatoria, el material resultante tiende a tener el mismo valor de la propiedad en cualquier dirección, y estos materiales son llamados isótropos. Para tener un mejor entendimiento del comportamiento anisótropo, se puede analizar un elemento bajo tensión y corte. La aplicación de un esfuerzo normal de tensión, a un bloque rectangular isótropo u ortótropo,

solamente dará como resultado la extensión del elemento en la dirección de aplicación de la carga y una contracción perpendicular a esta dirección; mientras que un material anisótropo, experimentará extensión en la dirección de la aplicación de la carga, contracción en la dirección perpendicular, además de una deformación por esfuerzo constante, ver Figura 2.15.

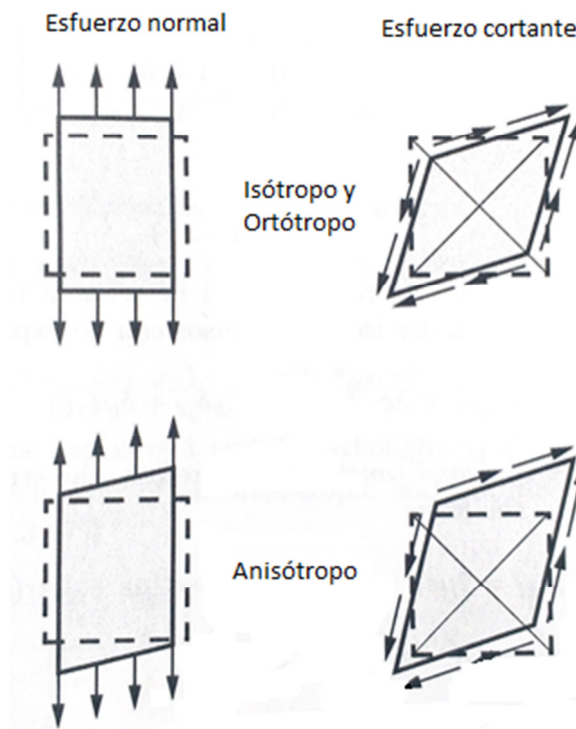


Figura 2.15 Deformación de bloques ortótropos y anisótropos bajo cargas de tensión uniaxial [32].

Continuamente, se trabaja en el desarrollo de nuevos materiales para aplicaciones específicas, por ejemplo, los materiales compuestos reforzados con fibras que son materiales anisótropos, utilizados como materiales estructurales. Los materiales reforzados con fibras normalmente son manufacturados en forma de capas delgadas llamadas *láminas*. Una lámina es una unidad de material a nivel macro, y a través del apilamiento de una serie de láminas, se obtienen elementos estructurales como barras, vigas o placas. La orientación de la fibra en cada lámina y la secuencia del apilado de estas, son los puntos clave para lograr la resistencia y la rigidez deseada [32].

El análisis de elementos estructurales fabricados de materiales compuestos laminados involucra varios pasos, que se pueden resumir como: 1) el análisis de las ecuaciones de elasticidad en condiciones de anisotropía, 2) teoría estructural de laminados, 3) métodos analíticos y computacionales para determinar soluciones a las ecuaciones que gobiernan el fenómeno, y 3) teorías de falla para predecir los modos de falla y las cargas a las que el material fallará.

Además, debido a que estos materiales están conformados por varias láminas, y a su vez, cada lámina se compone de una matriz y un refuerzo, se pueden realizar análisis a diferentes niveles de estructura, es decir, puede estudiarse la micromecánica y la macromecánica de una lámina, así como la macromecánica de todo un laminado, y el análisis del elemento estructural completo, Figura 2.16.

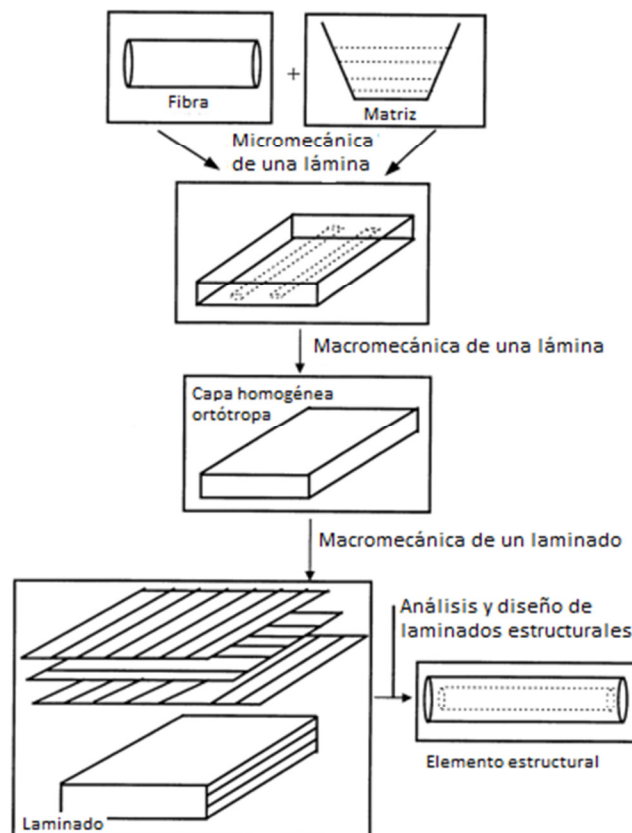


Figura 2.16 Esquema de los distintos niveles de análisis de una material compuesto laminado [33].

2.4.1 Comportamiento mecánico de una lámina

El comportamiento mecánico elástico de un material isótropo es descrito por tres constantes: el módulo de Young, E ; el coeficiente de Poisson, ν ; y el módulo de corte G , de las cuales sólo dos constantes son independientes, y se encuentran relacionadas por la siguiente ecuación:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2.1)$$

Se aplica la ley de Hooke para relacionar el esfuerzo con la deformación que sucede en un material bajo un estado de esfuerzos tridimensional. Para el caso de un material isótropo, se tiene:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Sin embargo, para al análisis de materiales que no son isótropos ni homogéneos, la relación esfuerzo-deformación se vuelve más compleja que la ecuación (2.2). Es aceptable asumir que un material compuesto tiene un comportamiento elástico lineal, sin embargo, no es aceptable asumir que es un material isótropo, por lo que la ley de Hooke se sigue aplicando, pero con un número mayor de constantes que las que se muestran en las ecuaciones (2.1) y (2.2). En este caso, la relación más general que puede plantearse entre el tensor de esfuerzos y el de deformaciones es:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad i,j,k,l=1,3 \quad (2.3)$$

siendo C_{ijkl} un tensor de cuarto orden que incluiría 81 constantes, y es llamada constante de rigidez. Agrupando los seis valores independientes de los tensores de esfuerzo y deformación en los vectores σ_i y ε_i ($i = 1,6$), con la siguiente equivalencia:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_{11}; & \sigma_2 &= \sigma_{22}; & \sigma_3 &= \sigma_{33}; & \sigma_4 &= \tau_{23}; & \sigma_5 &= \tau_{13}; & \sigma_6 &= \tau_{12}; \\ \varepsilon_1 &= \varepsilon_{11}; & \varepsilon_2 &= \varepsilon_{22}; & \varepsilon_3 &= \varepsilon_{33}; & \varepsilon_4 &= \gamma_{23}; & \varepsilon_5 &= \gamma_{13}; & \varepsilon_6 &= \gamma_{12}; \end{aligned}$$

Quedando la ley de Hooke de la siguiente manera:

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}, \quad (2.4)$$

en donde se tienen 36 constantes de rigidez. Sin embargo, para caracterizar mecánicamente materiales anisótropos solamente se requieren 21 constantes elásticas. Cuando existen tres planos de simetría ortogonales en un material, el número de coeficientes es reducido a 9, debido a la simetría existente, y estos materiales son llamados ortótropos. Para un material ortótropo, las nueve constantes elásticas independientes son: E_{11} , E_{22} , E_{33} , G_{12} , G_{13} , G_{23} , ν_{12} , ν_{13} y ν_{23} , y la relación de esfuerzo deformación se puede describir de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}, \quad (2.5)$$

Siendo la ecuación (2.5), la relación entre los esfuerzos y deformaciones en función de la matriz de rigidez C , y de igual manera se pueden definir, de manera inversa, las relaciones de deformaciones en función de los esfuerzos y de la matriz de flexibilidad o complianza S , como se muestra en la ecuación (2.6).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

Donde S_{ij} son los coeficientes de flexibilidad, tomando en cuenta que $[C] = [S]^{-1}$, y :

$$\begin{aligned}
 C_{11} &= \frac{S_{22}S_{33} - S_{23}^2}{S} & C_{33} &= \frac{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}{S} \\
 C_{12} &= \frac{S_{13}S_{23} - S_{12}S_{33}}{S} & C_{13} &= \frac{S_{13}S_{23} - S_{13}S_{22}}{S} \\
 C_{22} &= \frac{S_{33}S_{11} - S_{13}^2}{S} & C_{23} &= \frac{S_{13}S_{23} - S_{23}S_{11}}{S} \\
 C_{44} &= \frac{1}{S_{44}} & C_{55} &= \frac{1}{S_{55}} & C_{66} &= \frac{1}{S_{66}}
 \end{aligned}$$

$$S = S_{11}S_{22}S_{33} - S_{11}S_{23}^2 - S_{22}S_{13}^2 - S_{33}S_{12}^2 + 2S_{12}S_{23}S_{13} \quad (2.7)$$

Normalmente, las propiedades de los materiales son determinadas experimentalmente en el laboratorio, en términos de constantes ingenieriles como el módulo de Young o el módulo de corte, que son obtenidas usando pruebas simples y estandarizadas, por lo que es más común hacer uso de estas constantes, que de los coeficientes C_{ij} o S_{ij} , por lo que es conveniente definir los coeficientes en función de las constantes que se muestran en la ecuación (2.8), [30, 31, 32].

$$\begin{aligned}
 S_{11} &= \frac{1}{E_{11}}, & S_{12} &= -\frac{\nu_{12}}{E_{11}}, & S_{13} &= -\frac{\nu_{13}}{E_{11}}, \\
 S_{22} &= \frac{1}{E_{22}}, & S_{23} &= -\frac{\nu_{23}}{E_{22}}, & S_{33} &= \frac{1}{E_{33}}, \\
 S_{33} &= \frac{1}{G_{23}}, & S_{55} &= \frac{1}{G_{13}}, & S_{66} &= \frac{1}{G_{12}}
 \end{aligned}$$

(2.8)

2.4.1.1 Lámina especialmente ortótropa

Normalmente, se asume que las láminas tienen un comportamiento bidimensional bajo la condición de esfuerzo plano, en donde $\sigma_{33}=0$, $\tau_{23}=0$ y $\tau_{31}=0$. Para el caso de una lámina

especialmente ortótropa (dónde el ángulo de orientación de la lámina, $\theta=0^\circ$) en condiciones de esfuerzo plano, la relación de esfuerzo-deformación se puede describir como [34]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Por lo que existen cinco valores diferentes de cero en la matriz de flexibilidad y sólo cuatro de estos valores son independientes en una lámina especialmente ortótropa. Además, los esfuerzos, en términos del tensor de deformaciones, están dados por:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Donde Q_{ij} son los componentes de la matriz de rigidez de la lámina, los cuales están relacionados con los componentes de la flexibilidad y las constantes ingenieriles mediante:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = Q_{21} \\ Q_{22} &= \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{66} &= \frac{1}{S_{66}} = G_{12} \end{aligned} \quad (2.11)$$

2.4.1.2 Lámina ortótropa general

En una lámina ortótropa general, donde $\theta \neq 0^\circ$, las relaciones de esfuerzo-deformación, pueden ser expresadas mediante:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & 0 \\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Donde $[\bar{S}]$ es la matriz de flexibilidad para la lámina rotada. De igual manera, los esfuerzos se pueden describir como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & Q_{12} & 0 \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Donde \bar{Q}_{ij} son los componentes de la matriz de rigidez de la lámina, y se definen como:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}\cos^4\theta + Q_{22}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}\sin^4\theta + Q_{22}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \end{aligned} \quad (2.14)$$

2.4.2 Comportamiento mecánico de un laminado

Un material compuesto laminado está formado por capas apiladas, que pueden ser de diferentes materiales y orientaciones. Las dimensiones de largo y ancho de los laminados deben ser uno o dos órdenes más grandes que su espesor.

El análisis clásico de los laminados puede hacerse a través de la teoría clásica de placas laminadas (CLPTC, por sus siglas en inglés), esta teoría asume las siguientes suposiciones [32]:

1. El material es elástico y lineal.
2. Cada lámina es ortótropa y homogénea.

3. Los puntos situados en una perpendicular al plano medio antes de la deformación siguen situados en una recta perpendicular al plano medio después de la deformación.
4. El espesor es mucho más pequeño que las otras dos dimensiones de la placa, es decir, la placa se encuentra en esfuerzo plano.
5. Las deformaciones son pequeñas en comparación con el espesor de la placa.
6. Los puntos del plano medio solo tiene movimientos perpendiculares a dicho plano.
7. Los esfuerzos en el plano medio producidos por fuerzas en ese plano, se consideran despreciables.
8. No ocurre deslizamiento entre láminas.

El plano medio del laminado contiene al plano xy , y el eje z define la dirección del espesor. El espesor total del laminado es h y se tiene un número n de láminas, los espesores de las láminas son representados por $t_1, t_2, t_3, \dots, t_n$. Una representación de un laminado y su plano medio se observa en la Figura 2.17, en donde el eje z es positivo hacia abajo del plano medio. La k -ésima capa se encuentra localizada entre los puntos $z=z_k$ y $z=z_{k+1}$, en la dirección del espesor.

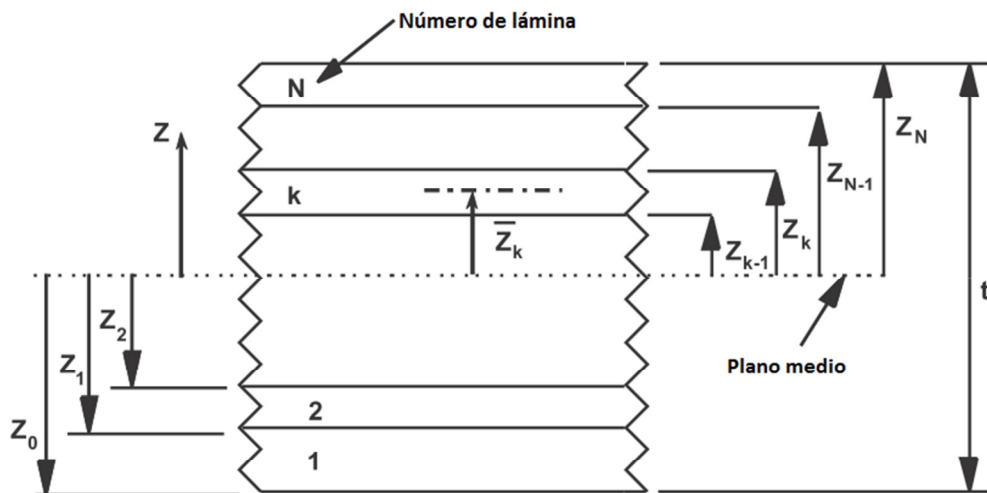


Figura 2.17 Sistema de coordenadas y numeración de capas usado para una placa laminada [35].

Las deformaciones, se pueden definir en función de los desplazamientos que ocurren en el laminado, y pueden ser escritos en forma matricial, como sigue [33]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Donde los arreglos del lado derecho de la ecuación (2.9) son definidos como las deformaciones en el plano medio

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad (2.16)$$

y como las curvaturas del plano medio

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}, \quad (2.17)$$

Respectivamente, y donde z es la distancia al plano medio en la dirección del espesor. Por lo que la ley del comportamiento de una lámina, quedaría entonces:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

en donde, la matriz de rigidez, Q_{ij} , puede variar para cada lámina, por lo tanto, los esfuerzos varían linealmente solo a través del espesor de cada lámina. Sin embargo, estos esfuerzos pueden “saltar” de lámina a lámina, porque la matriz de rigidez puede variar de una capa a otra, ya que depende del material y de la orientación de la capa, como se muestra en la

Figura 2.18. De manera contraria, las deformaciones conservan su continuidad a través de todo el laminado.

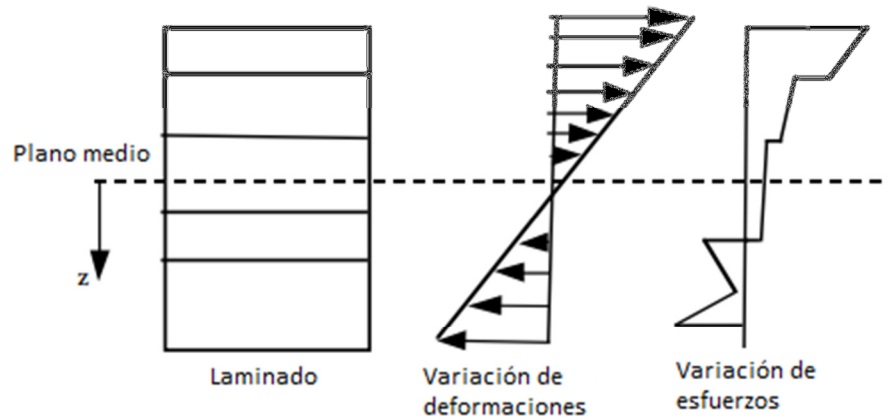


Figura 2.18 Variación de esfuerzos y deformaciones a través del espesor del laminado [33].

Las fuerzas y los momentos por unidad de longitud aplicados a un laminado, están relacionados a las deformaciones del plano medio y a las curvaturas a partir de:

$$\begin{aligned}
 N_x &= A_{11}\varepsilon_x^o + A_{12}\varepsilon_y^o + A_{16}\gamma_{xy}^o + B_{11}k_x + B_{12}k_y + B_{16}k_{xy} \\
 N_y &= A_{12}\varepsilon_x^o + A_{22}\varepsilon_y^o + A_{26}\gamma_{xy}^o + B_{12}k_x + B_{22}k_y + B_{26}k_{xy} \\
 N_{xy} &= A_{16}\varepsilon_x^o + A_{26}\varepsilon_y^o + A_{66}\gamma_{xy}^o + B_{16}k_x + B_{26}k_y + B_{66}k_{xy} \\
 M_x &= B_{11}\varepsilon_x^o + B_{12}\varepsilon_y^o + B_{16}\gamma_{xy}^o + D_{11}k_x + D_{12}k_y + D_{16}k_{xy} \\
 M_y &= B_{12}\varepsilon_x^o + B_{22}\varepsilon_y^o + B_{26}\gamma_{xy}^o + D_{12}k_x + D_{22}k_y + D_{26}k_{xy} \\
 M_{xy} &= B_{16}\varepsilon_x^o + B_{26}\varepsilon_y^o + B_{66}\gamma_{xy}^o + D_{16}k_x + D_{26}k_y + D_{66}k_{xy}
 \end{aligned}
 \tag{2.19}$$

donde los A_{ij} son los componentes de la matriz de rigidez extensional, y están dados por

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k t_k
 \tag{2.20}$$

B_{ij} son los componentes de la matriz de rigidez de acoplamiento para el laminado

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k t_k \bar{z}_k \quad (2.21)$$

y D_{ij} corresponden a los elementos de la matriz de rigidez por flexión, expresados por

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (t_k \bar{z}_k^2 + \frac{t_k^3}{12}) \quad (2.22)$$

En las ecuaciones (2.20), (2.21) y (2.22), \bar{z}_k es la coordenada del plano medio del laminado, que se puede observar en la Figura 2.17.

Es importante tener en cuenta que en los laminados simétricos no se generan curvaturas, por lo que $B_{ij}=0$.

A partir de la matriz ABD se puede definir un conjunto de módulos equivalentes para los laminados balanceados simétricos. Estos módulos, E_x , E_y , G_{xy} , ν_{xy} , representan la rigidez de una placa equivalente, que se comporta como el laminado original bajo cargas en el plano [35]. En la ecuación (2.23) se muestra el procedimiento para obtener el conjunto de módulos equivalentes.

$$E_x = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{tA_{22}}$$

$$E_y = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{tA_{11}}$$

$$G_{xy} = \frac{A_{66}}{t}$$

$$\nu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}}$$

(2.23)

2.5 FRACTURA DE ELEMENTOS AGRIETADOS

La fractura es la separación o fragmentación de un sólido bajo la acción de una carga externa, a través de un proceso de creación de nuevas superficies, las superficies de fractura. Usualmente, para fracturar un material se requiere incrementar la carga progresivamente hasta que un proceso de nucleación y propagación de grietas ocurra. Una circunstancia muy importante es que la fractura puede iniciar a partir de una grieta preexistente en el material; entonces la etapa de nucleación de grietas es suprimida y el proceso se reduce a iniciar la propagación de la grieta [36].

2.5.1 Tenacidad a la fractura

Para que una grieta en el material comience a propagarse, se requiere de la energía suficiente para rebasar la resistencia del material. Griffithn fue el primero en proponer un criterio de energía de fractura, pero Irwin fue el responsable de desarrollar el enfoque de la tasa de liberación de energía, G , que es definida como la tasa de cambio de energía potencial en un material elástico con grieta. En el momento de la fractura, $G=G_c$, es decir, la tasa de energía de liberación crítica de energía, lo cual es una medida de la tenacidad a la fractura [26, 34].

La tenacidad a la fractura es un término genérico, normalmente utilizado para las mediciones de la resistencia que tiene un material al crecimiento de una grieta. La medición experimental de este parámetro juega un papel imperativo en la caracterización de materiales, diseño con tolerancia al daño, análisis de esfuerzos residuales y aseguramiento de la calidad para componentes estructurales [37].

2.5.1.1 Factor de intensidad de esfuerzos

En muchos casos de análisis de tenacidad a la fractura, es más conveniente trabajar en términos del factor de intensidad de esfuerzos, K . Para un material isótropo en modo de apertura I, K_I , es relacionado con G a través de la ecuación (2.24), y para el momento de la falla del material, se aplica la ecuación (2.25).

$$K_I^2 = EG \quad (2.24)$$

$$K_{Ic}^2 = EG_c \quad (2.25)$$

Específicamente, K , es una medida de la severidad de la situación de la grieta, y es afectado por el tamaño de la grieta, el esfuerzo aplicado y la geometría del material, y sus unidades están dadas normalmente en MPa \sqrt{m} o en ksi \sqrt{in} . Para definir K , se asume que el material tiene un comportamiento lineal- elástico, de acuerdo a la ley de Hooke, por lo que se utiliza el enfoque de la mecánica de la fractura lineal-elástica (LEFM, por sus siglas en inglés).

Se puede decir que un material agrietado puede resistir sin sufrir fractura frágil, si el factor de intensidad de esfuerzos, K , es menor a su valor crítico, K_c , que es llamado tenacidad a la fractura. Los valores de K_c pueden variar para distintos materiales, y son afectados por la temperatura, la velocidad de carga y el espesor del material. Entre mayor sea el espesor de un elemento, menor será su K_c , hasta alcanzar un valor K_{Ic} , que se conoce como tenacidad a la fractura en deformación plana. Entonces, K_{Ic} , es una medida de la habilidad de un material para resistir la fractura en presencia de una grieta [38].

En un caso simple de una placa con una grieta en el centro, que se encuentre bajo tensión, se tiene que el factor de intensidad de esfuerzos es:

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \quad (2.26)$$

donde σ es el esfuerzo aplicado y $2a$ es la longitud de la grieta.

Para obtener experimentalmente los valores de tenacidad a la fractura, se deben tomar en cuenta ciertas consideraciones geometrías de los especímenes a ensayar, así como verificar que se cumpla el criterio de deformación plana y de la teoría de la Mecánica de la Fractura Elástico-Lineal.

2.5.1.2 Desplazamiento de apertura de la punta de la grieta (CTOD)

Además del factor de intensidad de esfuerzos, existen otros parámetros utilizados en la mecánica de la fractura, como la integral J , el desplazamiento de apertura de la punta de la

grieta (CTOD, por sus siglas en inglés), y el ángulo de apertura de la punta de la grieta (CTOA, por sus siglas en inglés). Mientras que K describe el campo de esfuerzos dentro de una zona elástica alrededor de la punta de la grieta, la integral J caracteriza el campo de esfuerzos en una zona elasto-plástica, y simboliza la fractura elasto-plástica. Por su parte, el CTOD (δ) sirve como parámetro ingenieril, y puede ser utilizado como el equivalente de K o J en aplicaciones prácticas [37].

El factor de intensidad de esfuerzos, la integral J y el CTOD, puede relacionarse entre sí. Para materiales dúctiles se tiene que:

$$\delta \approx \frac{K^2}{E\sigma_0} \approx \frac{J}{\sigma_0} \quad (2.27)$$

Los valores experimentales de δ pueden ser determinados a través de la norma ASTM E1290 y E1820 [38]. Gráficamente, el parámetro CTOD se puede ejemplificar en la Figura 2.19.

El parámetro CTOD, en conjunto con el análisis de elemento finito, han sido aplicados exitosamente a numerosos análisis estructurales de inicio de falla por grieta, y de esfuerzos residuales en estructuras complejas, como fuselajes de aviones y tuberías [39].

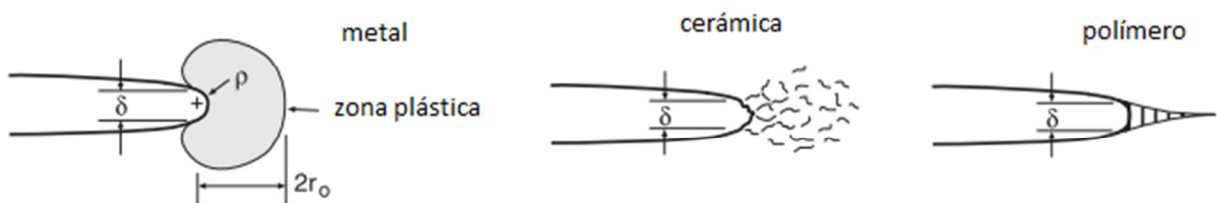


Figura 2.19 Representación gráfica del CTOD (δ) [38].

En la Figura 2.20 se muestra el diagrama de flujo en el que se puede observar la ruta a seguir para la obtención de la tenacidad a la fractura, dependiendo de si se cumple o no el criterio de deformación plana y si es aplicable la teoría de la Mecánica de la Fractura Lineal-Elastica (LEFM).

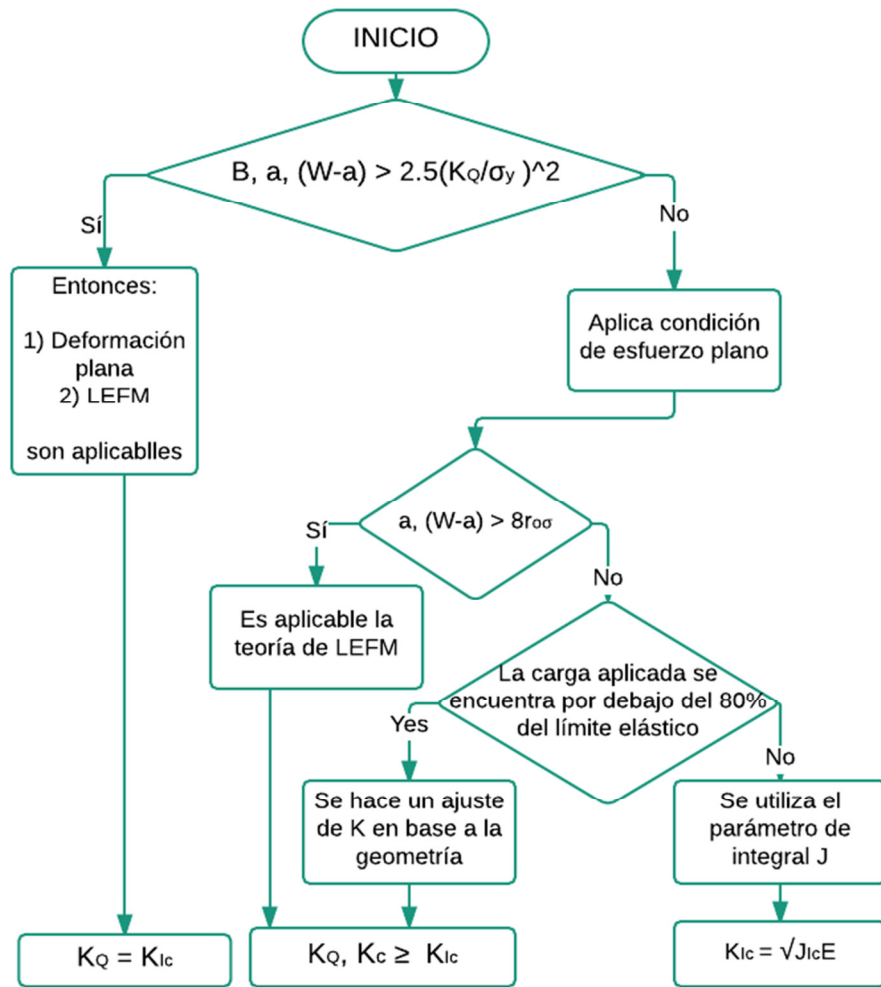


Figura 2.20 Diagrama de flujo que distingue entre las condiciones de esfuerzo plano y deformación plana, para la toma de decisión del tipo de enfoque es necesario [38].

2.5.2 Fractura en materiales compuestos

Para materiales compuestos, se puede obtener una relación entre la tasa de liberación de energía, G , y el factor de intensidad de esfuerzos, K , esto a partir de la modelación de un material ortótropo con la propagación de la grieta en uno de los planos de simetría, quedando dicha relación de la siguiente manera:

$$G = K_I^2 \left(\frac{a_{11}a_{12}}{2} \right)^{1/2} \left[\left(\frac{a_{22}}{a_{11}} \right)^{1/2} + \left(\frac{a_{66}+a_{12}}{2a_{11}} \right) \right]^{1/2} \quad (2.28)$$

donde los términos a_{ij} son coeficientes de los esfuerzos definidos a partir de un sistema de coordenadas que no está basado en la dirección de la fibra, si no en un sistema que tiene la dirección 1 en relación a la grieta, y la dirección 2 en relación con la dirección en que se aplica la carga. Además, estos coeficientes pueden ser considerados como recíprocos del módulo de Young del material compuesto [27]:

$$a_{11} = \frac{1}{E_{11}} \quad a_{22} = \frac{1}{E_{22}} \quad a_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

$$a_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} \quad (2.29)$$

Siempre y cuando la propagación de la grieta ocurra en un plano de simetría, la relación entre K_I , σ , y a del material ortótropo, se mantenga igual que en un material isótropo.

2.5.3 Tenacidad dinámica a la fractura

Diversos procesos de deformación ocurren a niveles de esfuerzo muy elevados en comparación con aquellos esfuerzos encontrados en procedimientos de pruebas mecánicas estándar o estáticas. Las operaciones que involucran altos niveles de deformación y acontecimientos de impacto, como el parachoques de un automóvil o el impacto de un proyectil contra una placa, son ejemplos de procesos de deformación que presentan altas velocidades de deformación. Las propiedades mecánicas de los materiales, como la dureza, la resistencia, la ductilidad o la tenacidad, pueden variar conforme varía la velocidad de deformación, por lo que es necesario determinar dichas propiedades en condiciones que estén estrechamente equilibradas a los altos niveles de deformación.

La técnica experimental más comúnmente utilizada para la medición de la tenacidad dinámica a la fractura, K_{I_d} , es la prueba Charpy instrumentada. Esta técnica tiene varias ventajas prácticas, incluyendo el bajo costo, probetas pequeñas y fácil operación, sin

embargo, debido a que esta prueba no toma en cuenta las fuerzas inerciales, se encuentran dificultades para interpretar los resultados. Además, las velocidades de carga máximas que se alcanzan en la prueba Charpy, son del orden de $\dot{K}_I = 10^5 MPa\sqrt{m}/s$.

Sin embargo, en la década de los 90's, Yokoyama [40] desarrolló un método para determinar la tenacidad dinámica a la fractura de los materiales, K_{Id} , a partir de la utilización de barras Hopkinson en combinación con Análisis de Elemento Finito.

En esta metodología se usan las barras de Hopkinson en su configuración de flexión en tres puntos, las cuales alcanzan velocidades de carga del orden de $10^6 MPa\sqrt{m}/s$. En estos experimentos, K_{Id} , es normalmente estimada utilizando las ecuaciones convencionales para determinar el factor de intensidad de esfuerzos estático. En la Figura 2.21 se muestra el diagrama de la configuración de las barras de Hopkinson para flexión en tres puntos. El sistema se compone principalmente de una cámara de aire a presión, un proyectil cilíndrico, tres barras de Hopkinson (una incidente y dos transmitidas) y un sistema para recopilar las señales que se obtienen a través de galgas extensométricas.

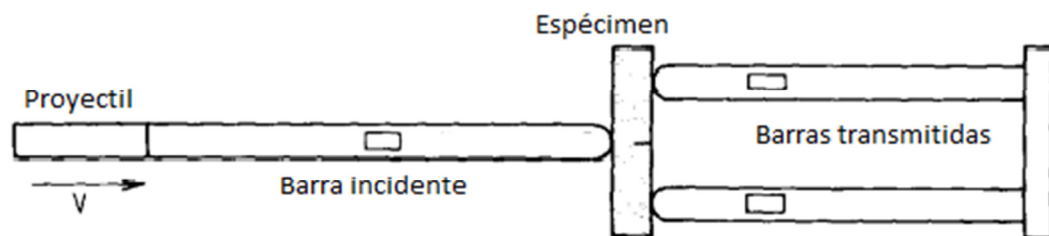


Figura 2.21 Esquema de las barras de Hopkinson en su configuración de flexión en tres puntos [40].

El proyectil es impulsado a alta velocidad por la cámara a presión, provocando que el proyectil impacte un extremo de la barra incidente, generando un pulso de compresión que viaja a través de la barra hasta llegar al final de ésta, donde parte del pulso es reflejado y parte es transmitido al espécimen y a continuación a las barras posteriores del aparato (barras transmitidas). Mediante el uso de galgas extensométricas, colocadas en las barras incidente y transmitidas, se miden los pulsos incidentes ($\epsilon_i(t)$), reflejados ($\epsilon_r(t)$), y transmitidos ($\epsilon_t(t)$); estos pulsos son registrados por un osciloscopio y mediante el tratamiento de datos que se obtienen es posible determinar el historial de cargas que es

aplicado al espécimen durante cierto tiempo. Otra galga extensométrica es colocada en el espécimen para registrar el tiempo (t), cuando la grieta se propaga en la probeta. Mediante las características de los pulsos registrados por las galgas colocadas en las barras se pueden determinar propiedades del material ensayado, tales como la tenacidad dinámica a la fractura e incluso diagramas de esfuerzo deformación.

Una vez obtenidos los pulsos de las deformaciones en los ensayos en las barras Hopkinson, se obtienen las cargas incidente y transmitida, las cuales son determinadas a partir de las ecuaciones (2.30) y (2.31), respectivamente

$$P_i = EA[\varepsilon_i(t) + \varepsilon_r(t)] \quad (2.30)$$

$$P_t = EA\varepsilon_t(t) \quad (2.31)$$

donde, E corresponde al módulo de Young del material de las barras de Hopkinson, y A es el área transversal de las mismas.

La evolución del factor de intensidad de esfuerzos en función del tiempo ($K_{Id}(t)$), es obtenido a partir de la simulación y el análisis de elemento finito que utiliza los valores de las cargas aplicadas a la probeta a través de la barra incidente.

El valor crítico del factor de intensidad de esfuerzos, es decir, la tenacidad a la fractura dinámica se puede calcular a partir del instante de iniciación de propagación de la grieta. Este instante se puede observar en los historiales de deformaciones registrados por la galga extensométrica colocada en el espécimen ensayado, y se puede identificar como el punto en el que la deformación comienza a bajar drásticamente.

En la Figura 2.22 se describe brevemente la metodología para obtener la tenacidad a la fractura a partir de experimentación en barras Hopkinson y Análisis de Elemento Finito.

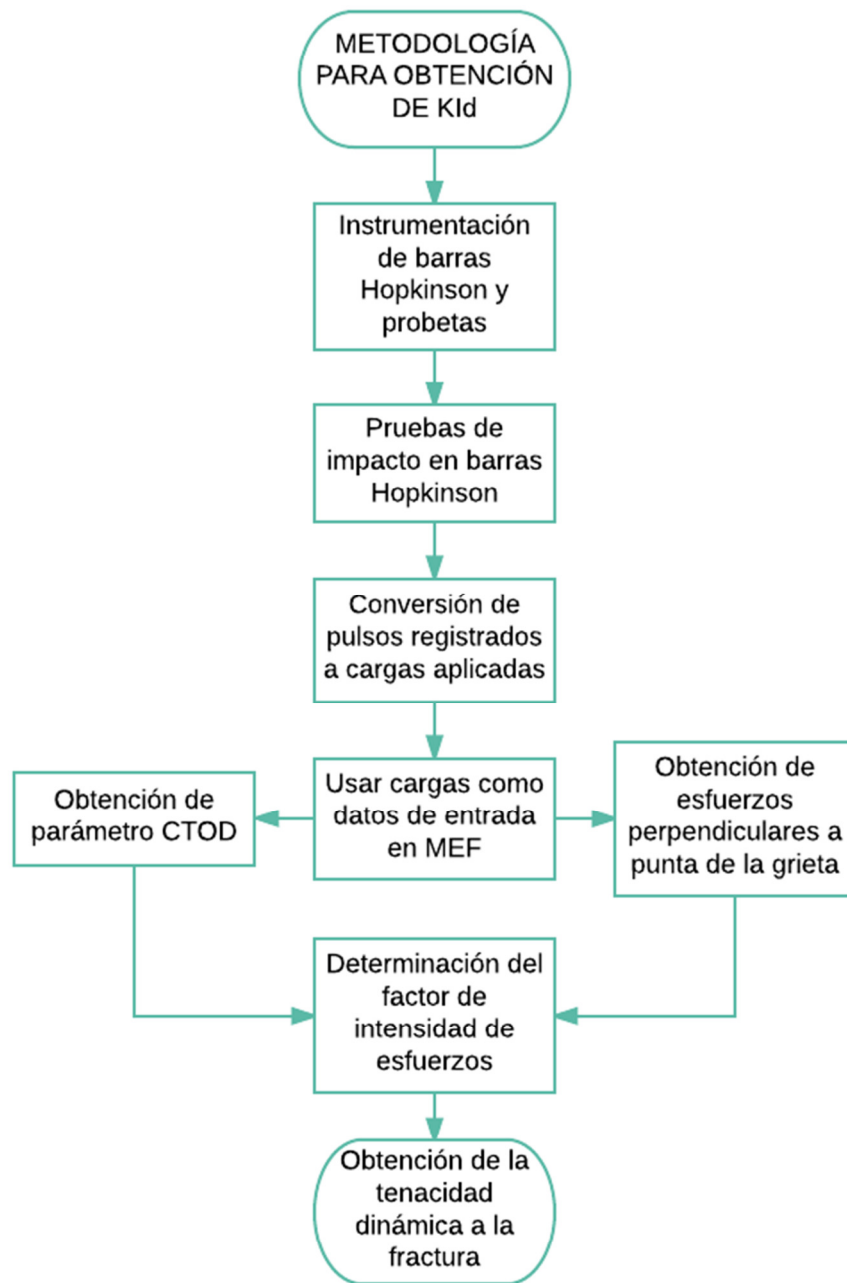


Figura 2.22 Metodología para obtener la tenacidad a la fractura.

3 PROCEDIMIENTOS EXPERIMENTALES

3.1 MANUFACTURA DEL MATERIAL

3.1.1 Materiales constituyentes

Para la fabricación de los laminados fibra metal, se utilizaron como materiales constituyentes, prepregs de fibras tejidas de carbono, embebidas en resina epoxi y láminas de aleación de aluminio 2024-T3, cuyas características se detallarán en las siguientes secciones.

3.1.1.1 *Prepreg de fibra de carbono/resina epoxi*

Se utilizaron los prepregs denominados DA-4518 con tejido plano (plain weave). Estos prepregs consisten en un tejido tipo plano (plain weave) estilo 281 de fibras de carbono, que se muestra en la Figura 3.1, y tiene un contenido de 45 por ciento en peso de resina. Este tipo de tejido es el más básico y sencillo, en el que se forma un patrón a partir del entrecruzamiento de hebras que van en dirección horizontal (*weft* o *fill*) y hebras en dirección vertical (*wrap*), donde cada hebra *fill* va pasando alternadamente por encima y por debajo de las hebras *wrap*, siguiendo una secuencia regular de entrelazado uno a uno. En general, este tipo de tejido es bastante fuerte, resistente y además apretado, por lo que no se puede acoplar fácilmente para moldear formas complejas. En la Tabla 3.1 se muestran las características principales del prepreg carbón/epoxi DA-4518.

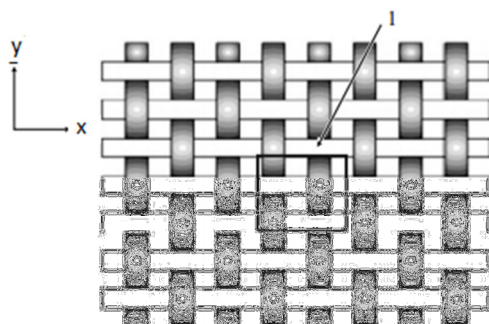


Figura 3.1 Tejido *plain weave*. 1 - celda unitaria [10].

Tabla 3.1 Propiedades de prepeg DA-4518 [41].

Propiedad	Valor	Unidades
<i>Densidad</i>	196.65	g/m ²
<i>Espesor</i>	2.6x10 ⁻⁴	m
<i>Contenido de resina</i>	45-50	% en peso
<i>Contenido de volátiles</i>	<1	%
<i>Temperatura de trabajo</i>	-55 – 80	°C
<i>Tiempo de vida</i>	1	Año @ -15°C
<i>Rampa de curado</i>	60 min @ 121 60 min @ 177	°C
<i>Coefficiente de expansión térmica</i>	2.1x10 ⁻⁶	°C ⁻¹
<i>Resistencia a la tensión</i>	496.42	MPa
<i>Módulo de Young</i>	31.72	GPa

3.1.1.2 Aleación de aluminio 2024-T3

Para la fabricación de los laminados fibra-metal, fueron utilizadas láminas metálicas de aleación de aluminio 2024-T3, Figura 3.2. El aluminio 2024 es una aleación de aluminio en la que se usa el cobre como principal elemento en la aleación. Se usa en aplicaciones que requieren una relación resistencia/peso elevada y también presenta una buena resistencia a la fatiga. No puede ser soldado, y tiene una maquinabilidad media. Tiene poca resistencia a la

corrosión, por lo que a menudo es revestido con aluminio o Al-1Zn para protegerlo, aunque esto puede reducir la resistencia a la fatiga.

Debido a su elevada solidez y su resistencia a la fatiga, la aleación 2024 es usada comúnmente en aeronáutica, especialmente en la estructura de las alas y el fuselaje. Además, ya que el material es susceptible a los choques térmicos, la aleación se emplea en las pruebas de certificación de penetración en líquidos fuera de los rangos normales de temperatura.

La condición de mayor resistencia mecánica y resistencia a la fatiga es la 2024-T3, es decir, la aleación con el tratamiento T3, que consiste en que el material se encuentra en condición de recocido (-O) para ser mecanizado y posteriormente se envía a tratamiento térmico de solución a temperatura de 495°C. A continuación, se lleva a cabo el temple seguido del proceso de deformación en frío para reducir su área. Una vez realizados estos procesos, la pieza es sometida a envejecimiento natural (a temperatura ambiente) para que adquiera la dureza máxima [42].



Figura 3.2 Lámina de aleación de aluminio 2024 -T3.

Para garantizar la calidad y la composición química de los materiales a utilizar en la fabricación de los LFM, se realizó una prueba para validar la composición de las láminas de aleación de aluminio 2024-T3, realizándose, en el Laboratorio de Tecnología de Materiales de

CIDESI, un análisis por el método de chispa. En la Tabla 3.2 se muestran los resultados del análisis.

Tabla 3.2 Resultados del análisis por el método de chispa de la aleación 2024-T3.

<i>Elemento</i>	<i>Resultado</i>	<i>Límite</i>	<i>Elemento</i>	<i>Resultado</i>	<i>Límite</i>
<i>Silicio (Si)</i>	0.12 %	0.50%	<i>Níquel (Ni)</i>	0.02%	0.05%
<i>Fierro (Fe)</i>	0.22 %	0.50%	<i>Cromo (Cr)</i>	0.015%	0.10%
<i>Cobre (Cu)</i>	4.79 %	3.80 – 4.90%	<i>Plomo (Pb)</i>	0.004%	0.05%
<i>Manganeso (Mn)</i>	0.55%	0.30 – 0.90%	<i>Estaño (Sn)</i>	0.003%	0.05%
<i>Magnesio (Mg)</i>	1.34%	1.20 – 1.80%	<i>Titanio (Ti)</i>	0.017%	0.15 %
<i>Zinc (Zn)</i>	0.156%	0.25%			

El análisis por espectrometría de emisión por chispa se basa en la obtención de espectros de emisión de los elementos por medio de su excitación con chispas de alta tensión. Estos espectros permiten la determinación cualitativa y cuantitativa de elementos metálicos en varios tipos de muestras, como metales y aleaciones, suelos, minerales y rocas. La excitación de la muestra se produce en el pequeño espacio existente entre un par de electrodos. El paso de la electricidad entre los electrodos a través de este pequeño espacio proporciona la energía necesaria para atomizar la muestra y producir átomos o iones en estado electrónico excitado. La chispa pasa por la muestra, calentándola a alta temperatura para excitar los átomos. Los átomos del analito excitado emiten luz en varias longitudes de onda que pueden ser detectadas mediante métodos espectroscópicos comunes [43].

3.1.2 Tratamiento superficial de láminas de aleación 2024-T3

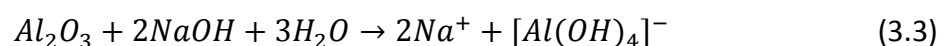
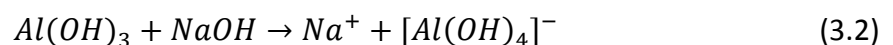
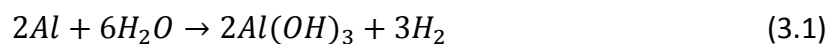
Para que los laminados fibra metal y, en general, los materiales compuestos alcancen sus propiedades máximas, se deben cubrir ciertos estándares durante la manufactura del material, y satisfacer ciertos criterios, por ejemplo, la eliminación de huecos entre las capas del material o una buena interfase entre dos componentes.

La interfase entre materiales es fundamental en un material compuesto, ya que determinará si existe o no, una buena adhesión entre los refuerzos y la matriz (en caso de materiales compuestos), así como entre capas de material compuesto y láminas metálicas (en caso de

laminados fibra metal), y a su vez, una buena adhesión implica que ambos componentes están trabajando en conjunto y maximizando las propiedades mecánicas, y de esta manera soportan los esfuerzos que se les aplican.

Para mejorar la interfase fibra-metal, es necesario someter a las láminas de aluminio a un tratamiento que modifique, ya sea física o químicamente, la superficie del aluminio y permita una mejor adhesión con las capas de prepreg carbono/epoxi, tomando en cuenta que dicho tratamiento no debe degradar de manera significativa la lámina, para que no se vean afectadas sus propiedades mecánicas. En la Tabla 2.4 se muestran algunos de los principales tratamientos superficiales aplicados a aleaciones de aluminio. Para este trabajo, se aplicó el tratamiento *Sulfato férrico-ácido* (en inglés, P2 Etch), basándose en los resultados de **Velasco** [44], que muestran una mejora considerable en la resistencia a la tensión de los laminados fibra metal, al usar el tratamiento P2, en comparación con el material que contiene láminas de aluminio que sólo tuvieron limpieza con solventes. Estos resultados también muestran una elevación de la resistencia a la tensión del laminado fibra metal con el tratamiento P2, frente a los laminados con tratamientos alcalinos (NaOH).

Para el ataque con NaOH, se debe considerar que el aluminio cuenta con una capa protectora de $Al(OH)_3$ que se forma al entrar en contacto con la solución acuosa de NaOH. Posteriormente se produce $[Al(OH)_4]^-$. Además, una fina capa de Al_2O_3 previamente formada por corrosión pasiva, es disuelta por la adición del NaOH obteniéndose $[Al(OH)_4]^-$ (ecuación (3.2) y ecuación (3.3)). De esta manera, tanto la capa de óxido como el aluminio son disueltas cuando se encuentran en una solución de NaOH [45]. A continuación se muestran las reacciones que se producen en este decajado.

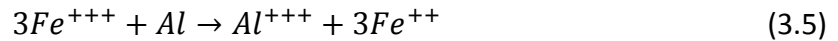


Por otra parte, investigadores de la U.S. Army Armament Research and Development Center publicaron un artículo en el que mencionan el funcionamiento del tratamiento P2 aplicado a

aleaciones de aluminio para mejorar la adhesión [46]. Los autores señalan que las aleaciones de aluminio (específicamente la aleación 2024), son atacadas por el ácido sulfúrico de acuerdo a la siguiente ecuación:



Mientras tanto, la reacción del ion férrico (del sulfato férrico) con el aluminio se muestra en la siguiente ecuación:



Antes de realizar el decapado químico a las láminas de aluminio, estas se cortaron de acuerdo a las dimensiones del contenedor destinado al ataque químico, quedando con un tamaño de 28 x 19 cm, con el sentido del rolado orientado a la dimensión más larga, como se muestra en la Figura 3.3. Posteriormente, las láminas recibieron un tratamiento de limpieza, frotando el material con un paño humedecido con acetona o metil-etil cetona, hasta remover por completo las marcas de tinta, grasa, estampados de la identificación de la aleación y/o suciedad en general. Una vez se hubieron removido todas las manchas o marcas visibles, se procedió a realizar un decapado mecánico mediante una abrasión manual con papel lija de tamaño de grano #400. El propósito del decapado mecánico es el de desbastar el material y eliminar la fina capa de óxido de aluminio que protege a la lámina de una oxidación progresiva, y además conseguir una superficie más rugosa, y de esta manera, mejorar la adhesión con la resina de los preregs.

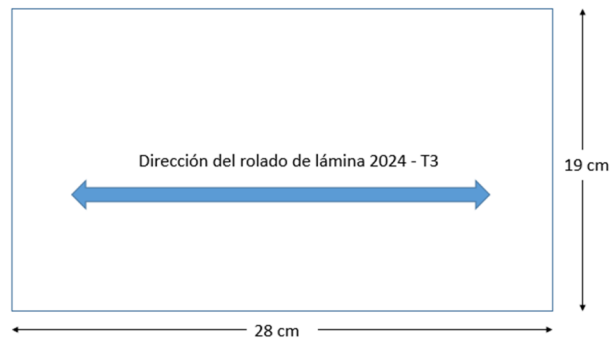


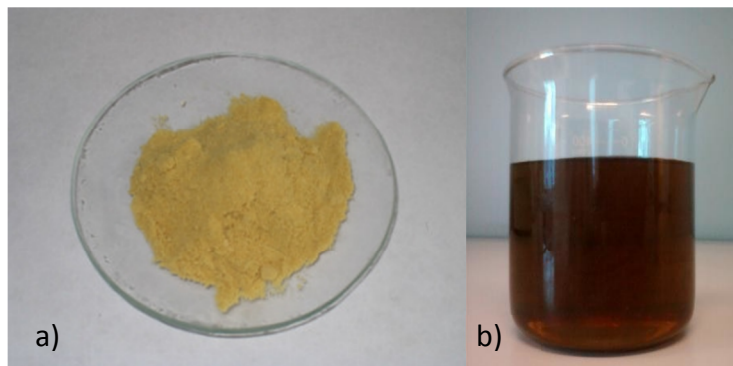
Figura 3.3 Dimensiones y orientación de láminas recortadas de aluminio 2024 -T3.

Figura 3.4 a) Sulfato férrico ($\text{Fe}_2(\text{SO}_4)_3 \cdot n\text{H}_2\text{O}$), y solución de ataque P2 (b).

Una vez se tuvieron las láminas desengrasadas y desbastadas, se procedió a preparar la solución para el ataque químico P2, Figura 3.4(b)

La solución de ataque fue preparada con 150 g de sulfato férrico ($\text{Fe}_2(\text{SO}_4)_3 \cdot n\text{H}_2\text{O}$) y 235 ml de ácido sulfúrico (H_2SO_4) (8N) en 1 litro de agua desionizada. Para garantizar la pureza y reducir la probabilidad de contaminación de las láminas, los reactivos utilizados fueron grado analítico [44].

Las láminas de aluminio fueron sumergidas en su totalidad en la solución de ataque P2, Figura 3.5, durante 10 a 12 minutos a una temperatura constante de 60 – 65°C, y con agitación constante para asegurar la uniformidad del ataque sobre toda la superficie de las láminas, por ambos lados. Inmediatamente después del ataque químico, se enjuagaron las láminas de aluminio con agua desionizada atomizada a 40°C, para evitar choque térmico, y posteriormente se secaron las láminas con aire caliente. Debe considerarse que durante el enjuague de las láminas fue fundamental no dejar manchas de reactivo o de enjuague sobre la superficie, ya que esto pudo afectar la adhesión con la resina. En caso de existir estas manchas, el proceso de ataque debió repetirse.



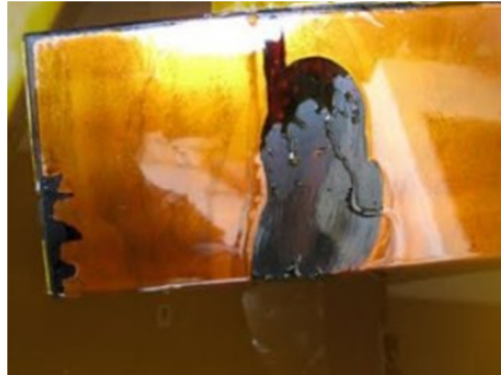


Figura 3.5 Lámina de aluminio 2024-T3 sumergida en reactivo de ataque químico P2.

Las láminas que fueron decapadas químicamente se utilizaron no más de 24 horas después del ataque químico, para garantizar que no se formara nuevamente la capa de óxido sobre el material.

Para verificar la uniformidad del ataque químico en la superficie de las láminas, se realizó la prueba de rompimiento de gota (del inglés, water-break test), que consiste en aplicar agua desionizada mediante atomización; si no se forman gotas sobre la superficie de la lámina, se puede considerar que el tratamiento fue uniforme y adecuado, y que se disminuyó la tensión superficial de la lámina de aluminio, lo que propiciará una mejor adhesión; en caso contrario, el tratamiento debe repetirse. En la Figura 3.6 se observa el resultado de la prueba de rompimiento de gota en una lámina de aluminio 2024-T3. En el lado izquierdo se observa un tratamiento superficial pobre, ya que existe formación de gotas de agua. En el lado derecho se observa una capa uniforme de agua por la disminución de tensión superficial, indicando un buen decapado.



Figura 3.6 Prueba de rompimiento de gota en lámina de aluminio 2024-T3.

3.1.3 Apilado de capas y elaboración de bolsa de vacío.

La manufactura de materiales compuestos y laminados fibra metal requieren de instalaciones, herramientas, consumibles y ambientes especiales para evitar la contaminación o adhesión de partículas de polvo a las capas de material, por este motivo, estos materiales son fabricados dentro de un cuarto limpio, en donde se tiene control sobre la temperatura, humedad y partículas por millón de contaminantes. El Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI) cuenta con un cuarto limpio clase 100,000, Figura 3.7, en el que se trabajan distintos tipos de fibras, y en que fue posible la fabricación de los laminados fibra metal utilizados en este proyecto.



Figura 3.7 Cuarto limpio para preparación de laminados de materiales compuestos.

El proceso de fabricación que se llevó a cabo para la obtención de los laminados fibra metal, fue el de apilado manual de prepregs combinado con el curado en autoclave y bolsa de vacío, que se describió brevemente en la sección 2.3.1. Todo el proceso de fabricación se realizó con el debido equipo de seguridad personal y de limpieza, como guantes de látex o nitrilo, bata de laboratorio y gafas de seguridad.

La manufactura de los laminados involucró la elaboración de una bolsa de vacío, es decir, una bolsa sellada en la que en su interior se encuentra el laminado y diversas capas de tela y plástico que permiten la salida del aire en exceso que se encuentra entre las capas del laminado, mediante una bomba de vacío. En la Figura 3.8 se muestra la secuencia de apilado del laminado y las capas de tela y plástico que se realizó para la elaboración de la bolsa de vacío.

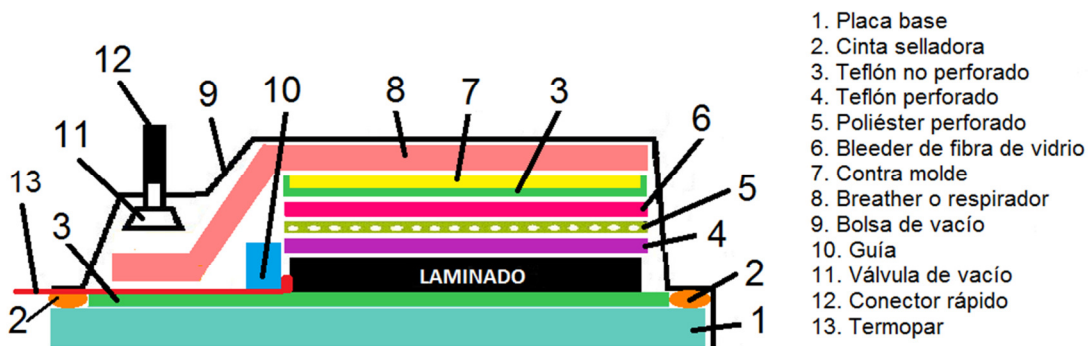


Figura 3.8 Detalle de elaboración de bolsa de vacío.

A continuación se enlistan los materiales utilizados en la elaboración de la bolsa de vacío, y una breve descripción de cada uno.

1. **Placa base (tool plate):** placa generalmente de acero, en la que se apilan las capas del laminado y sirve como base para la bolsa de vacío. Debe ser lo suficientemente rígida para no deformarse en el proceso de curado dentro del autoclave.
2. **Cinta selladora:** cinta de caucho sintético adhesivo e impermeable, resistente a altas temperaturas, que aísla el interior de la bolsa, permitiendo que se produzca el vacío.
3. **Teflón no perforado:** también conocido como teflón sólido, es una película antiadherente utilizada para retirar fácilmente las piezas de material compuesto curado de la placa base.
4. **Teflón perforado:** película de teflón poroso que permite el paso del exceso de resina del material compuesto hacia el respirador, sin adherirse a la pieza curada
5. **Poliéster perforado:** película de poliéster con pequeños agujeros que controlan el paso del exceso de resina hacia el respirador durante el proceso de vacío.
6. **Bleeder de fibra de vidrio:** tela tejida de fibra de vidrio que se utiliza para absorber el exceso de resina.
7. **Contra molde:** placa rígida de acero que hace presión sobre la pieza laminada. Se recubre con teflón no perforado para evitar que se le adhiera la resina.
8. **Breather o respirador:** tela no tejida de fibras de poliéster que se amolda fácilmente a la geometría de la pieza. Está diseñada para permitir el flujo del aire del interior de la bolsa hacia la válvula de vacío y absorber el exceso de resina.
9. **Bolsa de vacío:** película elástica que se acopla a la geometría de la pieza y es utilizada como la última capa en la bolsa de vacío.
10. **Guía:** perfil recto metálico, utilizado para delimitar la pieza laminada y conseguir que tenga un lado recto, que es usado como referencia a momento de maquinarlo.
11. **Válvula de vacío:** permite el paso del aire de la bolsa de vacío hacia el exterior.
12. **Conector rápido:** funciona como conexión entre la válvula de vacío y la manguera de la bomba de vacío.

13. Termopar: dispositivo utilizado en la medición de la temperatura del laminado dentro del autoclave.

El procedimiento de fabricación del laminado y construcción de bolsa de vacío se realizó paralelamente, y consistió en los siguientes pasos:

a) Corte de capas de prepreg de fibra de carbono de 29.6 cm x 21.5 cm, alineando la dimensión más grande con la dirección wrap de la fibra de carbono, como se muestra en la Figura 3.9. Asimismo, se cortaron las telas y películas poliméricas necesarias para la elaboración de la bolsa de vacío.

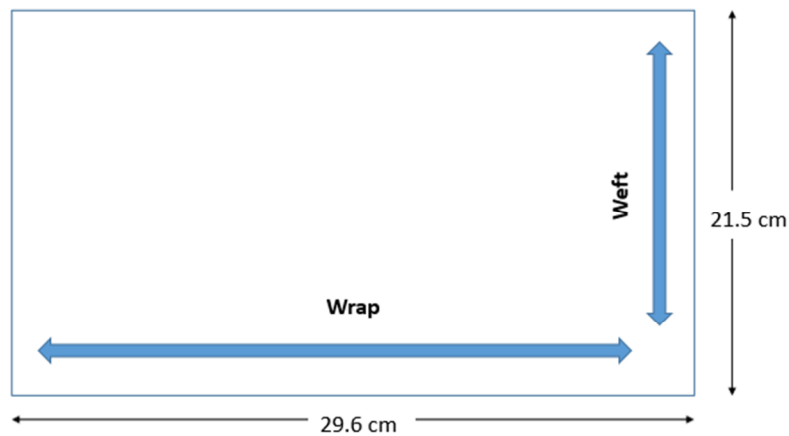


Figura 3.9 Dimensiones y orientación de capas de prepreg de fibra de carbono.

b) Preparación de la placa base, contra molde y guía, comenzando con una limpieza de estas piezas con acetona para asegurar la ausencia de contaminantes en el proceso. Las tres partes fueron cubiertas con teflón sólido para evitar que se adhirieran al laminado en el proceso de curado. La guía fue colocada y pegada sobre la placa base, como se muestra en la parte derecha de la Figura 3.10.

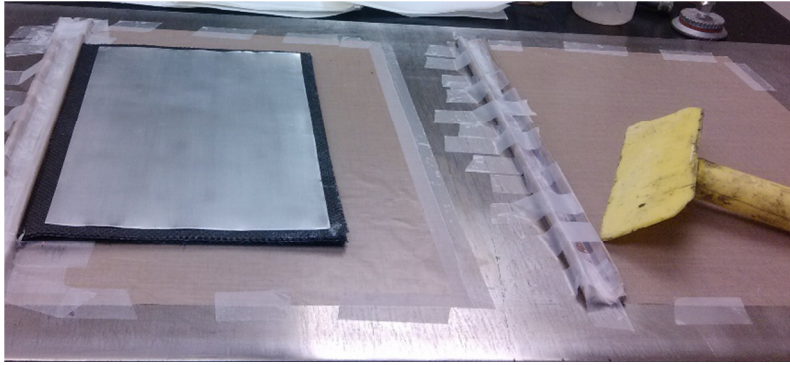


Figura 3.10 Derecha: placa base con teflón sólido y guía adherida. Izquierda: capas de prepreg de fibra de carbono/epoxi con láminas de aluminio apiladas sobre placa base.

c) Sobre el arreglo antes mencionado, se comenzó el apilado de las capas de prepreg y las láminas de aluminio previamente tratadas mediante el decapado químico P2, dicho tratamiento debió haberse realizado no más de 24 horas antes del apilado, para asegurar que no existiera formación de óxido en la superficie. El apilado siguió la secuencia $[[0^\circ/0^\circ/0^\circ/Al/0^\circ/0^\circ]_s]_s$, donde 0° corresponde a la orientación warp del material tejido y además coincide con la dirección del rolado de las láminas de aluminio. El laminado fibra metal utilizado en este proyecto, fue un apilado con un total de 20 capas de prepreg y 4 láminas de aluminio. En la parte izquierda de la Figura 3.10 se muestra un apilado parcial de las capas de prepreg y una lámina de aluminio.

d) Una vez terminado el apilado, se colocaron las telas y películas de la bolsa de vacío, y la cinta selladora en el borde de la placa base, Figura 3.11 y Figura 3.12. También se colocó la sonda termopar directamente en el laminado, Figura 3.12.

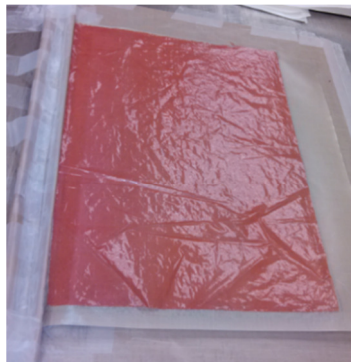


Figura 3.11 Telas y películas poliméricas sobre laminado fibra metal.

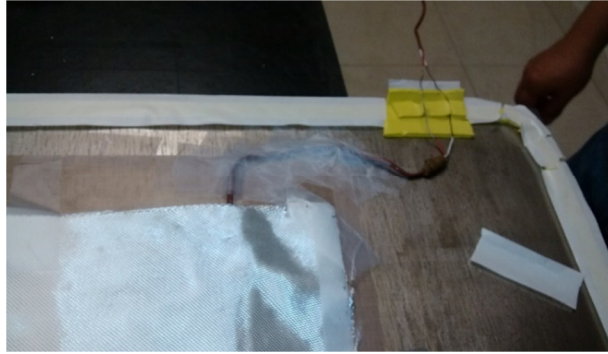


Figura 3.12 Colocación de termopar y cinta selladora alrededor de la placa base.

e) Por último, se selló la bolsa, y se conectó a la bomba de vacío. Se verifica que no existan fugas y que se alcance un vacío de alrededor de -24 inHg, Figura 3.13. Se mantuvo este nivel de vacío durante 4 horas.



Figura 3.13 Bolsa sellada con aplicación de vacío.

3.1.4 Curado de laminados en autoclave

Una vez terminado el proceso de vacío, se procedió a realizar el curado en la autoclave del Laboratorio de Materiales Compuestos de CIDESI. Se utilizó una autoclave marca ASC, modelo Econoclave 2x4 ft, que se muestra en la Figura 3.14.



Figura 3.14 Autoclave ASC, modelo Econoclave 2x4 ft.

El ciclo de curado utilizado para los laminados fibra metal manipulados en este trabajo, se muestra en la Figura 3.15, y fue proporcionado previamente por el fabricante de los prepregs de fibra de carbono/epoxi, y obedece principalmente a las características de curado o endurecimiento de la resina. Este ciclo inicia con un calentamiento a una velocidad de $2.7^{\circ}\text{C}/\text{min}$, hasta alcanzar 121°C , temperatura que se mantiene 60 minutos. Posteriormente, se ejecuta una segunda rampa de calentamiento a $2.7^{\circ}\text{C}/\text{min}$ hasta llegar a una temperatura de 177°C , en la que se mantendrá durante 60 minutos más. Finalmente se inicia la etapa de enfriamiento, a una velocidad de $2.7^{\circ}\text{C}/\text{min}$. Debe considerarse que durante todo el ciclo de curado se mantiene una presión de vacío igual a 21 inHg dentro de la bolsa, y una presión positiva dentro de la cámara de la autoclave de 40 psi para incrementar la presión y facilitar la compactación del laminado, así como la salida del aire que se encuentra entre las capas. Una vez que el laminado es enfriado alrededor de los $35\text{-}40^{\circ}\text{C}$, es posible desactivar la presión positiva y la presión de vacío.

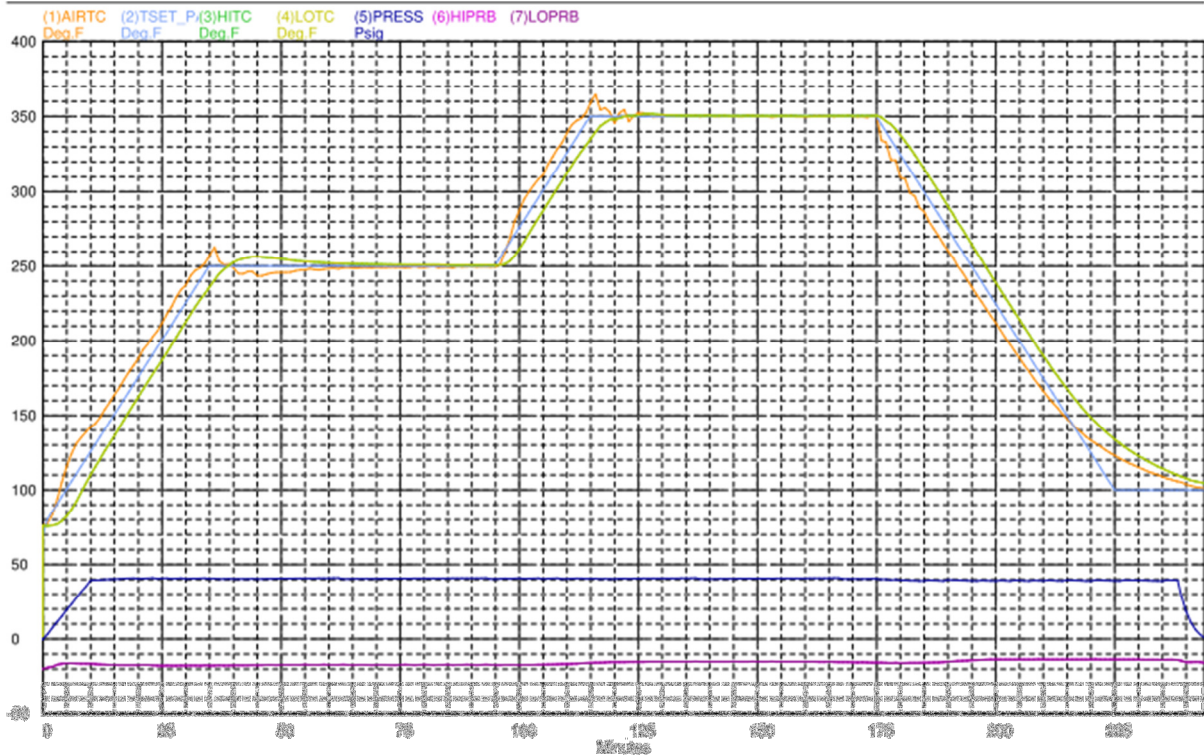


Figura 3.15 Ciclo de curado utilizado en laminados fibra metal.

3.2 CARACTERIZACIÓN MECÁNICA CUASIESTÁTICA DE LAMINADO FIBRA METAL

Para la caracterización dinámica de laminado es necesario tener valores de referencia cuasiestáticos, es por esto que se realizan prueba mecánicas estáticas o cuasiestáticas, que arrojan información cualitativa acerca de la rigidez y resistencia del material utilizado. Además, estos datos son empleados para hace una comparación entre los datos experimentales y los arrojados por los análisis de elementos finitos. En las siguientes secciones se describen los ensayos realizados a los materiales. Es importante mencionar que los análisis que se realizaron en esta tesis sólo consideraron el comportamiento del material a nivel macro, es decir, se asumió que el material compuesto de fibra de carbono y resina epoxi es un solo material ortótropo, por lo que no se distinguen propiedades para a fibra y la resina por separado.

Rubio et al. [47], obtuvo los valores de las constantes elásticas y resistencias del material compuesto de tejido tipo DA-4518 de tejido plano, y de las láminas de aleación 2024-T3 que se utilizaron en este trabajo. En la Tabla 3.3 y Tabla 3.4 se muestran las constantes elásticas del material compuesto (fibra de carbono/epoxi) y de las láminas de aleación 2024-T3, respectivamente.

Tabla 3.3 Constantes elásticas de material compuesto (fibra de carbono/epoxi) de tejido plano DA-4518 [47].

E₁₁ (GPa)	E₂₂ (GPa)	G₁₂ (GPa)	v₁₂
49.816	53.340	3.510	0.048

Tabla 3.4 Constantes elásticas de láminas de aleación 2024-T3 simple [47].

E (GPa)	N	G (GPa)
66.902	0.3	25.731

3.2.1 Ensayos de tensión

Para la caracterización mecánica de los laminados fibra metal, se maquinaron probetas para ensayos de tensión, en una cortadora semiautomática, Figura 3.16. Las dimensiones de las probetas se establecieron de acuerdo a la norma ASTM D3039 [48], con las dimensiones que se muestran en la Figura 3.17. Es importante observar que la geometría de las probetas no tienen entalla (como por ejemplo en los metales), para evitar discontinuidades en las fibras y así propiciar que trabajen de una manera deficiente.

Los ensayos de tensión se realizaron en una máquina universal MTS[®] modelo 647, Figura 3.18. Los especímenes fueron sujetos a las mordazas de la máquina universal con ayuda de dos tiras de papel lija con tamaño de grano #120 de 50.8 mm, para asegurar las probetas y evitar que resbalasen de las mordazas. La presión ejercida por las mordazas fue de 12 MPa.

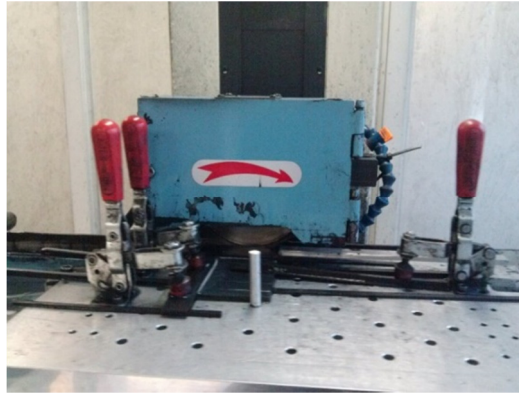
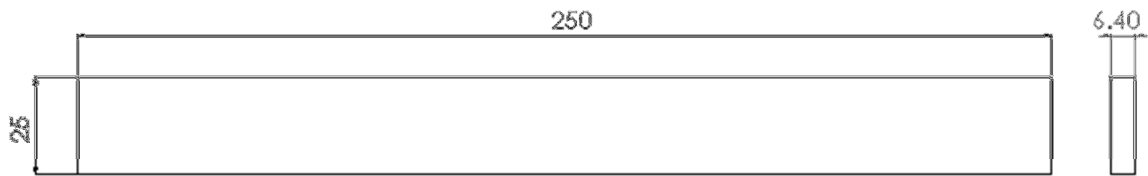


Figura 3.16 Cortadora semiautomática.



* Dimensiones en milímetros

Figura 3.17 Geometría del espécimen para ensayos de tensión.



Figura 3.18 Máquina universal MTS® modelo 647.

Durante los ensayos se aplicó una carga uniaxial en tensión a una velocidad de prueba de 1 mm/min. La adquisición de los datos de extensión de la probeta se realizó a través de un extensómetro con una longitud calibrada de 25.4 mm. A partir de los datos de carga y extensión, obtenidos en los ensayos, se pudieron calcular propiedades como el módulo de Young, E , y la resistencia máxima a la tensión, σ_{max} .

3.3 EVALUACIÓN DE LA TENACIDAD CUASISTÁTICA A LA FRACTURA

Para la evaluación de la tenacidad cuasistática a la fractura, K_{Ic} , se realizaron pruebas de flexión en tres puntos (3PB, del inglés three point bending), según la norma ASTM E399 [49], que es la norma para el método de prueba de obtención de la tenacidad a la fractura en esfuerzo plano y la velocidad de liberación de energía de deformación, para materiales reforzados de matriz polimérica.

Los ensayos se llevaron a cabo en una máquina Instron[®] 8872, Figura 3.20, con los accesorios para la configuración de flexión a tres puntos, y los especímenes se maquinaron de acuerdo a la norma ASTM E399, con las dimensiones que se muestran en la Figura 3.19. A este tipo de probetas se les denomina tipo SENB, del inglés Single Edge Notch Bending, que también son recomendadas por la ASTM para asegurar que las pruebas se lleven a cabo en condiciones de deformación plana, contemplando que el espesor estará dado por la suma de los espesores de las capas apiladas. El maquinado de las probetas se realizó en una cortadora automática, y además se utilizó un disco de diamante de 0.2 mm de espesor para maquinar la ranura, que simula una grieta en la pieza.

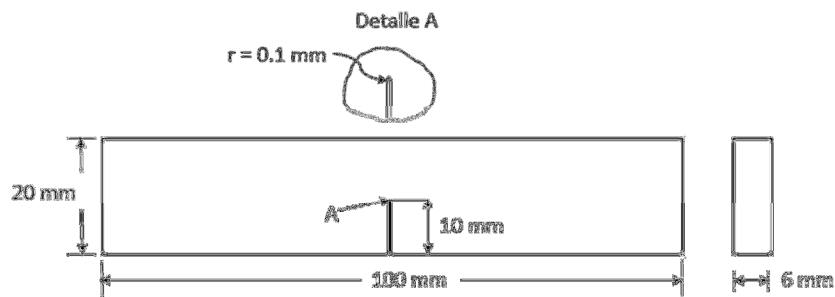


Figura 3.19 Dimensiones de probetas tipo SENB para pruebas de tenacidad.

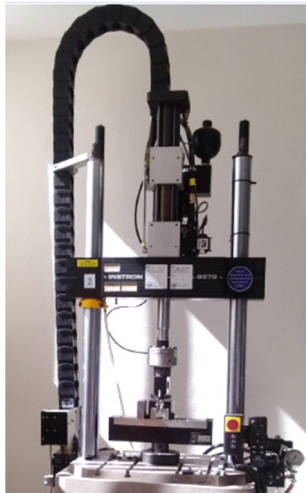


Figura 3.20 Máquina Instron 8872 del Laboratorio de Materiales Compuestos.

Los especímenes maquinados se colocaron sobre los soportes de la máquina Instron, con la ranura hacia abajo, como se muestra en la Figura 3.21, sujetos con plastilina para evitar que resbalasen de los rodillos. Posteriormente, se aplicó carga con el rodillo superior en la cara opuesta a la grieta.



Figura 3.21 Arreglo de accesorios y probeta SENB para ensayo de tenacidad cuasiestática.

Para calcular el factor de intensidad de esfuerzos a partir de los ensayos de flexión en tres puntos, es necesario registrar las cargas aplicadas a los especímenes y los desplazamientos que sufren.

Al realizar la prueba experimental para obtener la tenacidad cuasiestática a la fractura, es necesario comprobar si se satisface la condición de deformación plana, si es aplicable la teoría de la Mecánica de la Fractura Lineal-Elastica (LEFM) y si se cumplen los criterios geométricos que establece la norma ASTM E399 [38], [49].

La norma ASTM E399 establece que para que un ensayo de tenacidad se considere válido, deben satisfacerse los siguientes criterios:

$$2 < \frac{W}{B} < 4 \quad (3.6)$$

$$0.45 < \frac{a}{W} < 0.55 \quad (3.7)$$

Donde:

a , B y W : dimensiones de la probeta tipo SENB, Figura 3.22.

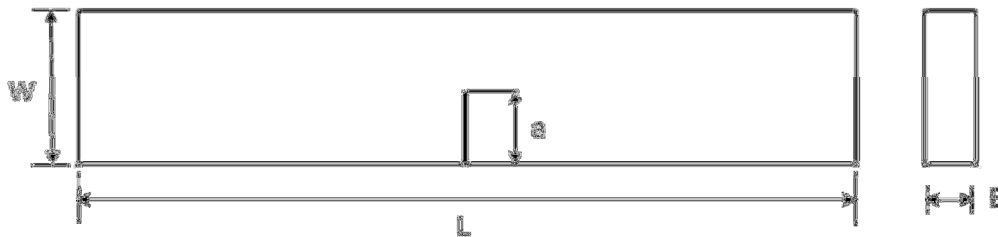


Figura 3.22 Probeta tipo SENB con nomenclatura usada por la norma ASTM E399.

Como se mencionó al final de la Sección 2.5.1, se puede verificar que los especímenes cumplen con la condición de deformación plana al comprobar que:

$$B, a, (W - a) > 2.5 \left(\frac{K_Q}{\sigma_y} \right)^2 \quad (3.8)$$

Donde:

K_Q : valor de prueba del factor de intensidad de esfuerzos obtenida en los ensayos cuasiestáticos.

σ_y : esfuerzo de fluencia del material a temperatura ambiente.

Y por lo tanto, es válido aplicar la teoría LEFM a las probetas experimentales.

Una vez validado el experimento se pudo calcular el valor de la tenacidad, K_{Ic} , a partir de las ecuaciones 3.9 y 3.10, que se presentan en la teoría clásica de la mecánica de la fractura.

Anderson [50], originalmente establece que a partir de estas ecuaciones se puede obtener el factor de intensidad de esfuerzos crítico para un material isótropo y homogéneo.

$$K_Q = \frac{P_Q S}{BW^{1/2}} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (3.9)$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{3\sqrt{\frac{a}{W}}}{2\left(1+2\frac{a}{W}\right)\left(1-\frac{a}{W}\right)^{3/2}} \left[1.99 - \left(\frac{a}{W}\right) \left(1 - \frac{a}{W}\right) \left(2.15 - 3.93 \left(\frac{a}{W}\right) + 2.7 \left(\frac{a}{W}\right)^2 \right) \right] \quad (3.10)$$

Donde:

P_Q : carga aplicada,

S : espacio entre soportes,

a : longitud de la grieta

W : ancho del espécimen, y

B : espesor del espécimen.

3.4 PRUEBAS DINÁMICAS EN BARRAS DIVIDIDAS DE HOPKINSON

La experimentación para obtener la tenacidad dinámica a la fractura en los laminados fibra metal, se realizó en las barras divididas de Hopkinson, que se encuentran en el Departamento de Tecnología de Materiales de CIDESI, Figura 3.23.



Figura 3.23 Barras divididas de Hopkinson de CIDESI.

Como se mencionó en la Sección 2.5.3, las barras divididas de Hopkinson consisten en:

1. Cámara de aire comprimido,
2. Un proyectil de acero inoxidable martensítico C300, de 156 mm de largo y 19.05 mm de diámetro,
3. Tres barras Hopkinson, una incidente y dos transmitidas, todas de acero inoxidable martensítico C300, con 1800 mm de largo y 19.05 mm de diámetro,
4. Un dispositivo de medición de la velocidad del proyectil que funciona mediante sensores de infrarrojo,
5. Dos osciloscopios para registrar las señales de los pulsos de las barras, y la velocidad del proyectil, y
6. Tres acondicionadores de señal, VISHAY 2310-B.

Los especímenes tipo SENB fueron colocados entre la barra incidente y las barras transmitidas, con la grieta en el lado opuesto a la barra incidente, Figura 3.24, para luego ser cargados rápidamente mediante el impacto del proyectil a una velocidad de entre 15 y 20 m/s.



Figura 3.24 Arreglo de barras de Hopkinson con probeta tipo SENB.

Para monitorear los pulsos generados en las barras durante los experimentos, se colocaron tres galgas extensiométricas para propósitos generales de 1.57 mm de longitud, marca VISHAY, modelo CEA-06-062UW-120 (sus características se muestran en el APÉNDICE). Estos

dispositivos fueron adheridos a las tres barras, con pegamento M Bond 200, especial para galgas extensiométricas. Las tres galgas fueron colocadas a 900 mm del extremo de cada barra, como se observa en la Figura 3.25.

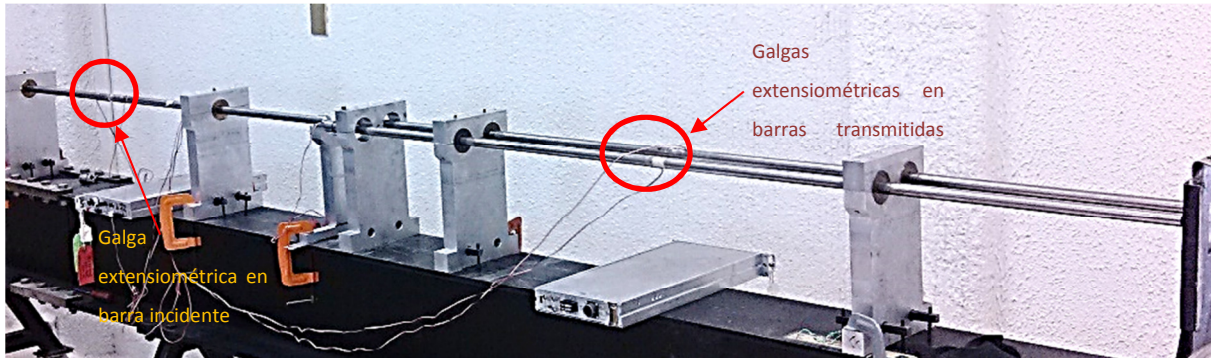


Figura 3.25 Localización de galgas extensométricas en barras de Hopkinson.

Una galga extensiométrica VISHAY, modelo CEA-06-032UW-120, de 0.81 mm de longitud, fue colocada en cada espécimen de acuerdo al criterio que utilizó Yokoyama [40], a 2 mm de la punta de la grieta, Figura 3.26.

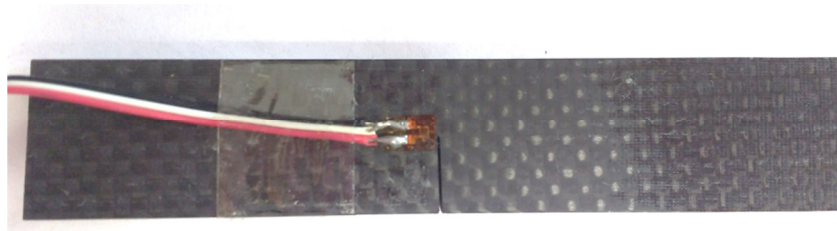


Figura 3.26 Colocación de galga extensométrica en espécimen tipo SENB.

Las señales de salida de las galgas extensométricas fueron arregladas por acondicionadores VISHAY modelo 2310-B, posteriormente, se visualizaron y guardaron en un osciloscopio Agilent, modelo Infiniium 5483, registrando puntos cada 1 μ s; en el APÉNDICE se muestran los parámetros de configuración del osciloscopio y los amplificadores de señal. En la Figura 3.27 se observan el conjunto de señales obtenidas en un ensayo: barra incidente (amarillo), barra transmitida (morado) y probeta (verde). En la señal de la barra incidente se pueden apreciar un pulso incidente de compresión y un pulso reflejado de tensión.

A través de un tratamiento y filtrado de señales, en el software MATLAB, se adquirieron los valores de deformación en cada uno de los pulsos (incidente, reflejado y transmitido), la deformación que sufrió cada espécimen al ser ensayado, y a través de estas deformaciones se obtuvieron los historiales de carga.

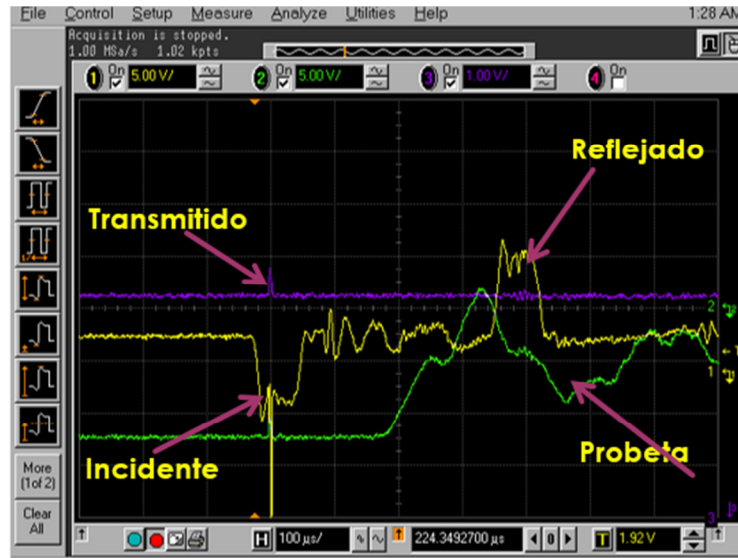


Figura 3.27 Señales de salida de las galgas extensométricas colocadas en las barras de Hopkinson y espécimen.

3.5 ANÁLISIS POR ELEMENTO FINITO

Complementario a las pruebas experimentales, se realizó un análisis por elemento finito (FEA) para procesar los historiales de carga obtenidos de los ensayos en las barras de Hopkinson y obtener perfiles de esfuerzos en los especímenes laminados, evoluciones del factor de intensidad de esfuerzos y los valores de las tenacidades a la fractura. El análisis por elemento finito fue realizado en el software ANSYS.

3.5.1 Validación del modelo de Elemento Finito

Para validar el modelo y la malla utilizados en la simulación, se realizó un análisis de un espécimen de material isótropo sometido a una prueba de tenacidad cuasiestática. Debido a la simetría de los especímenes, sólo la mitad de la geometría fue modelado utilizando elementos planos PLANE 183 con espesor, con las propiedades de módulo de Young y

coeficiente de Poisson de una lámina de aluminio 2024-T3, que aparecen en la Tabla 3.4, y se crearon dos modelos distintos; el primero se malló con un keypoint concentrado, simulando tener una grieta ideal con una singularidad en la punta de ésta, es decir, una grieta sin espesor que sólo consiste en una falta de continuidad entre los elementos de la parte izquierda del espécimen, con los elementos de la derecha. Además, los elementos cercanos a la punta de a grieta son muy finos y convergen a punto de inicio de la grieta, como se muestra en la Figura 3.28, esto con el fin de obtener una mayor precisión.

Resultados de los experimentos de tenacidad cuasiestática.

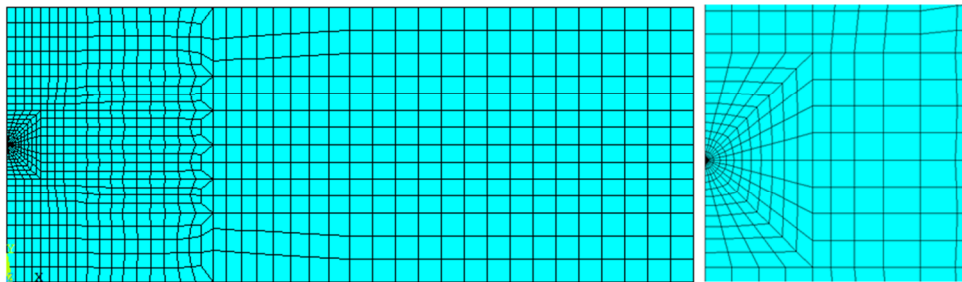
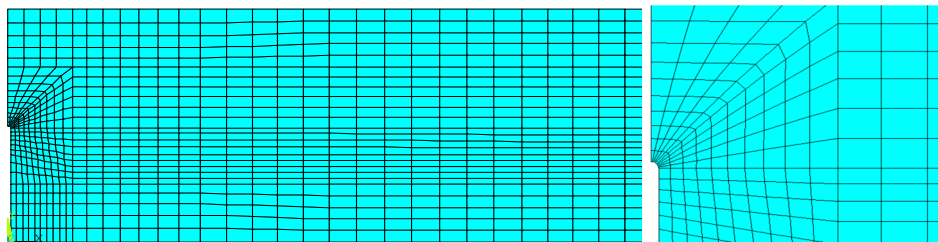


Figura 3.28 Izquierda: mallado con singularidad (keypoint concentrado). Derecha: detalle punta de grieta.

El segundo modelo se construyó con la geometría real del espécimen, es decir, con las dimensiones reales de la grieta, que consiste en una separación de 0.2 mm entre los elementos que rodean la grieta, y además se consideró un radio de 0.1 mm en la punta de la



grieta, ver Figura 3.29.

Figura 3.29 Izquierda: mallado con dimensiones reales de grieta. Derecha: detalle punta de grieta.

Ambos modelos se crearon con la geometría que se muestra en la Figura 3.17 **Error! Reference source not found.**, se les asignaron restricciones, y se les aplicó una carga estática

de 1500 N en el nodo central superior del espécimen completo, es decir, 3000 N para el espécimen completo.

La validación consistió en comparar los perfiles de esfuerzos de la punta de la grieta adquiridos a través del análisis de elemento finito de cada una de las mallas, con un perfil de esfuerzos obtenido con base en la Teoría de la Mecánica de la Fractura Linear-Elastica, LEFM, que menciona que para una placa agrietada que se fractura en Modo I (ver Figura 3.30), los esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta pueden describirse a través de (3.11).

$$\sigma_{xx} = \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (3.11)$$

donde:

σ_{xx}, σ_{yy} : esfuerzos perpendiculares a la punta de grieta,

r: distancia de la punta de la grieta al punto en el que se realiza el cálculo.

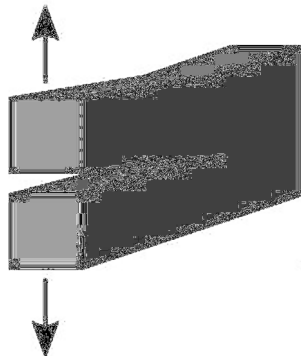


Figura 3.30 Fractura en Modo I (apertura).

3.5.2 Simulación dinámica de laminado fibra metal

Para la obtención de los valores de tenacidad dinámica a la fractura, K_{Id} , de los laminados se utilizó la geometría y malla de los especímenes reales, Figura 3.29, en un elemento plano PLANE 183. Las propiedades que se introdujeron a la simulación se muestran en la Tabla 3.5, se debe considerar que los módulos de Young y la resistencia máxima se obtuvieron de manera experimental, mientras que el módulo de corte, G, se calculó aplicando la regla de las mezclas a partir de los valores G del aluminio y los prepregs de fibra de carbono, los cuales se

muestran en la Tabla 3.3 y Tabla 3.4. La regla de las mezclas predice las propiedades equivalentes en materiales compuestos, a partir de las propiedades de los materiales individuales y sus respectivas fracciones volumétricas; esta regla se puede aplicar para obtener densidades, módulos de Young o conductividad eléctrica, entre otros [25].

Tabla 3.5 Constantes elásticas del Laminado Fibra Metal.

Propiedad	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	σ_{max} (MPa)
<i>Valor</i>	57.16	59.81	4.1881	.0.057	550.52

Como datos de entrada para la simulación, se utilizaron los historiales de carga obtenidos de cada experimento de las barras Hopkinson. El historial de carga comprende 100 μ s, que es el tiempo que tardan en viajar los pulsos a través de las barras de Hopkinson.

Los historiales de carga fueron obtenidos, como se mencionó en la sección 3.4, a partir de los pulsos registrados por las galgas extensométricas. Se tomó en cuenta que el impacto del proyectil en la barra incidente genera un pulso de compresión, $\varepsilon_i(t)$, que es propagado a lo largo de toda la barra. Una parte de este pulso, es transmitido a través del espécimen, causando su fractura, otra parte pasa a las barras transmitidas como un pulso de compresión $\varepsilon_t(t)$, y otra parte del pulso $\varepsilon_i(t)$ es reflejada a la barra incidente como un pulso de compresión $\varepsilon_r(t)$.

Las cargas incidente $P_i(t)$ y transmitida $P_t(t)$, son determinadas a partir de la teoría de propagación de ondas elásticas, mediante las ecuaciones (3.12) y (3.13), respectivamente.

$$P_i = EA[\varepsilon_i(t) + \varepsilon_r(t)] \quad (3.12)$$

$$P_t = EA\varepsilon_t(t) \quad (3.13)$$

Donde:

E: módulo de Young,

A: área transversal de las barras de Hopkinson.

Debido a que los pulsos transmitidos ocurren después de que suceda la fractura de los especímenes, solamente se aplica la carga incidente, $P_i(t)$, al análisis de elemento finito, y por lo tanto, la carga transmitida, $P_t(t)$, no genera ningún efecto. Finalmente, la carga utilizada como dato de entrada en la simulación es $P_i(t)/2$, porque sólo la mitad del espécimen es la que se modela.

Posteriormente, la evolución del factor de intensidad de esfuerzos en el tiempo, $K_I(t)$, fue evaluado mediante dos métodos. En el primer método se calculó a partir de la evolución del CTOD(t) de un nodo cercano a la punta de la grieta, de acuerdo a la ecuación (3.9).[21]

$$K_I(t) = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{2\pi}{r}} CTOD \frac{\omega_1 \omega_2}{\omega_1 + \omega_2} \frac{1}{a_{22}} \quad (3.14)$$

Donde ω está relacionado mediante la ecuación (3.15)

$$\mu_j = i\omega_j \quad j = 1,2 \quad (3.15)$$

μ_1, μ_2 son las raíces de (3.16)

$$a_{11}\mu^4 + (2a_{12} + a_{66})\mu^2 + a_{22} = 0 \quad (3.16)$$

Y a_{ij} están relacionadas con las constantes elásticas del material, de acuerdo a (3.17) [21]

$$a_{11} = \frac{1}{E_1}, a_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}, a_{66} = \frac{1}{G_{12}}, a_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (3.17)$$

La ecuación (3.14) toma la forma de la ecuación (3.18), al establecer un parámetro C_e , como una constante que involucre las constantes elásticas del material de acuerdo a (3.19)

$$K_I = \frac{CTOD(C_e)}{2} \sqrt{\frac{2\pi}{r}} \quad (3.18)$$

$$C_e = \frac{\omega_1 \omega_2}{\omega_1 + \omega_2} \frac{1}{a_{22}} \quad (3.19)$$

El segundo método para calcular la evolución del factor de intensidad de esfuerzos, fue a través de los esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta, obtenidos a diversas distancias de la grieta, utilizando la ecuación (3.11).

4 RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección se revisarán y discutirán los resultados adquiridos en las pruebas experimentales para caracterizar mecánicamente los LFM; así como los resultados derivados de aplicar la metodología para obtener los valores de tenacidad dinámica a la fractura en los LFM, tanto para las condiciones cuasiestáticas, como dinámicas.

4.1 OBTENCIÓN DE CONSTANTES ELÁSTICAS

Se realizaron ensayos de tensión en seis especímenes de Laminado Fibra Metal, y se registraron los datos de carga aplicada y extensión de las probetas. Tres de los ensayos se realizaron en probetas maquinadas de manera que su longitud coincidiera con el wrap (Dirección 1) de las fibras de carbono, mientras que en los tres ensayos restantes se evaluó las propiedades a la tensión de los LFM en la Dirección 2, que corresponde a la dirección de fill de las fibras de carbono. La información de carga y extensión obtenida en los experimentos fue promediada para los especímenes de cada tipo y se graficó en un diagrama de Carga vs Extensión, Figura 4.1, en donde se muestra la información para las direcciones principales del laminado.

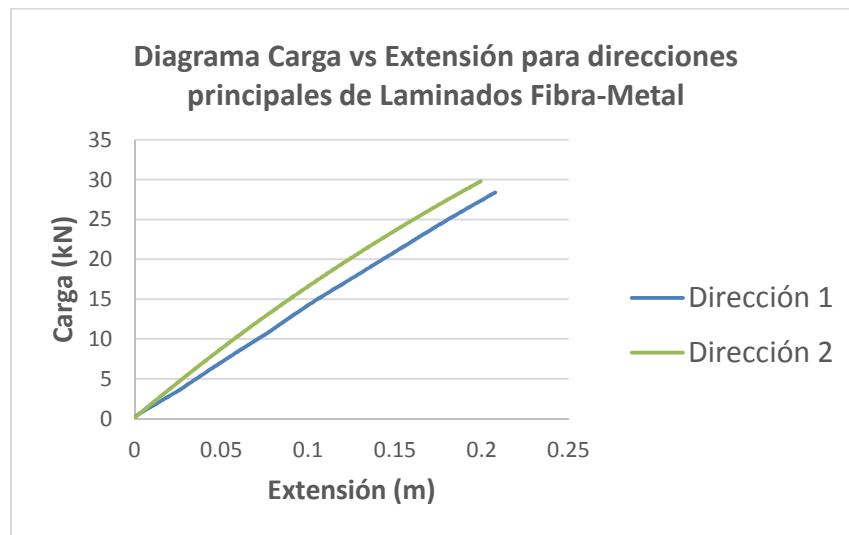


Figura 4.1 Diagrama Carga vs Extensión para direcciones principales de laminado fibra metal.

En el diagrama de Carga vs Extensión de la Figura 4.1, se observa que los laminados en su dirección principal 1, exhiben propiedades mecánicas mayores a las de la dirección 2, lo que indica que las láminas en la dirección wrap de las fibras son más resistentes que su dirección fill. De estos ensayos se pudieron obtener los resultados de resistencia máxima y los módulos de Young para cada dirección principal del laminado, dichos resultados se muestra en la Tabla 4.1, junto con las propiedades de las láminas de aluminio y el material compuesto fibra de carbono/epoxi obtenidas en la experimentación paralela de Velasco [44].

Tabla 4.1 Propiedades mecánicas de los laminados Fibra-Metal, y de sus componentes por separado.

Material	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	σ_{max} (MPa)
<i>Aluminio 2024-T3</i>	66.902	66.902	25.731	0.3	430.15
<i>Fibra de carbono/epoxi</i>	49.816	53.340	3.510	0.048	530.06
<i>Laminado Fibra-Metal</i>	57.160	59.810	3.835	0.057	550.52

Los valores del módulo de corte, G_{12} , y el coeficiente de Poisson, ν_{12} , para el LFM, fueron calculados como valores equivalentes a partir de la matriz ABD del laminado fibra-metal, como se muestra en la ecuación (2.23) en la sección 2.4.2. A partir de la ecuación (2.20) se obtuvo la submatriz A que se muestra a continuación:

$$A = \begin{bmatrix} 432.07 & 203.21 & 0 \\ 203.21 & 456.44 & 0 \\ 0 & 0 & 24.56 \end{bmatrix} \text{GPa} \cdot \text{mm} \quad (4.1)$$

De acuerdo con la ecuación (2.23), se tomaron los valores de la matriz A, obteniendo que el módulo de corte es:

$$G_{LFM} = \frac{A_{66}}{t} = \frac{24.56 \text{ GPa} \cdot \text{mm}}{6.4 \text{ mm}} = 3.8375 \text{ GPa} \quad (4.2)$$

De igual manera, se tiene que el valor del coeficiente de Poisson es:

$$\nu_{LFM} = \frac{A_{12}}{A_{22}} = \frac{187.98 \text{ GPa} \cdot \text{mm}}{424.71 \text{ GPa} \cdot \text{mm}} = 0.442 \quad (4.3)$$

Al considerar a los LFM como materiales especialmente ortótropos, se pueden obtener los valores de E_{33} , G_{13} , G_{23} , ν_{13} y ν_{23} , a partir de las constantes E_{11} , E_{22} , G_{12} y ν_{12} .

Los valores obtenidos a partir de la matriz ABD, fueron comparados con valores calculados mediante la regla de las mezclas, teniendo una alta similitud entre ellos. Se puede asumir como válido el uso de la regla de las mezclas, porque este estudio se realizó a nivel macro, es decir, se considera que el material compuesto de fibra de carbono y resina epoxi es un material idealmente homogéneo, por lo que el efecto de la interfase fibra-resina es despreciable, de manera que se asume que la adhesión fibra-resina es ideal y por lo tanto no se despegarán. Derivado de lo anterior, se puede decir que solamente se tomó en cuenta la interfase entre aluminio y el material reforzado con fibras.

4.2 TENACIDAD CUASIELÁSTICA A LA FRACTURA

Los resultados de la experimentación para obtener el valor de K_{Ic} de los LFM, se muestran a continuación. Para la obtención de estos valores experimentales se siguió el procedimiento que marca la norma ASTM E399. Dicha norma, indica un mínimo de tres especímenes, en este caso se llevaron a cabo cinco pruebas, las cuales arrojaron datos de carga y desplazamiento en los especímenes.

Con el fin de obtener valores de K_{Ic} válidos, primero fue necesario calcular un resultado preliminar, K_{Q} , que está basado en los datos registrados de la prueba, y sirve para determinar si el espécimen cumple con las dimensiones marcadas por la norma y el resultado final es válido, según la Ecuación (3.8). El procedimiento que se siguió para calcular K_{Q} , se describe a continuación.

La carga y los desplazamientos obtenidos durante la prueba fueron registrados en un diagrama Carga vs Desplazamiento, y se muestran en la Figura 4.2.

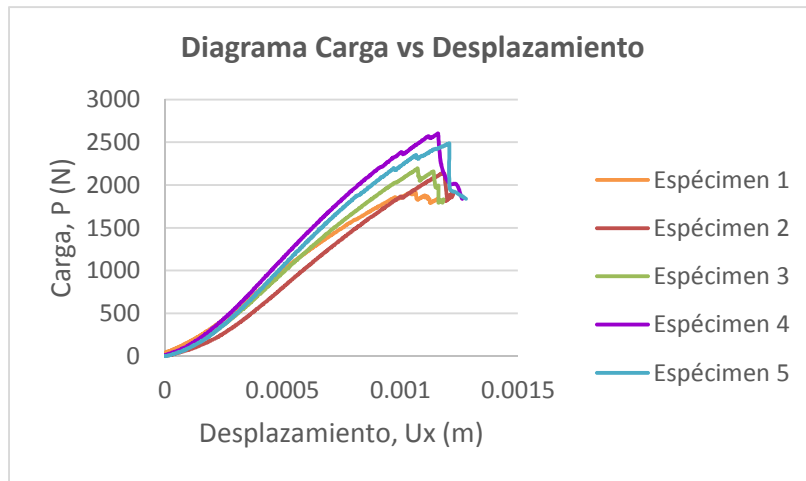


Figura 4.2 Diagrama Carga vs Desplazamiento de las pruebas cuaasiestáticas.

Para cada espécimen, se dibujó una línea recta (AB) acoplada lo mejor posible a la parte lineal del diagrama, tal como lo muestra la norma ASTM E399 en la Figura 4.3. La pendiente de la línea AB (θ) fue utilizada para obtener la flexibilidad o *compliance*, mediante la ecuación 4.4.

$$C = \tan \theta \quad (4.4)$$

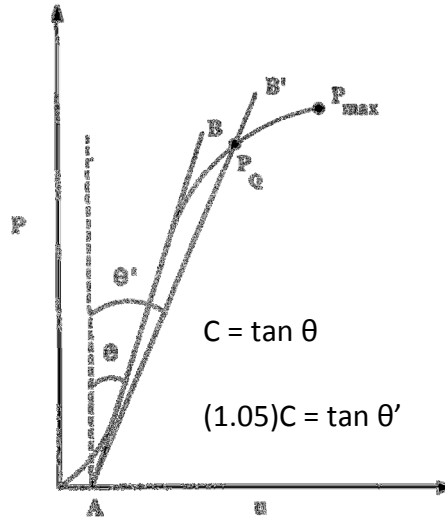


Figura 4.3 Determinación de C y P_Q [49].

Posteriormente, se dibujó una segunda recta (AB') con un valor de flexibilidad (C), 5% mayor que el de la recta AB . Si el valor máximo de carga, P_{max} , se ubicó entre las líneas AB y AB' , se consideró que $P_{max}=P_Q$, donde P_Q se utilizó para calcular el valor preliminar K_Q ; en caso contrario, se utilizó la carga (P_Q), que es la que cae en la intersección de AB' y la curva del diagrama. Además, si en la prueba resultaba que $P_{max}/P_Q > 1.1$, la prueba se consideraba inválida.

Una vez teniendo la carga adecuada, P_Q , se realizó el cálculo para obtener el valor tentativo del factor de intensidad de esfuerzos, K_Q , a partir de la ecuación (3.9).

Por último, se verificó el criterio de la ecuación (3.8), y si este se cumplió, entonces $K_{Ic}=K_Q$, en caso contrario, el experimento se consideró inválido. En la Tabla 4.2 se muestra el condensado de los resultados de las cargas máximas, P_{max} , cargas de cálculo, P_Q , los valores para validar los ensayos y los valores de la tenacidad cuasiestática, K_{Ic} , obtenidos en los experimentos. Se observa que los cinco ensayos fueron válidos, y a partir de estos datos se obtiene el valor promedio de $K_{Ic} = 22.01 \text{ MPa}\sqrt{m}$, con una desviación estándar igual a $\sigma = 1.4863$.

Tabla 4.2 Resultados de los experimentos de tenacidad cuasiestática.

<i>Espécimen</i>	$P_{max} (kN)$	$P_Q (kN)$	P_{max}/P_Q	$2.5(K_Q/\sigma_y)^2(m)$	K_Q	K_{Ic}
------------------	----------------	------------	---------------	--------------------------	-------	----------

					(MPa√m)	(MPa√m)
1	1.9102	1.9102	1.0000	0.0001	21.9095	21.9095
2	2.1378	2.0630	1.0362	0.0024	19.2600	19.2600
3	2.1937	2.1937	1.0000	0.0030	21.3676	21.3676
4	2.6027	2.3700	1.0981	0.0038	23.7887	23.7887
5	2.4869	2.2670	1.0970	0.0037	23.7251	23.7251

4.3 ANÁLISIS DE ELEMENTO FINITO

4.3.1 Validación del modelo de elemento finito

En la validación del modelo que se mencionó en la Sección 3.5.1, para el análisis de elemento finito, se determinó el perfil de esfuerzos teórico, según la ecuación (3.11), para una probeta tipo SENB de aluminio 2024-T3. El valor de K_{Ic} utilizado en esta ecuación fue determinado a partir de la ecuación (3.9), que es una ecuación que aplica para cualquier material isótropo homogéneo; en este caso se realizó el cálculo con una carga de 3 kN y se utilizaron las dimensiones de la Figura 3.17. Este perfil de esfuerzos fue comparado con los perfiles obtenidos de las simulaciones por elemento finito, en las dos mallas que se generaron.

En la gráfica de la Figura 4.4 se muestra la comparación de los perfiles mencionados, y se observa una gran similitud entre el perfil que predice la teoría de LEFM y los perfiles que se generaron a partir de la simulación, con lo que se puede asumir que la simulación es válida porque reproduce los mismos resultados que la teoría predice.

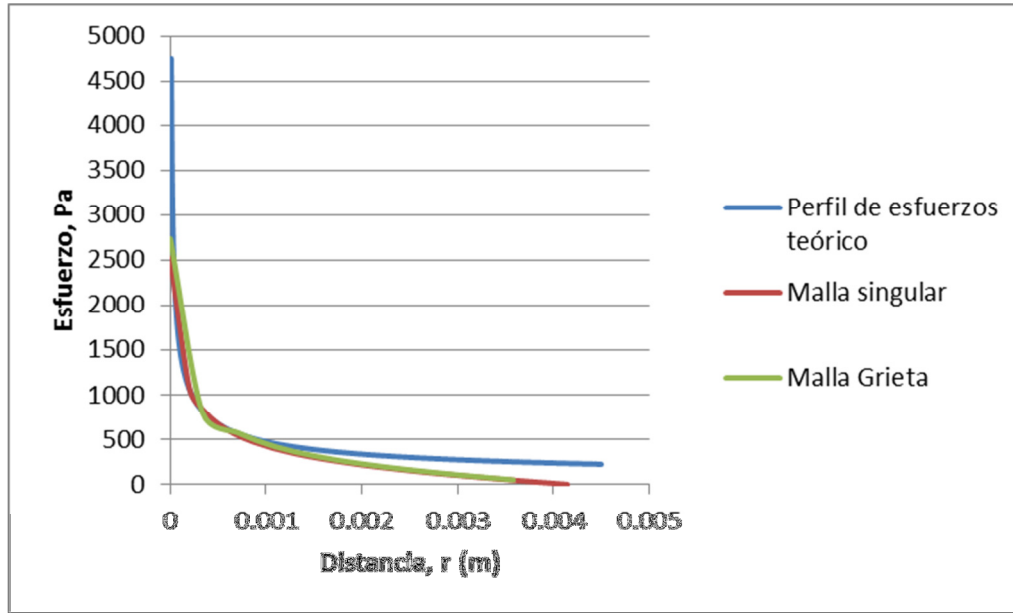


Figura 4.4 Perfil de esfuerzos frente a la punta de grieta.

Una vez validado el modelo, se compararon los valores de K_{Ic} para cada malla con el valor teórico que predice la teoría LFM. Para cada una de las mallas se obtuvieron dos valores de K_{Ic} , el primer valor se calculó a partir de los esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta, mientras que el segundo valor se adquirió directamente con el comando KCALK, del software ANSYS. Los esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta se determinaron para los nodos que se encontraban a 0.7 mm de la punta de la grieta.

En la Tabla 4.3 se muestran los valores de K_{Ic} para una probeta de aluminio 2024-T3 tipo SENB con un espesor de 6.4 mm, y es evidente que los valores de K_{Ic} obtenidos a partir de los esfuerzos nodales son más cercanos al valor teórico, por lo que este método supone una mayor precisión para el cálculo del factor de intensidad de esfuerzos.

Tabla 4.3 Valores de K_{Ic} para el aluminio 2024-T3, (MPa√m).

<i>LEFM</i>	<i>NODO 2 Singular</i>	<i>KCALK Singular</i>	<i>NODO 2114 Grieta</i>	<i>KCALK Grieta</i>
35.30	36.49	37.23	34.85	35.94

También se determinó que la malla con las dimensiones reales de la grieta es más adecuada, ya que la malla con la singularidad es un modelo ideal, sin embargo, puede no ser tan precisa al no tener las dimensiones de los especímenes.

4.3.2 Simulación para obtención de tenacidad estática

Con la malla escogida, se realizó una serie de análisis con distintos tipos de elementos, entre ellos, se efectuó un análisis con elementos tipo *shell*, que son elementos que encuentran gran aplicación en el modelamiento de estructuras hechas a partir de láminas o en elementos de pared delgada. Algunas variaciones de estos elementos pueden utilizarse para modelar varias capas de elementos delgados, como los materiales compuestos. Los datos de entrada para esta simulación fueron las constantes elásticas del material compuesto y de la lámina de aluminio, que se encuentran en la Tabla 3.3 y la Tabla 3.4, respectivamente.

Se pudo observar que la simulación con elementos *shell* arroja datos de esfuerzos y deformaciones no puntuales, como en la simulación con elementos planos o sólidos tridimensionales. En la Figura 4.5 se muestran los esfuerzos principales en el eje *x*, y se puede identificar que se tienen los mismos valores para todas las capas del laminado, sin importar el tipo de material, es decir, se tienen los mismos valores de esfuerzo en todo el espesor del espécimen.

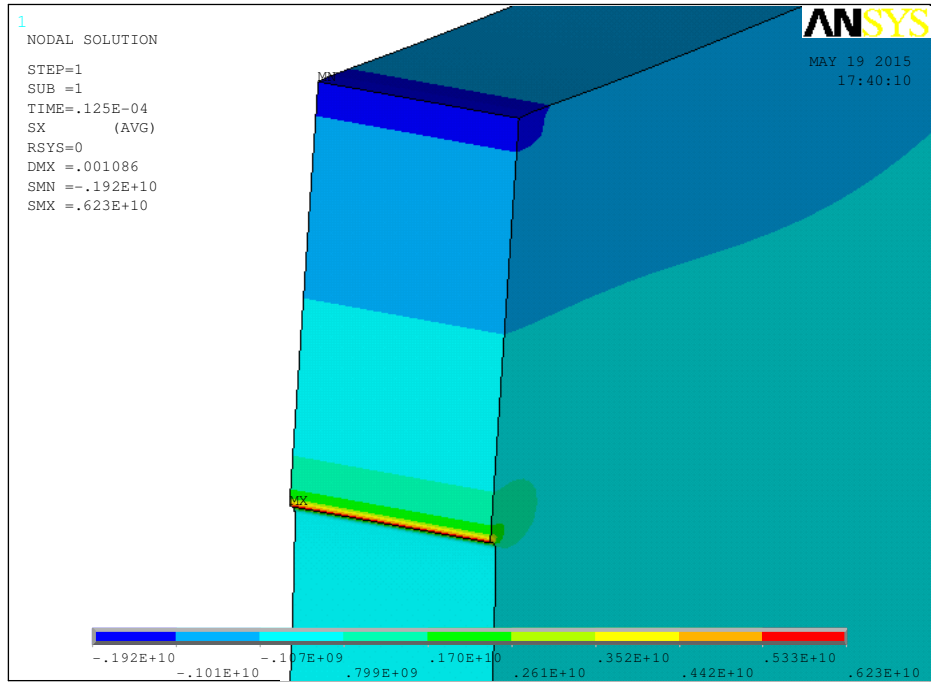


Figura 4.5 Esfuerzos obtenidos en la simulación con elementos tipo *shell*.

También se llevó a cabo la simulación estática de los especímenes con elementos sólidos tridimensionales. El espesor total de estas probetas fue de 6.4 mm. Se seleccionaron dos tipos de elementos, un elemento PLANE 183 para las láminas de aluminio y un sólido SOLID 186. Al modelo se le aplicó una carga de 3000 N, en los nodos superiores del modelo, como se observa en la Figura 4.6

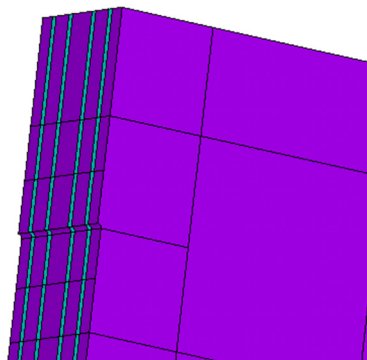


Figura 4.6 Modelo tridimensional de LFM con láminas de aluminio (azul) y capas de fibra de carbono (morado).

Se introdujeron las constantes elásticas de cada material por separado para cada lámina del modelo. Las propiedades se muestran en la Tabla 4.1.

De esta simulación se obtuvo el perfil de esfuerzos a lo largo del espesor del modelo, distinguiéndose que las láminas de aluminio son las más esforzadas debido a sus constantes elásticas, en la Figura 4.7, se puede observar cómo los esfuerzos se elevan por encima de los 500 MPa en las láminas de aluminio, y bajan hasta alrededor de los 370 MPa en las capas de prepregs. También es posible ver que los esfuerzos en las láminas de aluminio son más bajos en las interfases más externas del aluminio y prepreg, en la Figura 4.7 se observan estos puntos encerrados en rojo.

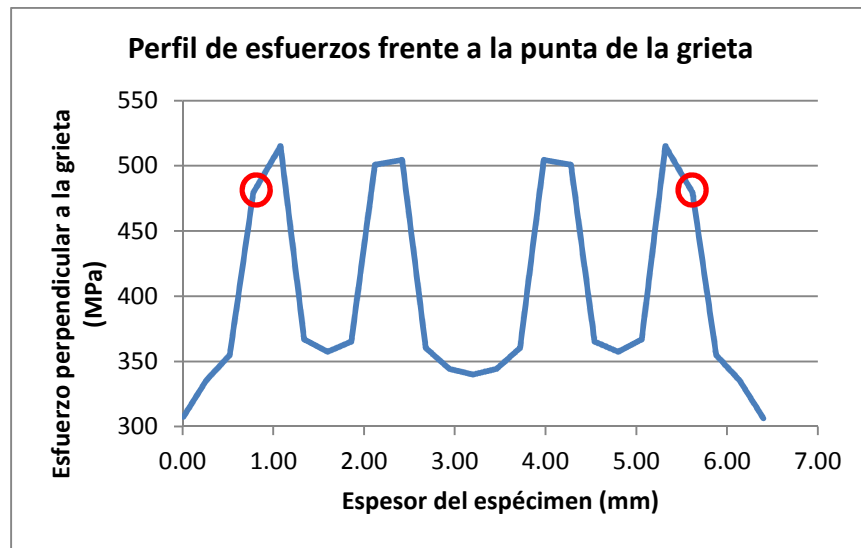


Figura 4.7 Perfil de esfuerzos frente a la punta de la grieta, en un modelo tridimensional.

4.3.3 Obtención de evolución del Factor de Intensidad de Esfuerzos

En la Sección 4.2 se confirmó que los especímenes cumplieron con la condición de deformación plana, sin embargo, para identificar la distancia adecuada a la cual calcular de manera precisa los valores de K_I , fue necesario calcular el radio de la zona plástica, y el radio del campo K, ver Figura 4.8.

La zona plástica, es la región que rodea a la punta de la grieta, y es donde ocurren las deformaciones más grandes, y Dowling [38] menciona que es una zona que puede describirse como “caja negra” ya que no es completamente entendida. El campo K, es la región que rodea y controla a la zona plástica, y es justamente donde se puede caracterizar la severidad de la grieta, es decir, esta zona es adecuada para calcular el K_{Ic} . La existencia del campo K es

necesaria para que se pueda aplicar la teoría de LEFM, sin embargo, si la zona plástica es demasiado grande, se eliminaría el campo K, no pudiéndose aplicar LEFM y los valores de K_I serían inválidos.

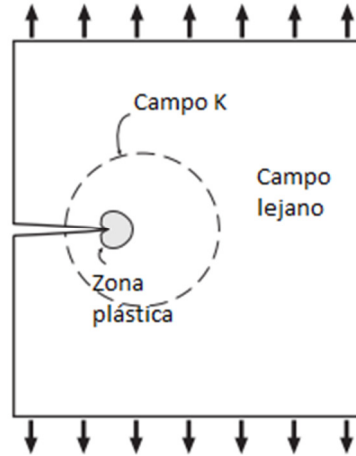


Figura 4.8 Zona plástica y campo K aplicable a LEFM [38].

Las ecuaciones (4.5) y (4.6) describen el cálculo del radio del campo K y el radio de la zona plástica, respectivamente (ambos para esfuerzo plano), mientras que las ecuaciones (4.7) y (4.8) son utilizadas para el cálculo del radio del campo K y el radio de la zona plástica en condiciones de esfuerzo plano.

$$r_{0\sigma} = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K}{\sigma_0} \right)^2 \quad (4.5)$$

$$r_{K\sigma} = 8r_{0\sigma} \quad (4.6)$$

$$r_{0\varepsilon} = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K}{\sigma_0} \right)^2 \quad (4.7)$$

$$r_{K\varepsilon} = 8r_{0\varepsilon} \quad (4.8)$$

donde:

- $r_{0\sigma}$: radio de la zona plástica en esfuerzo plano,
- $r_{0\varepsilon}$: radio de la zona plástica en deformación plana,
- $r_{K\sigma}$: radio del campo K en esfuerzo plano,
- $r_{K\varepsilon}$: radio del campo K en deformación plana, y
- σ_0 : esfuerzo de fluencia.

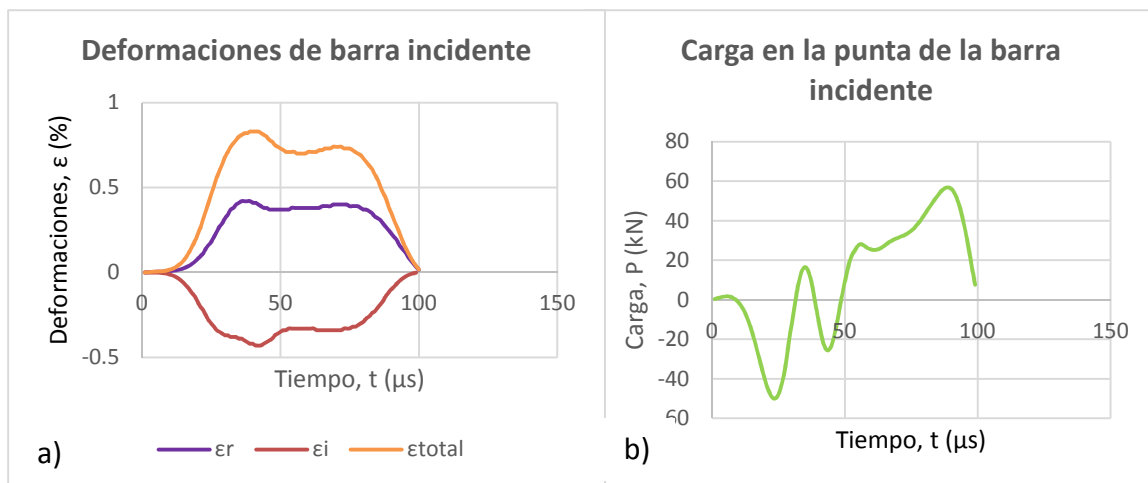
Para este caso, se utilizaron las ecuaciones (4.8) y (4.9), ya que los especímenes tienen la condición de deformación plana. La zona plástica tuvo un radio de $r_{0\epsilon}=0.22$ mm y el campo K resultó tener un radio de $r_{K\epsilon}=1.76$ mm, esto quiere decir los puntos que se encuentren a una distancia de entre 0.22 y 1.76 mm de la punta de la grieta, se encuentran dentro de la región dominada por el factor de intensidad de esfuerzos. Tomando en cuenta lo anterior, se escogieron cinco nodos en el modelo de elemento finito, localizados en el campo K. Los nodos y sus ubicaciones se muestran en la Tabla 4.4.

Tabla 4.4 Posiciones de nodos para cálculo de evolución de esfuerzos.

Nodo	4042	4094	4098	4100	4102
Distancia a punta de grieta (mm)	0.63	0.86	1.36	1.59	1.75

Para realizar el análisis de elemento finito se utilizaron los historiales de carga obtenidos a partir de las señales registradas por las galgas extensiométricas. En la

Figura 4.9a) se muestran las deformaciones del pulso incidente, ϵ_i , del pulso reflejado, ϵ_r , y de



la suma de estas (deformación total), ϵ_t .

Figura 4.9 a) Deformaciones incidente, reflejada y total de la barra incidente. b) Carga de la barra incidente aplicada a espécimen en prueba de impacto.

En la Figura 4.9b) se muestra el historial de cargas de la punta de la barra incidente, obtenida a partir de los pulsos mostrados en la Figura 4.9a), utilizando la ecuación (3.12).

Para cada uno de los especímenes, se obtuvieron los historiales de carga antes mencionados, y estos fueron utilizados como datos de entrada en el análisis de elemento finito. La Figura 4.10 es uno de los resultados arrojados por el análisis de elemento finito, en el que es posible identificar que los esfuerzos más cercanos a la punta de la grieta son extremadamente grandes, y es evidente que son los esfuerzos que pertenecen a la zona plástica. Para cada nodo listado en la Tabla 4.4 se graficaron los valores de K_I durante $100 \mu s$, en los que el pulso del impacto recorre las barras Hopkinson. Los valores de K_I fueron obtenidos mediante la Ecuación (3.11). Posteriormente, también se obtuvo la evolución de K_I , a partir del valor del CTOD utilizando las ecuaciones (3.18) y (3.19).

Para cada espécimen, se graficaron los valores de K_I en función del tiempo, obtenido por los dos métodos antes mencionados. En la Figura 4.11 se muestra la comparación de las evoluciones de esfuerzos en uno de los especímenes ensayados dinámicamente en las barras de Hopkinson. Se observa que el perfil de esfuerzos calculado a 1.56 mm de la punta de la grieta es el más cercano al perfil obtenido a partir del CTOD.

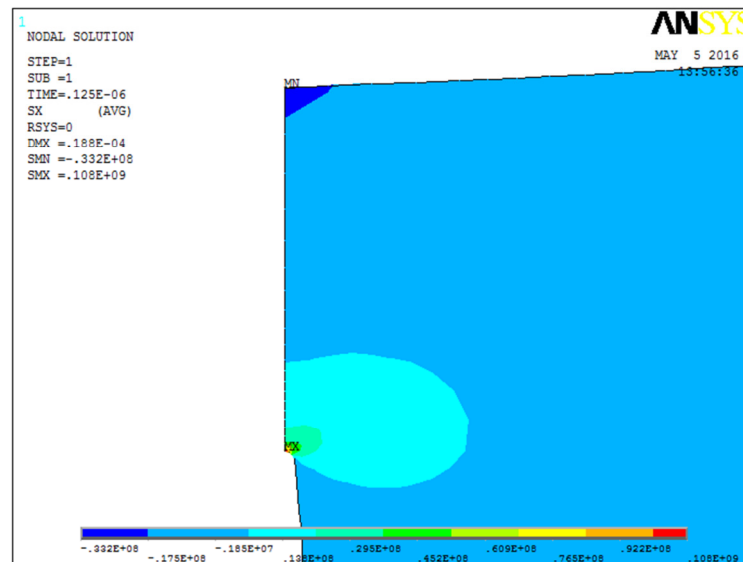


Figura 4.10 Esfuerzos perpendiculares a la punta de la grieta.

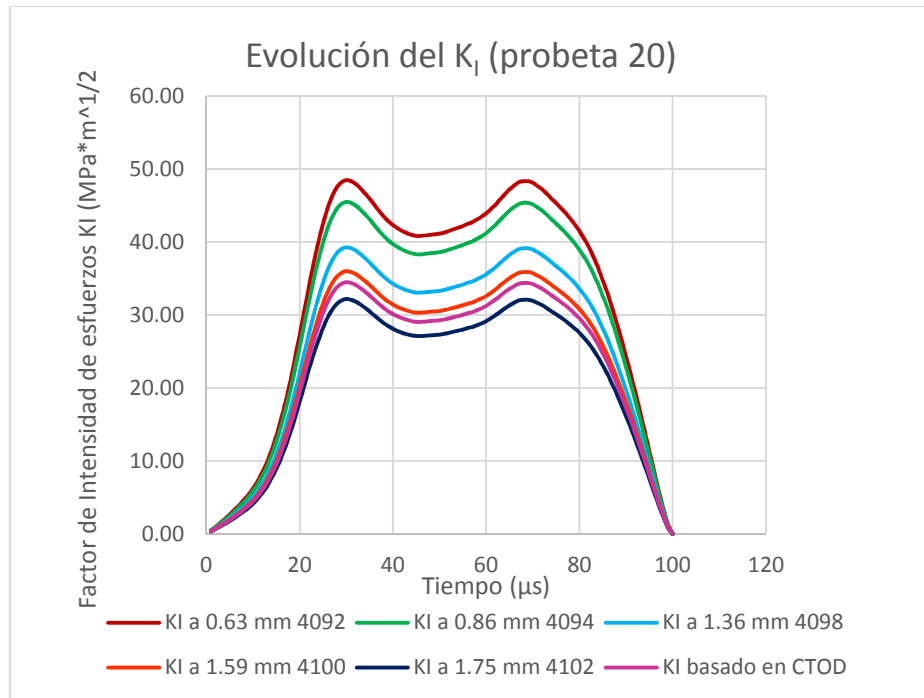


Figura 4.11 Evolución del K_I en función del tiempo del espécimen 20.

4.3.4 Tenacidad dinámica a la fractura de LFM

De acuerdo con Yokoyama [17], el instante en el que se produce el inicio del crecimiento de la grieta en los especímenes tipo SENB, cuando son sometidos a los impactos en las barras Hopkinson, se puede identificar como el momento en el que se da una repentina disminución en la señal de la galga extensiométrica colocada en la probeta, esta disminución es debida a que se empieza a descargar el material porque se comienza la fractura. De acuerdo a este principio, se analizaron los historiales de carga de cada espécimen y se identificaron los instantes en que se inició el crecimiento de la grieta en cada uno, para encontrar el valor de la tenacidad dinámica a la fractura, K_{ID} . En la Figura 4.12 se observa el instante en el que la señal comienza a decaer, y se considera el inicio del crecimiento de la grieta.

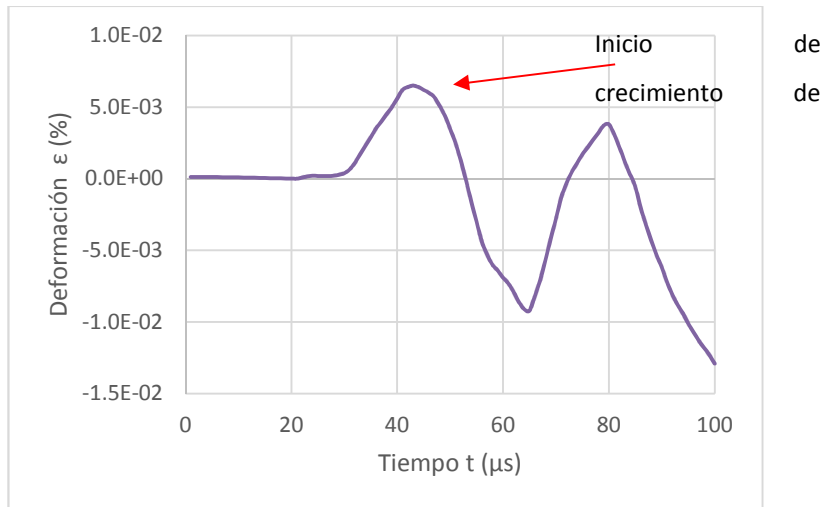


Figura 4.12 Señal de galga extensiométrica situada en probeta.

En la Figura 4.13 se reunieron los valores de K_{ID} , en función de la velocidad del impacto, es decir, la velocidad del proyectil que se registró para cada ensayo en las barras de Hopkinson. Se puede observar que los datos obtenidos no siguen ninguna tendencia respecto a la velocidad de impacto. También es posible observar que hay cierta dispersión entre los datos, además, los valores obtenidos a través de los esfuerzos nodales son ligeramente mayores que los obtenidos mediante el CTOD.

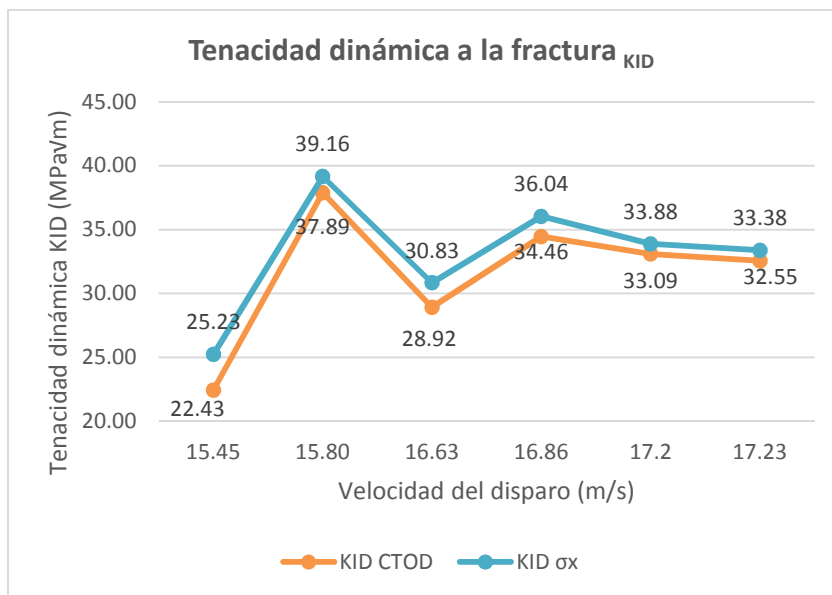


Figura 4.13 Valores de K_{ID} en función de la velocidad de disparo.

En la gráfica de la Figura 4.13 se muestran la tendencia que sigue el parámetro K_{ID} en función de la velocidad de disparo del proyectil, y en la Tabla 4.5 se encuentran los valores de K_{ID} calculados a partir de los esfuerzos nodales y de los valores de CTOD en cada probeta, así como el valor promedio para cada caso.

Tabla 4.5 Valores de K_{ID} obtenidos por esfuerzos nodales y CTOD.

<i>Espécimen</i>	<i>Velocidad de Disparo (m/s)</i>	<i>$K_{ID} \sigma_x$ (MPavm)</i>	<i>K_{ID} CTOD (MPavm)</i>
20	17.2	33.09	33.88
21	15.8	37.89	39.16
23	16.86	34.46	36.04
24	16.63	28.92	30.83
25	17.23	32.55	33.38
26	15.45	22.43	25.23
<i>Promedio</i>	16.53	31.56	33.09

Además, se identifica la misma tendencia observada en las evoluciones del factor de esfuerzos en función del tiempo, ya que los valores de tenacidad obtenidos por esfuerzos nodales son ligeramente mayores que los obtenidos mediante el CTOD, tal como se muestra en la Figura 4.11.

A través de este estudio se pudieron obtener valores acertados acerca de la tenacidad dinámica a la fractura en materiales laminados fibra-metal, siendo que en el estado del arte no se tienen reportados valores experimentales mediante la metodología utilizada en este trabajo, esto debido principalmente a la complejidad del material, y a la falta de homogeneidad, estando compuesto por un material isótropo y un ortótropo.

Además, se puede concluir que a partir de la geometría y de una prueba experimental para obtener la tenacidad a la fractura cuasi-estática, se pueden obtener los factores de

intensidad de esfuerzos para cada material, esto con la ayuda de las ecuaciones utilizadas en este trabajo.

5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

5.1 CONCLUSIONES

Se identificó que el material LFM fabricado cumplía con las dimensiones y criterios de deformación plana. A partir de este análisis se determinó la zona plástica, así como la zona en la que aplica la teoría de LEFM para las probetas tipo SENB, pudiendo a través de estos datos, conocer los nodos en los que se puede evaluar el factor de intensidad de esfuerzos en la simulación por elemento finito.

Se evaluó la tenacidad cuasiestática a la fractura de Laminados Fibra-Metal en cinco especímenes, en los que los resultados de todos los ensayos fueron válidos, y se encontró que el valor del factor de intensidad de esfuerzos crítico, K_{Ic} , para los LFM con la configuración específica manejada en este proyecto fue de $K_{Ic}=22.01$ MPaVm.

Se determinó la tenacidad dinámica a la fractura de LFM a través de ensayos dinámicos en las barras de Hopkinson con su configuración de flexión en tres puntos, y un análisis de elemento finito en el software de ANSYS, con un modelo basado en elementos planos y constantes elásticas del laminado completo, es decir, que incluyen las propiedades de las láminas de aluminio y las capas de material compuesto de fibra de carbono/epoxi. Los valores obtenidos muestran una cierta dispersión, que puede ser atribuida a las limitaciones de los dispositivos utilizados. Los datos de tenacidad dinámica fueron calculados mediante dos métodos, en el primero se utilizaron los esfuerzos nodales adquiridos en el análisis de elemento finito, y se obtuvo un valor promedio de $K_{ID}=31.56$ MPaVm; mientras que en el segundo método se utilizaron los valores de CTOD, y como resultado se tuvo que $K_{ID}=33.09$ MPaVm.

De los valores obtenidos de la tenacidad dinámica a la fractura, K_{ID} , se puede concluir que las velocidades de disparo del proyectil no tienen efecto en la tenacidad, por lo que se asume que la tenacidad dinámica a la fractura de los LFM depende principalmente de la carga aplicada a los especímenes, sin embargo, los ensayos dinámicos en las barras de Hopkinson, arrojan valores más altos que los ensayos cuasiestática.

Se confirmó que los elementos tipo *shell* de ANSYS muestran valores muy altos respecto a los valores teóricos y experimentales en condiciones, por lo que se considera que este tipo de elemento no es adecuado para realizar este tipo de simulación.

Se puede asumir que las ecuaciones clásicas utilizadas para evaluar la tenacidad a la fractura en materiales homogéneos isótropos, pueden ser utilizadas en la evaluación de este parámetro en materiales ortótropos como en el caso de los materiales compuestos. Además, si se considera que los materiales LFM son materiales compuestos, se puede aplicar la regla de las mezclas para obtener constantes elásticas generales de todo el laminado y así poder considerar al laminado completo como un material homogéneo y ortótropo, y posteriormente calcular parámetros para el material conjunto.

Se puede concluir que el método de experimentación dinámica mediante las barras de Hopkinson y Análisis de Elemento Finito, es importante porque se obtienen información relevante acerca del comportamiento dinámico a la fractura ya sea de materiales homogéneos o no homogéneos, como los Laminados Fibra Metal. Es posible predecir la tenacidad dinámica la fractura de los LFM a partir de la experimentación en barras de Hopkinson y simulación numérica por Análisis de Elemento Finito.

5.2 TRABAJOS FUTUROS

Realizar un análisis de elemento finito con tipos de elementos tridimensionales para calcular un valor de tenacidad dinámica para el laminado en conjunto, y comparar este valor con los valores de K_{Ic} obtenidos en este trabajo.

Realizar ensayos cuasiestáticos y dinámicos, así como el análisis numérico necesario para obtener la tenacidad a la fractura de los Laminados Fibra Metal en modo de fractura tipo II.

Proponer un método para analizar y obtener el factor de intensidad de esfuerzos a partir de encontrar el instante exacto en el que la grieta comienza a crecer.

Analizar qué efecto puede llegar a tener el debonding (separación de capas en el laminado), en los valores de tenacidad de los Laminados Fibra-Metal.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] A. Afaghi-Khatibi, G. Lawcock, L. Ye, and Y.-W. Mai, "On the fracture mechanical behaviour of fibre reinforced metal laminates (FRMLs)," *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, vol. 185, no. 2–4, pp. 173–190, 2006.
- [2] L. B. Vogelesang and a. Vlot, "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures," *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 103, no. 1, pp. 1–5, 2000.
- [3] J. W. Gunnink and L. B. Vogelesang, "ARALL: A materials challenge for the next generation of aircraft," *Mater. Des.*, vol. 7, no. 6, pp. 287–300, 1986.
- [4] B. J. Jensen, R. J. Cano, S. J. Hales, J. A. Alexa2, E. S. Weiser, A. C. Loos, and W. S. Johnson, "Fiber Metal Laminates Made By the Vartm Process," *17th Int. Conf. Compos. Mater. Edinburgh, Scotland. 2009.*, 2009.
- [5] T. Sinmazçelik, E. Avcu, M. Ö. Bora, and O. Çoban, "A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods," *Mater. Des.*, vol. 32, no. 7, pp. 3671–3685, Aug. 2011.
- [6] A. Asundi and A. Y. N. Choi, "Fiber metal laminates: An advanced material for future aircraft," *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 63, no. 1–3, pp. 384–394, 1997.
- [7] M. Jouvencel, *Colisiones Laterales*, 1st ed., vol. 1, no. 1. España: Ediciones Díaz de Santos, 2005.
- [8] P. McKenna, "Bug-spotting radar saves aircraft from bird strikes," *New Sci.*, vol. 5, no. 26, pp. 1041–1053, 2008.
- [9] B. Harris, *Engineering composite materials*, 2a ed. Londres: Maney Publishing, 2009.
- [10] O. Soykasap, "Analysis of plain-weave composites," *Mech. Compos. Mater.*, vol. 47, no. 2, pp. 161–176, 2011.

- [11] J. C. Ríos, E. Chomik, J. J. Balderrama, F. Cambiasso, and E. Asta, "Determination of Fracture Toughness J on Fiber-metal Laminate Type CARALL with Sheets of Aluminium 6061," *Procedia Mater. Sci.*, vol. 9, pp. 530–537, 2015.
- [12] E. M. Castrodeza, F. L. Bastian, and J. E. P. Ipina, "Critical fracture toughness, $J(C)$ and $\delta(5C)$, of unidirectional fibre-metal laminates," *Thin-Walled Struct.*, vol. 41, no. 12, pp. 1089–1101, 2003.
- [13] M. Palombo, S. Sandon, and M. De Marco, "An Evaluation of Size Effect in CTOD-SENB Fracture Toughness Tests," *Procedia Eng.*, vol. 109, pp. 55–64, 2015.
- [14] J. R. Tarpani, O. Maluf, and C. M. Adami Gatti, "Charpy Impact Toughness of Conventional and Advanced Composite Laminates for Aircraft Construction 3 . Materials and Test Specimens," *Mater. Res.*, vol. 12, no. 4, pp. 395–403, 2009.
- [15] E. A. Gómez Montealegre, "Comportamiento al impacto en uniones soldadas de Al 7075-T651 empleando péndulo Charpy instrumentado y simulación numérica," Instituto Politécnico Nacional, 2015.
- [16] S. García, E. Barbero, and C. Navarro, "Análisis De Laminados De Materiales Compuestos Con Precarga En Su Plano Y Sometidos a Impacto," p. 183, 2007.
- [17] T. Yokoyama, "Determination of dynamic fracture-initiation toughness using a novel impact bend test procedure," *J. Press. Vessel Technol.*, vol. 115, pp. 389–397, 1993.
- [18] H. Kaur, "Dynamic fracture toughness of polymer composites," Texas A&M University, 2010.
- [19] C. Rubio, J. Wang, J. Martínez, and H. Kaur, "Dynamic Fracture Toughness of Composite Materials," in *Damage and fracture of composite materials and structures*, vol. 1, 2011, pp. 1–14.
- [20] V. Sánchez-Gálvez, "Tenacidad de fractura dinámica," *An. Mecánica la Fract.*, vol. 1, no. 25, 2008.

- [21] J. Martínez-Figueroa, C. Rubio-Gonzalez, F. Velasco-Reyes, and N. Benseddig, "Dynamic Fracture Toughness of a Plain Weave Carbon-Epoxy Composite: Validation of Test Results with Finite Element Analyses," *Mater. Perform. Charact.*, vol. 3, no. 3, pp. 1–17, 2014.
- [22] R. C. Adams, S. Advani, D. Alman, F. Andersen, and K. Armstrong, *ASM Handbook - Volume 21 Composites*, vol. 21. 2001.
- [23] F. C. Campbell, *Manufacturing Processes for Advanced Composites*, vol. 1. United Kingdom: Elsevier Ltd, 2004.
- [24] D. Askeland, P. Fulay, and W. Wright, "The science and engineering of materials." Cengage Learning, USA, 2010.
- [25] F. C. Campbell, *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. Elsevier Ltd, 2006.
- [26] J. Hale, "Boeing 787 From Ground Up," *Boeing Comercial Aeromagazine*, pp. 15–23, Dec-2012.
- [27] A. A. Baker, S. Dutton, and D. Kelly, *Composite materials for aircraft structures*. Virginia, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004.
- [28] Nexus Projects SL, "NEXUS projectes," 2004. [Online]. Available: <http://www.nexusprojectes.com/metodos.aspx?lang=es>. [Accessed: 10-Feb-2016].
- [29] U. Tamilarasan, L. Karunamoorthy, and K. Palanikumar, "Mechanical Properties Evaluation of the Carbon Fibre Reinforced Aluminium Sandwich Composites 3 . Mechanical Testing," *Mater. Res.*, vol. 18, no. 5, pp. 1029–1037, 2015.
- [30] BBC, "Design & Technology Fabrics," 2014. [Online]. Available: <http://www.bbc.co.uk/schools/gcsebitesize/design/textiles/fabricsrev1.shtml>.
- [31] S. Y. Park, W. J. Choi, H. S. Choi, H. Kwon, and S. H. Kim, "Recent Trends in Surface Treatment Technologies for Airframe Adhesive Bonding Processing: A Review (1995–

- 2008),” *J. Adhes.*, vol. 86, no. 2, pp. 192–221, 2010.
- [32] J. N. Reddy, *Mechanics of laminated composite plates and shells. Theory and shells.*, 2nd ed., vol. 1. United Kingdom: CRC Press, 20004.
- [33] A. K. Kaw, *Mechanics of Composite Materials*, 2a ed., vol. 1. USA: CRC Press, 2006.
- [34] R. F. Gibson, *Principal of Composite Material Mechanics*, 1st ed. USA: McGraw-Hill, 1995.
- [35] E. J. Barbero, *Introduction to composite materials design*, 2a ed., vol. 1. USA: CRC Press, 2011.
- [36] J. L. Arana and J. González, *Mecánica de fractura*, 1a ed., vol. 1. España: Servicio Editorial de la Univerdisad del País Vasco, 2015.
- [37] X.-K. Zhu and J. A. Joyce, “Review of fracture toughness (G, K, J, CTOD, CTOA) testing and standardization,” *Eng. Fract. Mech.*, vol. 85, pp. 1–46, 2012.
- [38] N. E. Dowling, *Mechanical behavior of materials. Engineering methods for deformation, fracture and fatigue.*, 4th ed., vol. 1. USA: Pearson, 2013.
- [39] J. C. Newman, M. a. James, and U. Zerbst, “A review of the CTOA/CTOD fracture criterion,” *Eng. Fract. Mech.*, vol. 70, no. 3–4, pp. 371–385, 2003.
- [40] T. Yokoyama and K. Kishida, “A novel impact three-point bend test method for determining dynamic fracture-initiation toughness,” *Exp. Mech.*, vol. 29, no. 2, pp. 188–194, 1989.
- [41] Adhesive Prepregs for Composites Manufacturers LLC, “DA 4518 Epoxy Prepreg System,” United States, 2015.
- [42] J. Obando, “Tratamientos térmicos para aluminios,” *Metal Actual*, Bogotá, Colombia, pp. 36–43, 2014.
- [43] D. Skoog, J. Holler, and S. Crouch, *Principios de análisis instrumental*, 6a ed., vol. 53,

no. 9. USA: Cengage Learning, 2008.

- [44] F. Velasco, "Análisis de componentes de materiales compuestos híbridos con concentradores de esfuerzos," Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, 2013.
- [45] A.J. Meixner and Brigitte Niesenhaus, "Reacción de Aluminio con Agua e Hidróxido de Sodio," *Siegen University*, 2005. [Online]. Available: <http://www2.uni-siegen.de/~pci/versuche/spanish/versuche.html>. [Accessed: 22-Jul-2016].
- [46] R. F. Wegman and J. Van Twisk, *Surface Preparation Techniques for Adhesive Bonding*, 1a ed. William Andrew Publishing/Noyes, 1999.
- [47] C. Rubio-Gonzalez, F. Velasco, and J. Martinez, "Analysis of notched woven composites and fiber metal laminates with previous fatigue damage," *J. Compos. Mater.*, pp. 1–13, 2015.
- [48] ASTM International, "ASTM D3039-3039M-14 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials 1." pp. 1–13, 2014.
- [49] ASTM International, "ASTM E399 Standard Test Methods for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{Ic} of Metallic Materials." USA, p. 9, 2012.
- [50] T. L. Anderson, *Fracture mechanics. Fundamentals and applications.*, 2nd ed. CRC Press, 1995.

APÉNDICE

A.1 SELECCIÓN DE GALGAS EXTENSIOMÉTRICAS

a) En barras de Hopkinson:

Resistencia en Ohms: $120.0 \pm 0.3\%$

Gage Factor: $2.075 \pm 0.5\%$

Sensibilidad transversal: $(+1.5 \pm 0.2)\%$

b) En especímenes:

Resistencia en Ohms: $120.0 \pm 0.3\%$

Gage Factor: $2.13 \pm 1.0\%$

Sensibilidad transversal: $(+1.0 \pm 0.2)\%$

A.2 CONFIGURACIÓN DE OSCILOSCOPIO

Configuración horizontal: $100 \mu\text{s}/\text{div}$

Configuración de adquisición:

Modo de muestreo: Tiempo real

Velocidad de muestreo: $1 \text{ Msa}/\text{seg.}$

A.3 CONFIGURACIÓN DE AMPLIFICADOR DE SEÑAL

Voltaje de Excitación: 3.5 V.

Ganancia: 1000