

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
ÁREA DE POSGRADO
MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA



**Análisis comparativo de una sección estructural del fuselaje de una aeronave
entre material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio
Normalizado 6061 T6.**

T E S I S

que para obtener el grado de MAESTRO EN CIENCIAS

PRESENTA:

Miriam Siqueiros Hernández

DIRECTOR DE TESIS:

Dr. Víctor Nuño Moreno

MEXICALI, B. C.

NOVIEMBRE 2013

AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer el esfuerzo y dedicación en esta investigación a mi Tutor, Dr. Víctor Nuño Moreno, por su ayuda y apoyo incondicional en el desarrollo de toda la investigación sin él no hubiera podido ser posible.

A mis profesores durante la maestría, gracias a ellos he logrado desarrollar un trabajo de calidad.

A mi comité de evaluación, por su apoyo durante estos dos años de estudio.

A CONACYT por el apoyo económico que me brindo durante toda la investigación.

Al laboratorio de la UABC y UPBC por haberme facilitado el acceso y uso del equipo e instalaciones para realizar el trabajo experimental.

DEDICATORIA

A Dios por haberme dado la vida y muchos dones para poder cumplir un sueño más en mi camino.

A mis padres, por sus sabios consejos, y apoyo incondicional cuando más los necesito y sobre todo por el gran sacrificio realizado, para que pudiera ser lo que soy, hoy en día.

A mi hermana por su compañía y cariño.

A mi novio por su tiempo, dedicación y apoyo brindado desde el inicio hasta la culminación de mi proyecto.

A un amigo incondicional, por brindarme su amistad a lo largo de estos años y apoyarme en todas mis decisiones, sobre todo en este proyecto.

RESUMEN

La amplia variedad de materiales compuestos en base a fibra de carbón ha venido a revolucionar la industria de los materiales, en buena medida para sustituir los materiales metálicos como el aluminio y las aleaciones de acero usados principalmente en la industria aeronáutica, este hecho hace necesario la realización de análisis comparativos del comportamiento estructural del material compuesto y el aluminio dado que este es el más usado en esta industria, en la presente Tesis se realiza un análisis comparativo del comportamiento estructural a flexión de dos barras de dimensiones iguales en aluminio 6061 y en material compuesto ortogonal simétrico balanceado, para ser analizadas por medio de tres procedimientos: el cálculo, la simulación con AEF y la experimentación por medio de galgas extensiométricas. Los compuestos laminados son un caso particular de los materiales compuestos reforzados; los laminados son de los materiales compuestos más utilizados dentro de las aeronaves; para el diseño de estos, es necesario conocer las propiedades de tracción y flexión, ya que son los principales esfuerzos presentados en un fuselaje de una aeronave.

La presente tesis tiene como objetivo fundamental estudiar la composición y comportamiento comparativo entre el material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio Normalizado 6061 T6. El desarrollo experimental comprendió de cuatro diversos cortes, con diferentes herramientas y plantillas de corte, para verificar ciertos efectos como la influencia de la geometría y velocidad de la herramienta de corte en el material compuesto. Sobre la base de la experimentación y de los análisis realizados, se pone en manifiesto el efecto de la dirección de las fibras sobre la maquinabilidad y pruebas de tracción, así como la influencia de la herramienta de corte en los resultados.

Por otro lado, el objetivo alcanzado en la investigación se centra en el planteamiento de un diseño estructural, lo más semejante a una costilla del fuselaje de una aeronave; las pruebas mecánicas a tracción, se realizaron por medio de la norma ASTM D3039, por otra parte las pruebas para la comparación del comportamiento entre el material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio Normalizado 6061 T6 se llevaron a cabo por medio de un análisis estructural de una costilla escalada para la simulación, las cuales no fueron regidas por alguna norma establecida.

ABSTRACT

A wide variety of composite materials based on carbon fiber has revolutionized materials industry, largely replacing metallic materials such as aluminum and steel alloys used primarily in aviation industry, this fact necessitates comparative analysis for structural behavior of composite material and aluminum as this is the most used in this industry, this thesis shows up a comparative analysis for flexion structural behavior between two equal dimension bending bars, one of them built on aluminum 6061 and other one based on balanced symmetric orthogonal compound to be analyzed by three procedures: calculation, AEF simulation and experimentation using strain gages. Laminated composites are a particular case of reinforced composites, laminated composite materials are mostly used in aircrafts, for the design of these, it is needed to know tensile and flexural properties, since they are mainly forces presented on aircraft's fuselage.

This thesis aims to study the composition and critical comparative performance between balanced symmetric orthogonal composite and 6061 T6 Normalized aluminum. Experimental development comprises four different cuts by using various cutting tools and templates to verify certain effects such as the influence of geometry and speed of the cutting tool. Based on analyzes and experimentation, it is underlined the effect of fibers direction on the machinability and tensile tests as well as the influence of the cutting tool on results.

On the other hand, the goal achieved in the research focuses on the structural design approach, such as aircraft's fuselage rib; tensile mechanical tests were performed using ASTM D3039, on the other part the tests for performance comparison between balanced symmetric orthogonal composite material and Normalized 6061 T6 aluminum were carried out by a structural analysis of a scaling rib for simulating, which were not governed by any established standard

ÍNDICE	VI
ÍNDICE DE FIGURAS	X
ÍNDICE DE TABLAS	XIV
GLOSARIO	XV
SIMBOLOGÍA	XVI
OBJETIVO	2
HIPÓTESIS	2
JUSTIFICACIÓN	2
METAS	2
ALCANCE	3
Capítulo 1. Estado del arte	4
1.1. Ciencias de los Materiales.	5
1.2. Historia de los materiales.	5
1.3. Desarrollo de los materiales.	6
1.4. Clasificación de los materiales.	8
1.5. Historia del Aluminio y sus aplicaciones.	9
1.5.1. Desarrollo del aluminio.	11
1.5.2. Generalidades del Aluminio.	12
1.5.3. Propiedades Mecánicas del aluminio.	14
1.6. Historia de los Materiales Compuestos y sus aplicaciones.	15
1.6.1. Desarrollo de los materiales compuestos.	17
1.6.2. Propiedades mecánicas de los materiales compuestos.	18
1.7. Materiales Aeronáuticos.	18
1.7.1. Evolución de los materiales aeronáuticos.	19
1.8. Aplicación del aluminio y materiales compuestos en la industria aeronáutica.	22
1.9. Investigaciones similares al tema de tesis.	28
Capítulo 2. Marco Teórico	30
2.1. Materiales Compuestos.	31

2.1.1. Clasificación de los materiales compuestos.	31
2.2. Materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra.	34
2.3. Propiedades de los constituyentes: fibra y matriz.	35
2.3.1. Fibras.	35
2.3.1.1. Clasificación de las principales fibras.	36
2.3.1.2. Comparación de las propiedades de las fibras de carbono, aramida y vidrio.	37
2.4. Matriz.	37
2.4.1. Clasificación de las principales resinas.	38
2.4.1.1. Comparación de las propiedades de las resinas epóxi y poliéster.	38
2.5. Principales propiedades de los materiales compuestos CFRP.	39
2.6. Comportamiento de los materiales compuestos.	43
2.7. Análisis de Láminas.	46
2.8. Material compuesto utilizado en aeronáutica.	48
2.9. Aluminio utilizado en la aeronáutica.	49
2.9.1. Aleaciones de Aluminios utilizados en aeronáutica.	50
2.10. Principales Ensayos presentados en un fuselaje.	53
2.11. Estructura de fuselaje, parámetros de diseño.	54
2.11.1. Tipos de construcción de fuselajes.	56
2.12. Teoría cilindro de pared delgada.	59
2.12.1. Consideraciones de Diseño del Fuselaje	59
2.13. Tecnología para el análisis de variables físicas.	61
2.13.1. Galgas extensiométricas.	61
2.13.1.2. Mediciones con strain gages.	62
2.13.2. Software de simulación e interface para la adquisición de datos (LabVIEW).	63
2.14. Generalidades de los procesos de mecanizado de aleaciones de aluminio.	64
2.14.1. Mecanizado.	65
2.14.2. Herramientas.	65
2.14.2.1. Materiales de las herramientas.	66
2.14.2.2. Reafilado de herramientas.	67
2.14.3. Fluidos de corte.	67

2.15. Mecanizado de Compuestos.	67
2.15.1. Maquinabilidad.	69
2.15.1.2. Principales dificultades en el mecanizado de los materiales compuestos.	70
2.15.2. Herramientas de corte.	71
Capítulo 3. Metodología y Desarrollo Experimental	72
3.1. Diagrama de flujo	73
3.2. Materiales de trabajo.	74
3.2.1. Selección de materiales.	74
3.3. Normatividad.	76
3.3.1. Probetas.	77
3.4. Dispositivos experimentales.	78
3.4.1. Máquina universal de ensayos.	78
3.4.2. National Instruments NI PXI de National Instrument – 1045.	79
3.5. Pruebas de corte de material compuesto.	80
3.5.1. Equipo necesario para cortes de compuesto.	81
3.6. Pruebas de Tensión.	87
3.6.1 Pruebas a 90°.	89
3.6.2. Pruebas a 0°.	90
3.6.3. Pruebas a 45°.	91
3.6.4. Modos de falla.	92
3.7. Diseño estructural del perfil a estudiar.	93
3.7.1. Maquinado de la costilla de aluminio 6061 T6.	97
3.7.2. Maquinado de la costilla de material compuesto.	98
3.8. Pruebas de tensión para costilla de Aluminio.	100
3.9. Pruebas de tensión para costilla de Compuesto.	103
3.10. Cálculos de Esfuerzos y deformaciones, para la costilla de aluminio.	105
3.10.1. Simulación de MEF para prueba de tensión de aluminio.	109
3.11. Cálculos de Esfuerzos y deformaciones, para la costilla de compuesto	111

3.11.1. Simulación de MEF para prueba de tensión de compuesto.	111
3.12. Equipo necesario para pegado de galgas extensiométricas.	113
3.13. Pruebas con equipo PXI de National Instrument para Aluminio 6061 T6.	115
3.13.1. Pruebas de flexión para aluminio.	115
3.13.2. Cálculo de deformaciones sufridas en la placa de prueba de aluminio.	117
3.13.2.1. Simulación de MEF para esfuerzo y deformación.	120
3.14. Pruebas con equipo PXI de National Instrument para material compuesto.	123
3.14.1. Pruebas de flexión para compuesto.	123
3.14.2. Cálculo de deformaciones sufridas en la placa de prueba de material compuesto.	125
3.15. Simulación de MEF para esfuerzo y deformación.	125
Capítulo 4. Análisis y Resultados	127
4.1. Análisis de Resultados Obtenidos en pruebas de tensión.	128
4.1.2. Curvas esfuerzo - deformación de material compuesto y aluminio 6061 T6.	130
4.2. Comparación gráfica de curva esfuerzo-deformación para ambas costillas	131
4.3. Análisis de Resultados Obtenidos en pruebas de flexión	132
Conclusiones.	134
Recomendaciones.	135
Anexos.	137
Bibliografía.	145

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1	Composición de materiales en diferentes aviones.	20
Figura 1.2	Evolución en el uso de materiales, en los diferentes modelos de aviones en el transcurso de los últimos años.	21
Figura 1.3	Porcentajes de materiales compuestos en los diferentes fuselajes de avión, en el transcurso de los años.	21
Figura 1.4	Parte interna del ala del A340 fabricada con láminas de aluminio.	24
Figura 1.5	Materiales en dos modelos de Airbus.	25
Figura 1.6	Materiales compuestos y metales de las partes del A350.	26
Figura 1.7	Componentes del avión Eurofighter fabricados en materiales compuestos.	26
Figura 1.8	Evolución del reparto de materiales estructurales en aviones Airbus.	27
Figura 1.9	Estructura del suelo de las plantas superior e inferior del A380.	27
Figura 2.1	Clasificación de los materiales compuestos según su tipo de refuerzo.	31
Figura 2.2	Laminado Ortótropo.	33
Figura 2.3	Diagrama de Tensión - Deformación de tres diferentes fibras.	35
Figura 2.4	Módulos de deformación en función de la orientación de las fibras de un material compuesto típico vidrio/poliéster con una orientación $[\theta_1/.02/\theta_1]$, donde θ es el ángulo en grados.	41
Figura 2.5	Curvas tensión-deformación de distintos materiales compuestos y aceros	42
Figura 2.6	Material Ortotrópico.	43
Figura 2.7	Comparación del comportamiento mecánico de materiales.	44
Figura 2.8	Plano medio del laminado.	45
Figura 2.9	Ejemplo de laminado simétrico y no simétrico.	45
Figura 2.10	Representación esquemática de los materiales compuestos fibrosos.	45
Figura 2.11	Representación esquemática de los materiales compuestos de partículas.	46
Figura 2.12	Representación esquemática de la lámina compuesto unidireccional y tejidos.	46
Figura 2.13	Apilamiento de láminas con distintas orientaciones.	47
Figura 2.14	Diversas orientaciones de fibras.	47
Figura 2.15	Los ejes 1, 2 y 3 son las direcciones principales de comportamiento del material ortotrópico.	47
Figura 2.16	Esfuerzo deformación.	49
Figura 2.17	Representación esquemática de los tipos de esfuerzos.	53

Figura 2.18	Estructuras de fuselajes.	55
Figura 2.19	Costillas del fuselaje.	56
Figura 2.20	Estructura Reticular.	57
Figura 2.21	Estructura Monocasco.	58
Figura 2.22	Estructura Semimonocasco.	59
Figura 2.23	Estructura Interna de un fuselaje.	60
Figura 2.24	Dimensiones internas de un fuselaje.	60
Figura 2.25	Definición de strain gauge.	61
Figura 2.26	Puente de Wheatstone.	62
Figura 2.27	Diagrama de bloques en LabView para la obtención de deformaciones con galgas extensométricas.	63
Figura 2.28	Factores que afectan a la maquinabilidad.	69
Figura 3.1	Diagrama esquemático de la metodología.	73
Figura 3.2	Muestra para ensayos a diferentes ángulos de corte.	77
Figura 3.3	Diseño de probeta ASTM D3039.	78
Figura 3.4	Máquina universal de ensayos.	79
Figura 3.5	Equipo NI PXI-1045.	80
Figura 3.6	Banco de pruebas.	80
Figura 3.7	Cortador de Tungsteno de ¼ in.	81
Figura 3.8	Área transversal dañada.	81
Figura 3.9	Cortador Nigara Cutter de ¼ in.	82
Figura 3.10	Router de ¾ HP.	82
Figura 3.11	Prensa en C.	82
Figura 3.12	Corte de material compuesto dañado.	83
Figura 3.13	Diseño de herramental de sujeción para material compuesto fabricado de aluminio: a) Vista superior completa, b) Vista superior, c) Vista inferior.	84
Figura 3.14	Herramienta de Sujeción de corte de aluminio.	84
Figura 3.15	Plantilla para corte de material compuesto, en CNC.	84
Figura 3.16	Corte transversal de material compuesto no dañado.	85
Figura 3.17	Superficie de corte de material compuesto.	85
Figura 3.18	Corte de fibra de carbono.	85
Figura 3.19	Placa de fibra de carbono de 0.025 x 0.305 x 0.006 m.	86

Figura 3.20	Cierra de corte.	86
Figura 3.21	Corte de compuesto a 45°.	86
Figura 3.22	Superficie transversal con orientación a 45° de material compuesto.	87
Figura 3.23	Probetas a 90°.	87
Figura 3.24	Probetas a 0°.	88
Figura 3.25	Probetas a 45°.	88
Figura 3.26	Máquina de ensayos de tensión universal.	89
Figura 3.27	Probeta a 90° sujeta a tracción.	90
Figura 3.28	Desgarre de fibras a tensión.	90
Figura 3.29	Probeta a 0° sujeta a tracción.	91
Figura 3.30	Desgarre de fibras a 0°.	91
Figura 3.31	Probeta a 45° sujeta a tracción.	92
Figura 3.32	Falla en probetas a 45°.	92
Figura 3.33	Código de los modos de falla típicos.	93
Figura 3.34	Interior de un fuselaje de un avión privado.	94
Figura 3.35	Localización del perfil a realizar.	95
Figura 3.36	Perfil de una costilla de una aeronave.	95
Figura 3.37	Perfil de aluminio 6061 a maquinar.	96
Figura 3.38	Costilla con dimensiones.	96
Figura 3.39	Cortador de carburo de ¼ in de diámetro.	97
Figura 3.40	Maquinado de costilla de aluminio en CNC Haas de 3 ejes.	97
Figura 3.41	Costilla de aluminio 6061 T6.	98
Figura 3.42	Sierra caladora.	98
Figura 3.43	Costilla de material compuesto.	99
Figura 3.44	Costilla de aluminio y compuesto.	99
Figura 3.45	Costillas a caracterizar.	100
Figura 3.46	Costilla sujeta a tensión.	100
Figura 3.47	Deformación del perfil de aluminio, a tensión	101
Figura 3.48	Costillas deformadas.	101
Figura 3.49	Zona de ruptura en la costilla.	102
Figura 3.50	Cuello de botella, en la costilla de aluminio.	102

Figura 3.51	Costilla de compuesto a tensión.	103
Figura 3.52	Costilla de compuesto, sometida a tensión.	103
Figura 3.53	Ruptura a 45°.	104
Figura 3.54	Costilla fracturada, zona de daño.	104
Figura 3.55	Factores de corrección K para vigas curvas.	106
Figura 3.56	Reducción de las fuerzas aplicadas, a su resultante .	106
Figura 3.57	Simulación de costilla de aluminio 6061 con malla y carga aplicada.	109
Figura 3.58	Resultados de esfuerzos con una carga de 37.73 kN.	110
Figura 3.59	Resultados de deformaciones con una carga de 37.73 kN.	110
Figura 3.60	Costilla de compuesto simulada en ANSYS empotrada y sometida a tensión.	112
Figura 3.61	Resultados de esfuerzos con una carga de 4.33 kN.	112
Figura 3.62	Resultados de deformaciones con una carga de 4.33 kN.	113
Figura 3.63	Material Necesario para pegado de galgas extensiométricas.	114
Figura 3.64	¼ puente de Wheatstone, en aluminio 6061 T6.	115
Figura 3.65	¼ puente de Wheatstone, en compuesto.	115
Figura 3.66	Aplicación de cargas en celda de pruebas para aluminio normalizado 6061 T6	116
Figura 3.67	Panel frontal en LabView para obtención de deformaciones.	116
Figura 3.68	Viga en voladizo de aluminio.	117
Figura 3.69	Diagrama de cuerpo libre.	118
Figura 3.70	Diagrama de corte.	119
Figura 3.71	Simulación de la placa de aluminio 6061 T6 con carga aplicada y mallada.	121
Figura 3.72	Simulación de esfuerzos.	121
Figura 3.73	Lista de esfuerzos para la carga.	122
Figura 3.74	Resultado de deformaciones.	122
Figura 3.75	Lista de deformaciones para la galga, número de nodo 1084.	123
Figura 3.76	Aplicación de cargas en celda de pruebas para compuesto.	124
Figura 3.77	Resultado de esfuerzo.	125
Figura 3.78	Resultado de deformación.	126
Figura 4.1	Curvas Esfuerzo-Deformación de material compuesto.	130
Figura 4.2	Curvas Esfuerzo-Deformación de Aluminio 6061 T6.	131
Figura 4.3	Curvas Carga – Alargamiento.	132

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1	Propiedades comparativas de algunas fibras de refuerzo de plásticos	37
Tabla 2.2	Propiedades de las resinas epóxi y poliéster.	38
Tabla 2.3	Valores típicos de los módulos de deformación de laminados unidireccionales.	40
Tabla 2.4	Resistencia a tracción y compresión típica de laminados unidireccionales.	41
Tabla 2.5	Propiedades de Fibras.	43
Tabla 2.6	Propiedades físicas de la fibra.	48
Tabla 2.7	Propiedades mecánicas del compuesto.	49
Tabla 2.8	Composiciones Nominales de las Aleaciones Aeroespaciales de Aluminio.	51
Tabla 2.9	Propiedades físicas de Aleación 7075 T6.	52
Tabla 2.10	Propiedades físicas de Aleación 2024.	52
Tabla 3.1	Composición química de la aleación de aluminio 6061-T6.	75
Tabla 3.2	Pruebas y Normas.	76
Tabla 3.3	Código de los modos de falla.	93
Tabla 3.4	Interpolacion para obtener el factor de corrección.	108
Tabla 3.5	Deformaciones obtenidas por del equipo PXI, para aluminio 6061 T6.	117
Tabla 3.6	Deformaciones obtenidas por del equipo PXI, para compuesto.	124
Tabla 4.1	Probetas con cortes a 90°.	128
Tabla 4.2	Probetas con cortes a 0°.	129
Tabla 4.3	Probetas con cortes a 45°.	129
Tabla 4.4	Resumen de deformaciones obtenidos en aluminio 6061 T6.	133
Tabla 4.5	Resumen de deformaciones obtenidos en compuesto.	133

GLOSARIO

A.S.M.E	American Society of Mechanical Engineers (Sociedad americana de ingenieros mecánicos).
A.S.T.M	Society of Testing Materials (Sociedad Americana para pruebas de materiales).
Anisotrópico	Es aquel material que tiene propiedades que son diferentes en todas las direcciones en un punto en el cuerpo. No hay planos de propiedades de material simétricas. Por lo tanto, las propiedades son una función de la orientación en un punto en el cuerpo
CFRP	Carbon fiber reinforced polymer (Polímero reforzado con fibra de Carbono).
CNC	Control Numérico por Computadora.
Compuesto tipo Sándwich	Material compuesto por dos capas muy rígidas y de reducido espesor que envuelven un material de gran espesor y poca resistencia.
DAQ	Adquisición y procesamiento de datos.
D.I.N	Deutsches Institut für Normung (Instituto Alemán de Normalización).
Galga extensiométrica	Una galga extensiométrica es un sensor basado en el efecto piezorresistivo. Un esfuerzo que deforma a la galga producirá una variación en su resistencia eléctrica.
GFRP	Glass fiber reinforced polymer (Plásticos reforzados con fibras de vidrio).
Isotrópico	Tiene propiedades de material que son las mismas en cualquier dirección en un punto en el cuerpo, sin embargo, las propiedades no son una función de la orientación de un punto en el cuerpo
MEF	Método de elemento finito.
Ortotrópico	Tiene tres diferentes propiedades en tres diferentes direcciones perpendiculares entre sí, y tiene solo tres planos perpendiculares entre sí que definen la simetría de las propiedades del material.
PCD	Herramientas de diamante policristalino.
Puente de Wheatstone	Es un circuito diseñado para encontrar la resistencia de un componente sabiendo la de otros tres componentes.

SIMBOLOGÍA

En la redacción de este documento se han definido, los símbolos empleados. No obstante, para facilitar una consulta posterior, se presentan a continuación los símbolos utilizados y su significado.

ρ	Densidad del material.
ε	Deformación de un material.
Ω	Ohm.
$\mu\varepsilon$	Microdeformación.
$m\varepsilon$	Milideformación.
V_o	El voltaje de salida del puente.
K	Factor de correlación.
R	Radio de curvatura de la línea de centros de la viga curva.
c	La ordenada respecto al centro de gravedad de la fibra interior.
$R1/R2 - R4/R3$	Resistencias.
W	Watt, Vatio.
σ	Esfuerzo.
M	Momento Flexionante.
P	Carga aplicada.
I	Momento polar de inercia.
C	Centro de gravedad.
E	Módulo de elasticidad.

Objetivo

Caracterización de un material compuesto ortotrópico de láminas de fibra de carbono y resina epóxica de aplicación industrial, para realización de un análisis comparativo con aluminio normalizado 6061 T6.

Hipótesis

Por medio de la caracterización del material compuesto ortotrópico, se establecerá un procedimiento sistematizado para realizar análisis comparativos con diferentes aluminios normalizados de aplicación aeroespacial.

Justificación

La industria aeroespacial ha evolucionado tecnológicamente tanto en lo referente a la aerodinámica y sistemas propulsivos, como los materiales estructurales que integran una aeronave. Las empresas fabricantes de aeronaves y centros de investigación han estado realizando estudios para la sustitución de componentes metálicos por materiales compuestos, es así que el estudio y la caracterización del material compuesto nos ofrecerán los datos técnicos que justifiquen la sustitución.

Metas

- 1.- Determinación del mejor proceso de corte y caracterización del material compuesto ortotrópico.
- 2.-Pruebas normalizadas de tracción a cortes de 0° , 90° y 45°
- 3.- Realizar un perfil rectangular de aluminio 6061 T6, para obtener su comportamiento estructural con ayuda del sistema DAQ (adquisición y procesamiento de datos) por medio de Galgas extensiométricas.
- 5.- Realizar un perfil rectangular de material compuesto ortotrópico para obtener su comportamiento con un sistema DAQ (adquisición y procesamiento de datos) por medio de Galgas extensiométricas.
- 6.-Simulación numérica de un perfil estructural del fuselaje de una aeronave.

Alcance

El alcance del presente estudio se limita a la realización de pruebas estructurales a tracción para ser analizadas por medio de tres procedimientos: cálculo, simulación y experimentación dado que los materiales compuestos de análisis son de índole industrial y aplicación general.

CAPÍTULO 1 - Estado del Arte

En éste capítulo se presenta de manera general, una introducción a la historia de la industria aeronáutica, sus inicios a principios del siglo XX, los primeros materiales utilizados se fundamentaron en la disminución del peso y es por ello que la mayoría fueron elaborados de madera y tela, los cuales proporcionaban resistencia y bajo peso. Solo que contaban con un problema de degradación física. Gracias a las nuevas investigaciones se desarrollaron nuevas estructuras, que proporcionan mejores propiedades y ahorro de combustible, por el bajo peso.

Así mismo se describirá la ciencia de los materiales, explicando la clasificación, evolución y aplicación de los materiales en la industria aeronáutica.

1.1. La Ciencias de los materiales

La ciencia de materiales implica investigar la relación entre la estructura y las propiedades de los materiales. Por el contrario, la ingeniería de materiales se fundamenta en las relaciones propiedades-estructura-procesamiento-funcionamiento y diseña o proyecta la estructura de un material para conseguir un conjunto predeterminado de propiedades. Conviene matizar esta diferencia, puesto que a menudo se presta a confusión. La ciencia de materiales es un campo multidisciplinario que estudia conocimientos fundamentales sobre las propiedades físicas de los materiales y los aplica en varias áreas de la ciencia y la ingeniería, consiguiendo que éstos puedan ser utilizados en obras, máquinas y herramientas diversas, o convertidos en productos necesarios o requeridos por la sociedad.^[1]

1.2. Historia de los materiales

Los materiales son las sustancias que componen cualquier cosa o producto. Desde el comienzo de la civilización, los materiales junto con la energía han sido utilizados por el hombre para mejorar su nivel de vida. Como los productos están fabricados a base de materiales, estos se encuentran en cualquier parte alrededor nuestro. Los más comúnmente encontrados son madera, hormigón, ladrillo, acero, plástico, vidrio, caucho, aluminio, cobre y papel. Existen muchos más tipos de materiales y uno solo tiene que mirar a su alrededor para darse cuenta de ello. Debido al progreso de los programas de investigación y desarrollo, se están creando continuamente nuevos materiales.^[2]

Las primeras civilizaciones tuvieron una disponibilidad más reducida de diferentes materiales, inicialmente sólo se disponía de materiales naturales como piedras, madera, arcilla, pieles, etc. Los metales no-preciosos raramente se encuentran en la naturaleza, sino que están en formas de minerales y se requiere un proceso de separación del metal puro a partir del mineral correspondiente. Con el transcurso del tiempo, en diversas áreas del planeta se llegó a técnicas para producir materiales con nuevas propiedades superiores a las de los naturales (principalmente aleaciones).

Hace relativamente poco tiempo que los científicos llegaron a comprender la relación entre elementos estructurales de los materiales y sus propiedades. Éste conocimiento, adquirido en

Los últimos 200 años aproximadamente, los ha capacitado, en alto grado, para modificar o adaptar las características de los materiales. Quizá uno de los científicos más relevantes en éste campo haya sido Willard Gibbs al demostrar la relación entre las propiedades de un material y su microestructura. ^[1]

1.3. Desarrollo de los materiales

Hasta los años 60 "materiales de ingeniería" era sinónimo de "metales"; pero desde esa época hasta nuestros días todo ha cambiado. La velocidad de desarrollo de las nuevas aleaciones metálicas es más bien baja, la demanda de acero y de hierro fundido ha caído. Las industrias de polímeros y materiales compuestos crecen rápidamente, al igual que las proyecciones de desarrollo de las nuevas cerámicas.

Las tecnologías modernas asociadas a la producción industrial contemporánea, demandan un desarrollo de productos cuya realización está vinculada al uso de materiales con propiedades muy bien determinadas y a la selección de procedimientos mejor adaptados al éxito económico de los productos.

Las nuevas líneas generales de producción, tienden a conformar materiales más fiables ligeros y resistentes con una economía de recursos óptima. Entre éstas líneas está el desarrollo de:

- Aleaciones metálicas resistentes a altas temperaturas
- Metales amorfos
- Cerámicas técnicas
- Polímeros especiales
- Materiales compuestos

El desarrollo de la Ciencia y la Tecnología de los Materiales en las próximas décadas se prevé que estará caracterizada por los siguientes aspectos:

1. Existe la tendencia a sustituir los materiales metálicos y sus aleaciones por los plásticos, cerámicos y compuestos, debido a su bajo costo y durabilidad.
2. Se propenderá a elevar la resistencia mecánica y las propiedades anticorrosivas de los aceros en condiciones extremas (altas temperaturas, presiones y medios altamente corrosivos), variando la microestructura en base de la sustitución de algunos elementos aleantes tradicionales, disminución del tamaño de grano y tratamientos termo mecánicos.

3. Se espera un incremento notable del uso de metales y aleaciones ligeras (Especialmente Aluminio y sus aleaciones Al-Zn-Mg-Cu, Al-Zn-Mg) en la fabricación de elementos de máquinas especialmente para la industria automotriz y aeronáutica.
4. Se intensificará la investigación de las aleaciones súper plásticas con una elevada resistencia a la corrosión.
5. Se ampliará y profundizará el conocimiento y la tecnología del tratamiento térmico de envejecimiento de las aleaciones ligeras.
6. La industria ha intensificado el uso de materiales poliméricos y cerámicos en la fabricación de algunos tipos de elementos de máquinas debido a su menor peso específico y costo con respecto a los materiales metálicos.
7. Los tratamientos superficiales tenderán a ser reemplazados por los recubrimientos de plásticos.
8. Se crearán nuevos procesos de conformado para los materiales plásticos, cerámicos, compuestos y polvos metálicos.
9. Se dará mucha importancia al reciclaje de los materiales debido a que escasean en el mercado ciertos elementos químicos que juegan un papel preponderante en las aleaciones.
10. Tendrá mucho énfasis a la investigación de las propiedades útiles de los materiales, dando una gran preferencia a los materiales altamente puros y a los compuestos.

El objetivo de la preservación de los materiales será concluir el ciclo de vida de los mismos de tal manera que los desechos lleguen a ser material de potencia concluida. Entre los problemas más agudos que tiene que enfrentar la ciencia y la tecnología de estos materiales tenemos.

1. Investigar las propiedades y microestructura de un material compuesto
2. Crear una nueva teoría de la Resistencia de Materiales
3. Lo anterior implica la creación de nuevos métodos de diseño para materiales compuestos
4. Automatizar la fabricación de piezas de materiales compuestos y mejoramiento de su calidad.

Considerando que en el futuro próximo la población aumentará su confianza en la ciencia y la tecnología, se esforzará para mejorar la calidad del medio ambiente y fundamentalmente

Volcará su atención a la calidad de vida; se puede prever un gran dinamismo en los modelos de producción y consumo. ^[3]

1.4. Clasificación de los materiales

Los materiales, de forma muy general, se pueden clasificar en materiales estructurales y materiales funcionales. Los materiales estructurales son los que se utilizan para construir estructuras, edificaciones, etc. Su utilización es función de las propiedades mecánicas que presentan. Los materiales funcionales son los que se encuentran aplicación en función de otras propiedades, como la conductividad eléctrica, propiedades ópticas, magnéticas, químicas. ^[5]

La ciencia de materiales clasifica a todos los materiales en función de sus propiedades y su estructura atómica. Son los siguientes ^[1]:

- Metales
- Cerámicos
- Polímeros
- Compuestos
- Semiconductores

Metales tienen como característica muy en general una adecuada conductividad eléctrica, como térmica relativamente alta resistencia mecánica, alta rigidez, muy buena ductilidad y resistencia al impacto. Son particularmente útiles en aplicaciones estructurales o de carga, aunque en ocasiones se utilizan en forma pura, sin embargo se prefiere el uso de combinaciones (aleaciones) para mejorar ciertas propiedades deseadas o permitir una mejor combinación entre ellos.

Cerámicos tales como ladrillos, vidrio, loza tienen escasa conductividad eléctrica y térmica aunque sus características es tener buena resistencia y una buena dureza, son materiales muy dúctiles y poca resistencia al impacto por tal motivo son menos usados que los metales en aplicaciones estructurales son excelentes para altas temperaturas, son materiales de excelentes condiciones para la corrosión muchos de ellos tienen propiedades ópticas y

térmicas, son muy útiles como los imanes cerámicos en la fabricación de televisores, en las tuberías para alcantarillados y en ladrillos para construcción.

Polímeros son moléculas orgánicas gigantes, son ligeras y resistentes a la corrosión buenos aislantes eléctricos, pero tienen relativamente baja resistencia a la tensión y son adecuados para uso a alta temperatura.

Compuestos se producen cuando dos materiales se combinan para dar forma a una combinación de propiedades que no pueden ser obtenidas en los materiales originales. Estos materiales pueden seleccionarse para proporcionar combinaciones poco usuales en rigidez, resistencia, peso, rendimiento a alta temperatura, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad. Los materiales compuestos metal - cerámica incluyen herramientas de corte de Carburo de Tungsteno y hasta cementados.

Semiconductores están compuestos principalmente de silicio y germanio, son elementos que poseen 4 electrones de valencia (ni conductores ni aislantes) y tienen una dependencia con la temperatura que modifica el movimiento de electrones. En términos de conductividad eléctrica también existen los súper conductores, que funcionan muy bien a bajas temperaturas, pero el costo para mantenerlos a esas temperaturas es mucho más elevado que las pérdidas de calor que se producen. Los superconductores se requieren utilizar para construir trenes de levitación electromagnética y monorrieles. Pero por el momento el elevado costo impide la progresión de esta tecnología. ^[4]

1.5. Historia del Aluminio y sus aplicaciones

Fue conocido por las antiguas civilizaciones. Recién en 1807, Humphry Davy confirmó su existencia en la alúmina e inventó su nombre. Como metal fue preparado por primera vez por Wohler en 1827. Para ello calcinó una mezcla de cloruro de aluminio con potasio metálico. Posteriormente se obtuvo por vía electrolítica. Fue Busen quien descompuso una sal doble de cloruro de aluminio en polvo, mezclado con óxido metálico. Este método se emplea para la obtención de metales y aleaciones difíciles de lograr por otros medios, así como también para la soldadura. Esta propiedad se debe a que el óxido de aluminio tiene un calor de formación mayor que los demás óxidos metálicos. La arcilla usada para hacer la mejor cerámica consistió en gran parte en un silicato hidratado del aluminio. Otros compuestos del aluminio tales como

" alumbres " fueron utilizados extensamente por los egipcios y los babilónico desde el 2000 A.C. en los tintes vegetales, algunos procesos químicos y para los propósitos medicinales. Pero era conocido generalmente como el " metal de la arcilla " y por miles de años no pudo ser separado por ningún método conocido de su aleación con otros elementos.

En términos históricos el aluminio es un metal relativamente nuevo que fue aislado a principios del siglo XIX. En 1782 el gran químico francés, Lavoisier, hablaba del óxido de un metal desconocido. El aluminio, gracias a sus propiedades, encuentra múltiples aplicaciones y su uso sigue una constante evolución al alza. ^[5]

El aluminio, gracias a sus propiedades particulares, encuentra múltiples aplicaciones. En concreto, el aluminio se utiliza en los siguientes campos:

- Aluminio para construcción
- Aluminio en transportes
- Aluminio para construcciones mecánicas
- Aluminio en electrónica
- Aluminio en el sector domestico

Aluminio en la construcción el aluminio se utiliza para la construcción de cerramientos, fachadas continuas, marcos, puertas, ventanas, persianas, contraventanas, mosquiteras, galerías, barandillas, vallas, pantallas solares, parasoles, construcción prefabricada, radiadores e intercambiadores de calor, chapas para contra techos, paneles solares y coberturas, etc.

Aluminio en los transportes ferrocarriles, aeronáutica y automotriz, gracias a su elevada relación resistencia/peso, el aluminio se utiliza para la construcción de motores, bombas, pistones, ruedas, bielas, válvulas, marcos y acabados, compuertas para camión, elementos de carrocería, radiadores e intercambiadores de calor. El sector de los transportes es el que más utiliza el aluminio.

Aluminio en las construcciones mecánicas el aluminio se utiliza en la fabricación de máquinas y de instalaciones. Máquinas para impresión, máquinas textiles, máquinas para el trabajo de la madera, máquinas para oficinas y ordenadores, instrumentación científica.

Aluminio en electrónica el aluminio es el material más utilizado junto con el cobre, gracias a la gran conductibilidad eléctrica. La aplicación más conocida es la de las líneas eléctricas aéreas de distribución, casi todas realizadas con cables de aluminio.

Aluminio en el sector doméstico el aluminio se utiliza en numerosos productos de uso doméstico: baterías de cocina, electrodomésticos, escaleras, cabinas de ducha, mobiliario, equipos de iluminación, componentes de decoración y equipamiento para deportes.

Verdaderamente, son pocos los sectores de aplicación en los que no se usa el aluminio. Su uso está destinado a aumentar progresivamente ya que sus propiedades son especialmente apreciadas por diseñadores, arquitectos e ingenieros, constructores y usuarios finales del producto.

Asimismo, el impacto medioambiental del aluminio es muy reducido. Ninguno de sus procesos productivos comporta riesgos significativos para la salud y el medioambiente. La industria del aluminio, de hecho, se ha ocupado a lo largo de los años de reducir la contaminación y las consecuencias medioambientales.^[6]

1.5.1. Desarrollo del Aluminio

La necesidad de un metal menos pesado que el acero lleva al Aluminio a su implementación masiva en la aviación, y hasta nuestros días ha sido el material más usado en aeronáutico por su adecuada resistencia, baja densidad y por el conocimiento de sus técnicas de fabricación (fácilmente forjable, fácil de trabajar y reparar).

Las ventajas del aluminio siguen jugando un papel importante en el transporte, particularmente en aviones, trenes, coches, camiones y autobuses, donde la combinación de ligereza, dureza y resistencia a la corrosión es muy valorada. En Estados Unidos, la industria del aluminio se expandió rápidamente durante la Segunda Guerra Mundial para cubrir la necesidad de aviones militares de la nación; después de la guerra, esta expansión en la producción hizo posible que el aluminio llegara a otros mercados, incluyendo los automóviles.^[7]

El aluminio es un metal liviano y se le puede otorgar mayor resistencia aleándolo con otros elementos. Resiste la corrosión, conduce calor y electricidad y refleja energía luminosa y radiante. El aluminio es no tóxico, no magnético y se lo puede formar por todos los procesos de metalúrgicos conocidos. ^[4]

1.5.2. Generalidades del Aluminio

La Asociación de Aluminio ha diseñado un sistema de cuatro dígitos para aleaciones forjadas, en el que el primer número se designa el elemento de aleación principal. Por lo anterior queda, (1) aluminio puro; (2) cobre; (3) manganeso; (4) silicio; (5) magnesio; (6) magnesio y silicio; y (7) zinc. Los dos últimos dígitos son para designar la pureza de aluminio, pero hay excepciones que destruyen a la regla. Sin embargo, las aleaciones más frecuentemente utilizadas son familiares para el diseñador. Las aleaciones de fundición de aluminio por lo general se identifican arbitrariamente, seleccionando denominaciones comerciales de los dos o de tres dígitos.

La mayoría de las aleaciones de aluminio utilizadas para productos forjados contienen menos de 7% de elementos de aleación. Por la regulación de las cantidades y tipos de elementos añadidos, las propiedades del aluminio así como sus características de trabajo pueden ser mejoradas. Las composiciones especiales se han desarrollado para los procesos de fabricación particulares, tales como la forja y extrusión. Las aleaciones forjadas se producen en ambos tipos de tratamiento (tratables y no tratables térmicamente). Las propiedades mecánicas de los materiales no tratables térmicamente puede ser variadas por el endurecimiento por deformación o por una combinación de endurecimiento por deformación y recocido.

Las aleaciones de aluminio especificados para los propósitos de colado contienen uno o más elementos de aleación, la cantidad máxima de cualquier elemento no debe exceder de un 12%. Algunas aleaciones están diseñadas para su uso en la condición de colado; otros están diseñados para ser tratada térmicamente con el fin de mejorar sus propiedades mecánicas y estabilidad dimensional. Una alta resistencia con buena ductilidad puede obtenerse mediante la selección de la composición adecuada y tratamiento térmico.

Las denominaciones de tratamiento térmico y temple para el aluminio son largas y complejas. Las denominaciones más frecuentemente estampadas en productos son:

- (F) como se ha fabricado.
- (O) recocido
- (H) cepas endurecidas (muchas subdivisiones).
- (T2) productos colados solamente.
- (T4) solución tratada térmicamente y envejecido naturalmente.
- (T6) solución tratada térmicamente y envejecido artificialmente.

Los procesos utilizados son el tratamiento térmico en solución, endurecimiento por precipitación, y recocido. Una pequeña cantidad de trabajo en frío después del tratamiento térmico en solución produce un aumento sustancial de la resistencia a la fluencia, un cierto aumento en la resistencia a la tracción, y algo de pérdida de la ductilidad. Un enfriamiento rápido proporcionará la máxima resistencia a la corrosión, mientras que un enfriamiento lento a utilizar para las secciones pesadas y grandes piezas forjadas tiende a minimizar el agrietamiento y la distorsión. La mayoría de conformación de aluminio se realiza en frío. La temperatura elegida permite la terminación de la fabricación sin necesidad de ningún recocido intermedio. El formado en caliente de aluminio generalmente se realiza a temperaturas de 300-400°F, y los periodos de calefacción se limitan a 15-30 min. Cuando las aleaciones no son tratables térmicamente y han de ser formados, el temple debe ser sólo lo suficientemente blando para permitir el radio de curvatura requerida o dibujar profundidad. Cuando se utilizan aleaciones tratadas térmicamente, la forma debe regir la aleación seleccionada y su temple.

En gran medida, la elección de una aleación colada se rige por el tipo de molde para ser empleado. A su vez, el tipo de molde está determinada por factores tales como la complejidad del diseño, el tamaño, la sección transversal, la tolerancia, el acabado superficial, y el número de piezas moldeadas para ser producidas. En todos los procesos de fundición, las aleaciones con alto contenido de silicio son útiles en la producción de piezas con paredes delgadas y de diseño complicado. ^[47]

1.5.3. Propiedades Mecánicas del aluminio

El aluminio es un metal no ferroso, y es el más abundante de los metales, constituyendo cerca del 8% de la corteza terrestre. Sus propiedades han permitido que sea uno de los metales más utilizados en la actualidad. Es de color blanco y es el más ligero de los metales producidos a gran escala.

El aluminio es el único metal que proporciona dureza con bajo peso, es sumamente fácil de pulir, tenaz, dúctil y maleable, posee una gran resistencia a la corrosión y alta conductividad térmica y eléctrica, teniendo la mejor relación beneficios - costo que cualquier otro metal común. El aluminio brinda a los ingenieros, arquitectos, diseñadores, etc., la posibilidad de desarrollar una gran variedad de diseños, ya sea con el uso de perfiles estándares o a través del desarrollo de perfiles personalizados.

Densidad la ligereza de la masa (peso) del aluminio es una de las propiedades más conocidas que éste metal posee. Un centímetro cúbico de aluminio puede tener una masa de aproximadamente 2.699 g, comparado con los 7.85 g del acero y 8.46 g del cobre. Su peso es casi un tercio del acero. Esta ventaja ha permitido el desarrollo de muchas industrias como la aeronáutica y el transporte, además de facilitar la manipulación de los perfiles, reduciendo los costos de transporte y mano de obra.

Conductividad Eléctrica aparte del cobre, el aluminio es el único metal común que posee una alta conductividad para ser utilizado como conductor eléctrico. Su conductividad puede llegar a representar el 63.8% de la del cobre, sin embargo con igual masa de base, el aluminio dobla la capacidad conductiva del cobre.

Para una misma capacidad de conducción eléctrica, un conductor de aluminio puede tener la mitad de la masa, que la que podría tener la sección transversal de un conductor de cobre.

Conductividad Térmica el aluminio tiene una alta conductividad térmica, que sólo es superada por el cobre, siendo además cuatro veces más grande que la conductibilidad del acero. Su temperatura de fusión es de 660.2 °C. Por ello ofrece grandes ventajas al ser usado en utensilios de cocina, industria química, aire acondicionado, disipadores de calor entre otras industrias.

Resistencia a la Corrosión se debe a la formación espontánea de una película muy delgada de óxido de aluminio que es insoluble en agua, la cual la protege del medio ambiente y la corrosión, tanto en forma de metal puro como cuando forma aleaciones, la cual le da las mismas ventajas que el acero inoxidable y lo hace verse muy bien en comparación con el acero. Una característica de esta capa, es que si es removido por algún medio mecánico, se formará una nueva capa protectora de óxido. ^[8]

1.6. Historia de los Materiales Compuestos y sus aplicaciones

Aunque la Fibra de vidrio es muy antigua - era conocida por los Egipcios, la historia de los materiales compuestos es la historia del siglo XX. En 1907, el químico Belga Leo Baekeland obtuvo por primera vez una resina termoestable. Baekeland calentó y aplicó presión en un recipiente especial a un fenol y un formaldehído para obtener una resina líquida que polimerizó y tomó la forma del recipiente. Su nombre, la bakelita. A lo largo de las tres primeras décadas de éste siglo se van incorporando el resto de las matrices: las fenólicas, que fueron las primeras en desarrollarse industrialmente para aplicaciones de aislamiento, armamento y bisutería, los poliésteres, los vinil esteres y los epoxis.

Los materiales compuestos se desarrollan en paralelo con las matrices, ya que como hemos dicho las fibras ya eran conocidas y los tratamientos superficiales de las fibras para que tuvieran la adherencia necesaria para su combinación con las matrices no revistieron excesivas dificultades. Por lo tanto los primeros materiales compuestos eran fibras de vidrio combinadas con matrices fenólicas y poliésteres para aplicaciones eléctricas, embarcaciones y placa ondulada. Los primeros métodos de fabricación fueron los moldeados por contacto a mano. En 1910, se estaban fabricando mediante éste método un número elevado de estructuras donde los requerimientos mecánicos no eran elevados, pero había problemas de formas, peso o aislamiento eléctrico y por lo tanto, éste tipo de materiales comenzaba a ser una alternativa frente a los tradicionales, acero, hormigón, aluminio o madera.

En paralelo a la pultrusión aparecen otros procesos utilizados hoy en día como el pre impregnado de un compuesto por fibras de vidrio, resinas de poliéster y cargas que se conforman mediante prensa en caliente. Tras su aparición a principios de los años cincuenta, sus primeras aplicaciones se realizaron en el sector eléctrico. También a mediados del siglo

XX surge el enrollamiento filamentario y la mayoría de los procesos que tenemos hoy en día [9].

En años recientes los materiales compuestos estructurales, han asumido un rol importante en el mundo. La resistencia a la rotura, a la corrosión y al agua, junto al desarrollo de una tecnología avanzada, ha permitido crear una nueva industria, la de los materiales compuestos, con un creciente número de aplicaciones, en distintos campos aprovechando las propiedades de los materiales, substituyendo a materiales convencionales o posibilitando nuevas aplicaciones.

Aprovechando sus propiedades dieléctricas, bajo peso y gran resistencia se los encuentra en la industria de [10]:

- Electricidad
- Cajas, postes y torres de distribución de energía
- Columnas de iluminación
- Llaves, gabinetes de motores
- Escaleras dieléctricas
- Aisladores orgánicos

Aprovechando su gran resistencia y bajo peso se lo encuentra en la industria de:

- Transporte en carrocerías
- Interiores de transportes colectivos
- Partes de automóviles
- Carrocerías frigoríficas

En la industria aeroespacial en:

- Fuselaje de aviones
- Interiores de aeronaves
- Antenas parabólicas
- Radars

En la industria de la construcción en:

- Fachadas de edificios
- Techos, pasamanos
- Puentes peatonales
- Perfiles de ventana
- Puertas
- Cañerías

1.6.1. Desarrollo de los materiales compuestos

Los motivos que originan el desarrollo inicial de éste nuevo tipo de materiales hay que encontrarlos en la creciente demanda que existía en la década de los 60, por parte de la industria aeronáutica y aeroespacial, la energía, la construcción civil, etc.; Estas demandas, que se exigían al comportamiento de los materiales, eran cada vez más extremas y variadas, por lo que ningún material convencional era capaz de satisfacerlas a la vez. Éste hecho fue el que motivó el resurgimiento del concepto antiguo de combinar diferentes materiales en un material compuesto integral para satisfacer los requerimientos de los diferentes usuarios.

Dos logros muy importantes en éste sentido y que marcaron la rápida expansión de los materiales compuestos, fueron el desarrollo durante los primeros años de la década de los 60 de las fibras de carbono en el Reino Unido y de boro en los EE.UU.

Estos sistemas de materiales compuestos dan lugar a un comportamiento que no es alcanzable por sus constituyentes individuales, ofreciendo por tanto, como gran ventaja, una importante flexibilidad en el diseño. Esto significa la posibilidad, en un principio, de diseñar y fabricar el material según las especificaciones concretas exigidas. Esta posibilidad es mucho más importante de lo que en un principio podría parecer, ya que implica que, partiendo del diseño más eficiente (por ejemplo, una estructura aeroespacial, un automóvil, el casco de un barco o un motor eléctrico), podemos fabricar el material que permita construir dicho dispositivo. ^[11]

1.6.2. Propiedades mecánicas de los materiales compuestos

Los materiales compuestos son ideales en elementos que requieren elevada resistencia y/o rigidez específica, caso típico de todo ingeniero aeroespacial. Las estructuras de material compuesto resultan más ligeras, más resistentes a la corrosión, aerodinámicas superiores y menos críticas frente a cargas cíclicas, aunque no deben perderse de vista algunos problemas no totalmente resueltos en aspectos como reparación y fácil inspección y mantenimiento, tolerancia al daño, conductividad térmica/eléctrica o comportamiento electromagnético

Las densidades ρ varían entre los 2 y 9 g/cm³ en el caso de las aleaciones aeronáuticas, y su resistencia máxima no supera los 2800 MPa. La importancia de los compuestos recae en su baja ρ (entre 1.55 para los CFRP (Polímero Reforzado con Fibra de Carbono)). Y no por una notable mejora a la resistencia respecto a los metales.

Los módulos de Young de los CFRP pueden alcanzar valores de hasta 140 GPa, menores que muchos aceros, siendo también las resistencias máximas de similar magnitud. Pero estos compuestos son hasta 6 veces más ligeros, y con mayor resistencia a la corrosión. ^[4]

1.7. Materiales Aeronáuticos.

Los intentos por volar han sido muchos, y se ha tardado en conseguir, no solo por la técnica inadecuada, si no por los materiales incorrectos o falta de motores ligeros.

La madera los primeros materiales en emplearse fueron la madera y la tela, proporcionaban una resistencia adecuada con un peso muy bajo. La madera en muchos aspectos se comporta como un material compuesto, por cómo está constituida por capas, con mejores propiedades en la dirección longitudinal de la fibra, tiene valores de módulo elástico y resistencias muy altos para su densidad.

El acero tiene buenas cualidades respecto a resistencia, pero su densidad es excesiva y tiene graves problemas de corrosión. No obstante sustituyó a la madera en la construcción: Ya en la primera Guerra Mundial Junkers empleó chapas de aluminio corrugado para ahorrarse el peso de los rigidizadores y crear el primer avión enteramente metálico relegando el uso de la madera, y Fokker empleó la estructura del tubo de acero recubierta de tela. Muy buena

resistencia, su densidad es 3 veces la densidad de las aleaciones de aluminio, y hasta 10 veces la de la madera.

Aluminio en el siglo XIX el aluminio era tan caro de producir que era considerado un metal semiprecioso. Además las cualidades del aluminio sin alear ni refinar, dejaban mucho que desear, como para pensar en él para algún uso industrial (la resistencia del aluminio aleado es de 6 a 8 veces superior al aluminio sin alear).

Materiales Compuestos (composites) en parte su comportamiento puede asimilarse al de la madera: Son apilados en capas de distintos tipos de materiales, lo que hace que sus propiedades varíen según la dirección; Tienen la gran ventaja de poder fabricar los materiales “a medida”, es decir, en función de las necesidades de resistencia, las direcciones de aplicación de las cargas. ^[12]

1.7.1. Evolución de los materiales aeronáuticos

Desde la creación de los primeros aviones, los requisitos en la fabricación del fuselaje, las superficies de control, el tren de aterrizaje y las alas, se han ido incrementando, siendo más exigentes en lo que respecta a la seguridad. Los primeros intentos para sacar adelante un artefacto que volara se centraban en conseguir imitar el vuelo y planeo que proporcionaban las alas de las aves, es decir, el comportamiento aerodinámico, y no tanto en la composición de los materiales y sus propiedades. Por eso los primeros aviones eran muy pesados.

Los avances comerciales siempre son acompañados de un previo desarrollo militar. En muchos casos, diferentes partes de aeronaves son creadas por empresas o fabricas subcontratadas por los propios gobiernos. Al principio, las aeronaves fueron construidas de madera, era un material abundante en la naturaleza, fácil de fabricar en diversas formas y cumplía con los requisitos estructurales a bajas velocidades de vuelo. Su problema principal es la degradación por agentes biológicos y físicos (hongos, insectos y luz ultravioleta, entre otros).

Gracias a nuevos métodos de producción se han logrado desarrollar los materiales compuestos. Entre ellos se destacan los compuestos de fibras de carbono como el CRFP, de

fibra de vidrio, entre otros. Podemos encontrarlos en multitud de formas y presentaciones comerciales. ^[4]

Los materiales compuestos proporcionan mejoras significativas tales como:

- Reducción de Peso
- Un mayor alcance
- Costo de combustible reducido
- Propiedades especiales aeroelásticos

En la figura 1.1 se detalla las proporciones en la utilización de los materiales en diferentes aeronaves. Hay que destacar la reducción del uso del aluminio a favor de la implementación de los materiales compuestos.

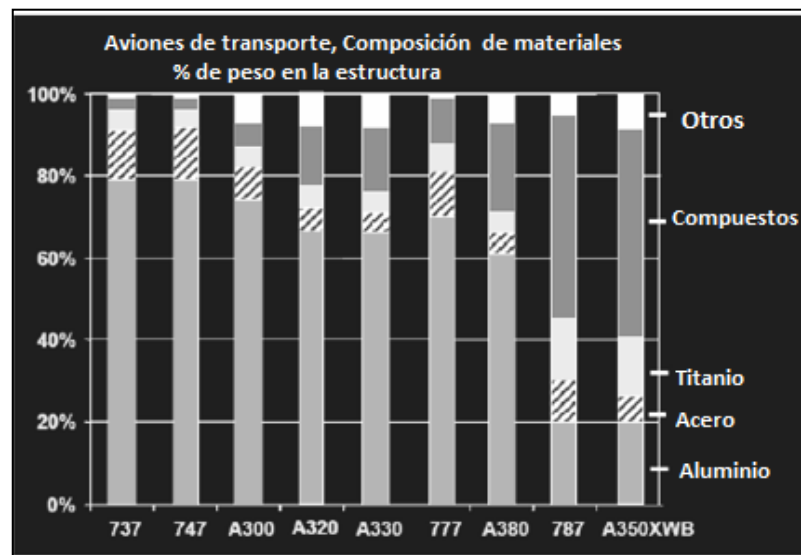


Figura 1.1 Composición de materiales en diferentes aviones. ^[4]

La introducción de los materiales compuestos en aviación civil tuvo sus inicios en los años 80's a un que con una repercusión muy pequeña en el total de las aeronaves, poco a poco el porcentaje de materiales compuestos ha ido aumentando de manera significativa. En el caso de Airbus, el uso de los materiales compuestos alcanza casi el 25% total de la estructura y en el Boeing llega a un 50% del peso estructural (ver figura 1.2 y 1.3).

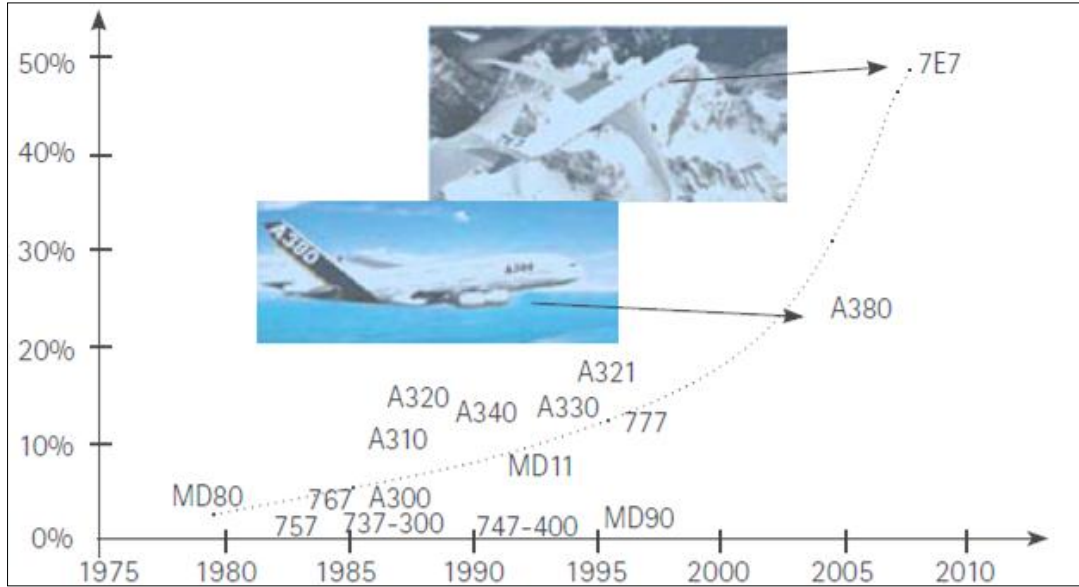


Figura 1.2 Evolución en el uso de materiales, en los diferentes modelos de aviones en el transcurso de los últimos años. ^[15]

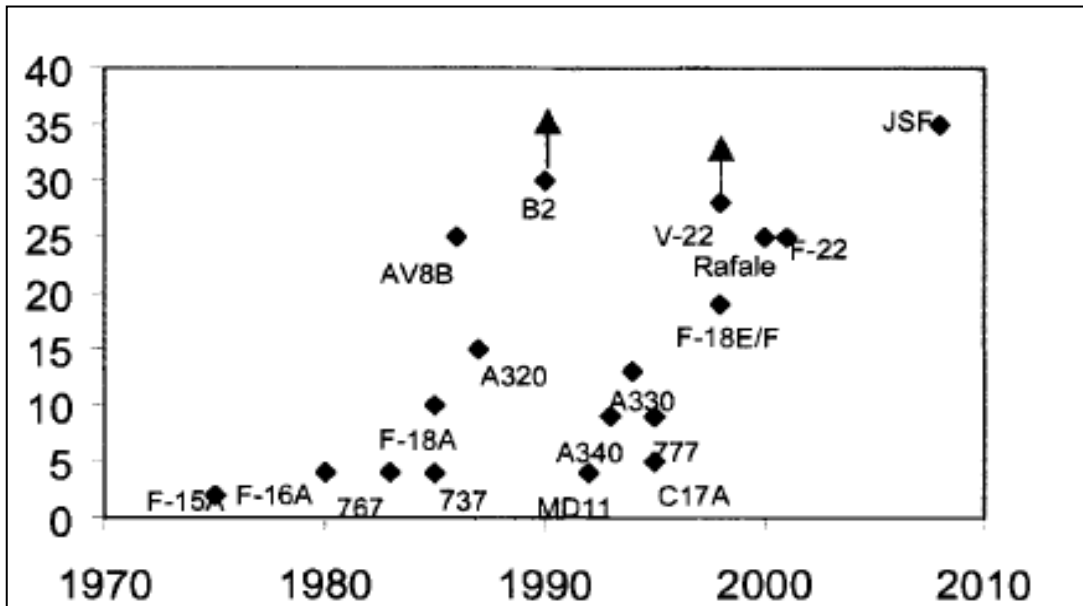


Figura 1.3 Porcentajes de materiales compuestos en los diferentes fuselajes de avión, en el transcurso de los años. ^[16]

1.8. Aplicación del aluminio y materiales compuestos en la industria aeronáutica.

Fibra de vidrio fue utilizado por primera vez en el avión de pasajeros Boeing 707 en la década de 1950, donde consta el dos por ciento de la estructura. Por la década de 1960, otros materiales compuestos se pusieron a disposición, en fibra de boro en particular y de grafito, incrustados en las resinas epóxi, la Fuerza Aérea y la Marina de los EE.UU. comenzó la investigación sobre el uso de estos materiales para las superficies de control de la aeronave, como alerones y timones.

El primer uso importante de producción militar de la fibra de boro de los estabilizadores horizontales de la marina de guerra F-14 Tomcat interceptor. En 1981, la British Aerospace-McDonnell Douglas AV-8B Harrier volando con más de 25 por ciento de su estructura hecha de materiales compuestos. Aviones modernos utilizan cantidades significativas de compuestos para lograr un peso más ligero. Alrededor del diez por ciento del peso estructural de los de Boeing 777, por ejemplo, es de material compuesto. Aviones militares modernos, como el F-22, el uso de compuestos de al menos un tercio de sus estructuras, y algunos expertos han pronosticado que las aeronaves militares futuro será más de dos terceras partes de los materiales compuestos. Pero por ahora, los aviones militares utilizan porcentajes muchos mayores de los materiales compuestos de aviones comerciales de pasajeros principalmente debido a las diferentes formas en que los aviones comerciales y militares se mantienen.

El aluminio sigue siendo un material muy útil para estructuras de aeronaves y los metalúrgicos han trabajado duro para desarrollar mejores aleaciones de aluminio (una mezcla de aluminio y otros materiales). En particular, aluminio-litio es el más exitoso de estas aleaciones. Se encuentra aproximadamente a un diez por ciento más ligero que el estándar de aluminio. A partir de la última década de 1990 fue utilizado para gran tanque externo del transbordador espacial con el fin de reducir el peso y permitir que el servicio de transporte para llevar más carga útil. Su adopción por los fabricantes de aviones comerciales ha sido lento, sin embargo, debido a los gastos de litio y la mayor dificultad del uso de aluminio-litio (en particular, requiere mucho cuidado durante la soldadura). Pero lo más probable es que el

aluminio-litio eventualmente se convertirá en un material ampliamente utilizado tanto para aviones comerciales y militares.

En éste sentido, las aplicaciones aeronáuticas de estos materiales compuestos termoplásticos van en aumento, el famoso constructor de aeronaves Stork Fokker lleva años empleando estos composites en sus productos. Bordes de ataque (Leading Edge, también conocidos como J-Nose) para los Airbus A340 con refuerzo de fibra de vidrio, reemplazamiento los elementos metálicos por paneles sándwich con núcleo de Nomex, paneles para el fuselaje, alas, superficies de control y cono de cola del Airbus A380, Boeing 747-8 y JSF así como para el Gulfstream G650 business jet.

De hecho, Airbus tomó la determinación de usar estas matrices en sus materiales compuestos, no solo para reducir peso, sino para reducir los daños por impactos con aves y abaratar costos de reparación y mantenimiento. Estas sustituciones han sido probadas y su éxito llevó a Airbus a que, en el día del roll-out del A380, presentará estos 26 m de borde de ataque, que se extienden desde la turbina interna hasta el wingtip de cada ala.

El diseño del 787 cuenta con menor peso de la construcción. Sus materiales, que figuran en peso, tienen un 50% compuesto, el 20% de aluminio, 15% de titanio, el 10% de acero, y otro 5%. La aeronave será del 80% compuesto por volumen; El aluminio es utilizado en el ala y la cola bordes de ataque.

Para la fabricación del A340 contiene 13% del peso total del avión de material compuesto. Una de las novedades que presenta éste modelo es un depósito de combustible integrado en los estabilizadores horizontales que permite nivelar su carga para optimizar la eficiencia en vuelo. El conjunto está fabricado en fibra de carbono/epóxi mediante colocación automática. La utilización de materiales compuestos en aeronáutica se justifica por la necesidad del ahorro de peso. ^[13]^[14]



Figura 1.4 Parte interna del ala del A340 fabricada con láminas de aluminio. ^[4]

En la figura 1.4 se observa la parte interna de un ala del avión A340 compuesta de aluminio, las construcciones hechas con aluminio son unidades que utilizan remaches que sujetan el revestimiento a la estructura y a los componentes estructurales entre sí. Estos remaches son puntos débiles, ya que se concentran tensiones que pueden iniciar fácilmente la fractura del material.

Actualmente se puede distinguir cuatro grupos de aluminios, como son la serie 2000 (Al-Cu-Mg, duraluminio, 7000 (Al-Zn) y la aleación Al-Cu-Ni. Las más conocidas en aeronáutica son las primeras dos mencionadas.

La cuarta aleación es la familia 6000, compuestas por Mg y Si. Otra aleación es el Al-Li, implementada en el A350, que forma parte del 20% de aleaciones ultraligeras utilizadas en

la aeronave. Su densidad es de 2.63 g/cm^3 reduciendo así en un 12% el peso comparado con las aleaciones tradicionales. ^[4]

El ultimo modelos de Airbus, el A380, utiliza un 25% de materiales compuestos en su estructura, a pesar de que la mayoría parte del fuselaje es de aluminio. Se compara en la figura 1.5 la composición de materiales del modelo A300 y el A380. ^[4]

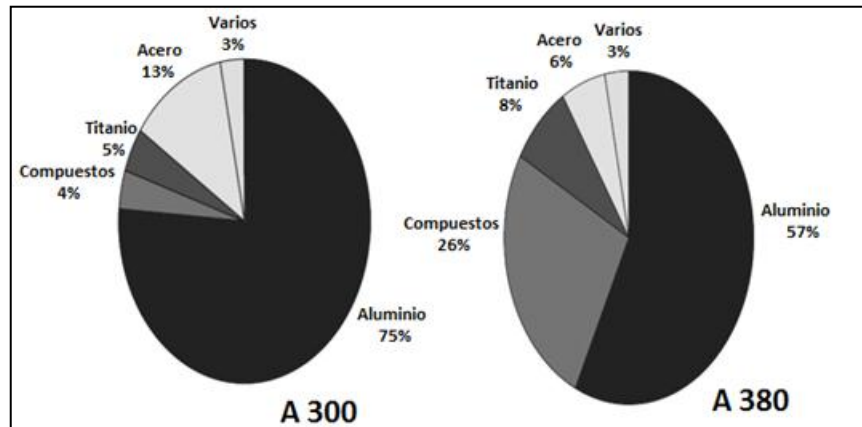


Figura 1.5 Materiales en dos modelos de Airbus. ^[4]

Además de materiales compuestos, en la construcción de éste avión se incluye un porcentaje grande de metales de alta tecnología, que también proporcionan ventajas significativas en términos de pérdida de peso, fiabilidad, facilidad de mantenimiento y reparación. En la Figura 1.6 y 1.7 se puede apreciar el reparto de los materiales por zonas en un avión comercial. ^[42]

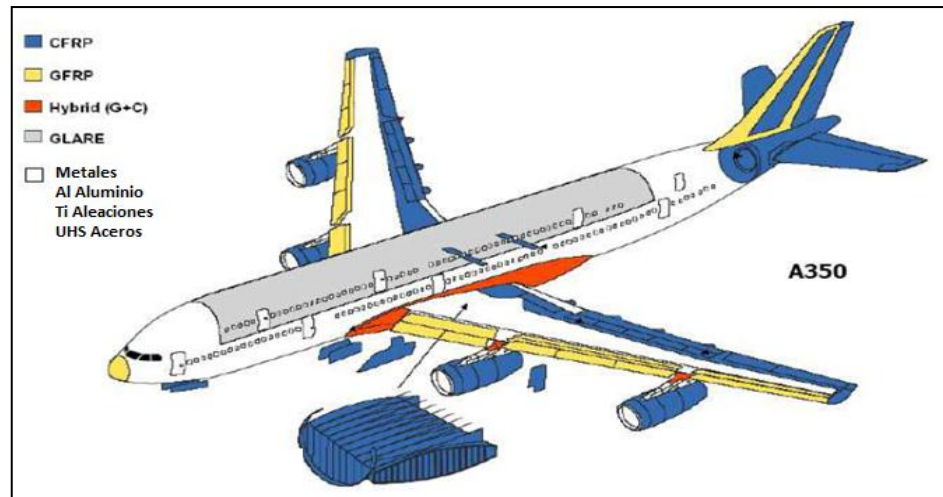


Figura 1.6 Materiales compuestos y metales de las partes del avión A350. ^[4]

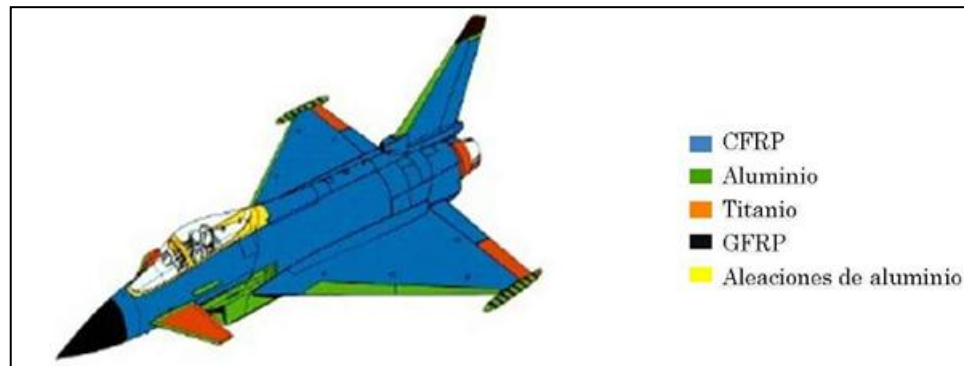


Figura 1.7 Componentes del avión Eurofighter fabricados en materiales compuestos. ^[17]

La elección de los materiales es un aspecto fundamental a la hora de diseñar un avión. El objetivo es conseguir que se cumplan todos los criterios de resistencia y elasticidad con el mínimo peso posible y cumpliéndose todos los criterios de seguridad en caso de impactos, incendios, etc.

En la Figura 1.8 se puede observar la evolución en la utilización de los materiales en los distintos modelos de avión que se han ido fabricando en las últimas décadas ^[42].

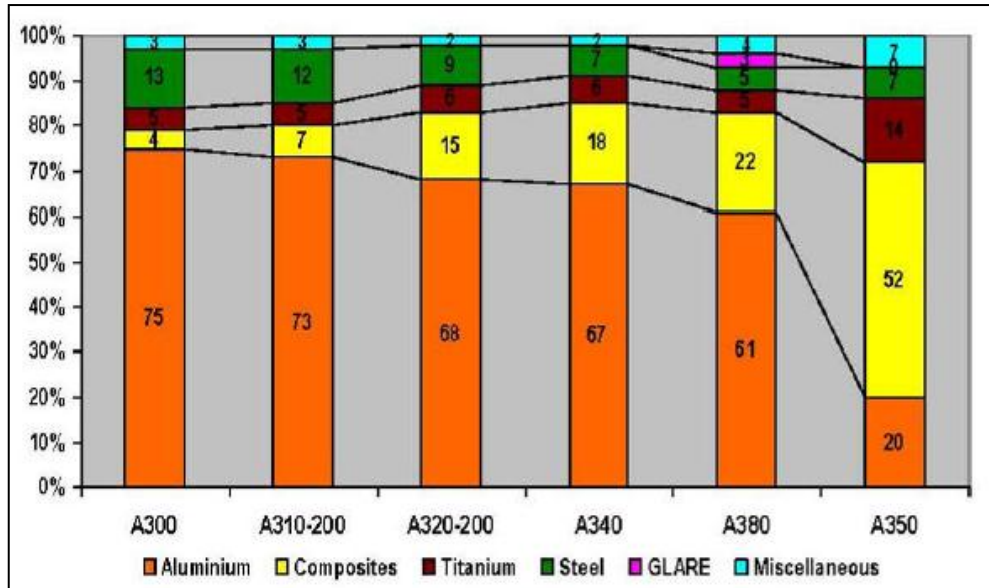


Figura 1.8 Evolución del reparto de materiales estructurales en aviones Airbus ^[42].

Los materiales usados en la construcción del Airbus A380 son particularmente innovadores, cerca del 25% del avión está construido en materiales compuestos, 22 % de fibra de carbono (seis veces más fuerte y hasta 60% más ligero que el acero) y el 3% de Glare.

En la Figura 1.9 se observa como ejemplo la estructura del suelo de la planta superior del A380 fabricada en materiales compuestos y la planta inferior fabricada de una aleación de Aluminio y Litio ^[42].

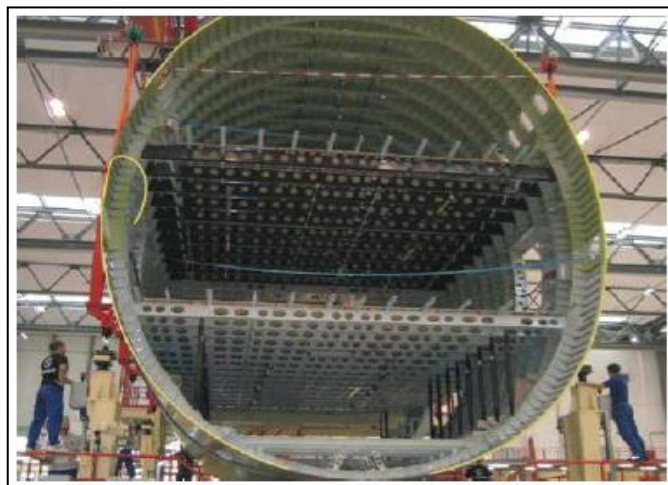


Figura1.9 Estructura del suelo de las plantas superior e inferior del A380 ^[42].

1.9. Investigaciones similares al tema de tesis.

Durante la investigación bibliográfica de acuerdo mi tema de tesis, me encontré con varios trabajos relacionados uno de ellos la tesis de "Validación experimental de un modelo teórico para predecir la resistencia mecánica de un material compuesto reforzado por fibras sometido a esfuerzos en tensión uniaxial", Autor: Donovan Antonio Aguirre Rivas, en el año 2011, donde el presente trabajo aborda el tema de la resistencia uniaxial, de materiales compuestos laminados de fibra de carbono y fibras de vidrio con resina epoxi, como parte del trabajo se utilizaron equipos de tensión y galgas extensiométrica en materiales compuestos, se consideraron probetas a 45° para la predicción de la resistencia a la tensión y hacer una comparación entre los dos materiales de trabajo, de igual forma se utilizó un software de simulación para completar los resultados así como los cálculos ^[52].

Otra tesis de investigación acorde al tema es "Modelos físicos y estadísticos para la caracterización del mecanizado de los materiales compuestos de matriz termoplástica", Autor: Francisco Mata Cabrera, en el año 2008, tiene como objetivo fundamental estudiar la Maquinabilidad y definir los modelos de corte de los materiales compuesto de matriz polimérica termoplástica. Se realizaron ensayos de corte a materiales compuestos y la principal aplicación de los materiales es la aplicación industrial aeroespacial, la mayor parte de este estudio es sobre los mecanizados, ya que hoy en día son los materiales más utilizados y cada material tiene un comportamiento diferente, aun habiendo bibliografía referente a mecanizado, no se tiene la suficiente información para definir una metodología para dichos materiales, de igual forma adentra con la herramienta necesaria, velocidades y condiciones de corte. Sobre la base de la experimentación y de los anteriores análisis realizados, se pone de manifiesto el efecto de las fibras de refuerzo sobre la maquinabilidad de estos materiales compuestos, así como la influencia de la herramienta de corte en los resultados ^[38].

Una investigación más es "Análisis y optimización de componentes aeronáuticos realizados en materiales compuestos laminados CFRP mediante el método de los elementos finitos (MEF) ", Autores: J. A. González Ganso, B. Cesteros Morante, M. A. Morcillo López, L. A. Mayor Moreno, en el año 2008, el objetivo de este artículo muestra un análisis estructural, estático y vibratorio basado en la simulación por elementos finitos (MEF), de un

componente aeronáutico formado por apilado de láminas de CFRP. Los resultados obtenidos en los cálculos fueron validados mediante ensayos experimentales y finalmente por simulación [53].

CAPÍTULO 2 –Marco Teórico

En este capítulo dos, previo a cualquier planteamiento metodológico o práctico, es importante indagar para conocer, por un lado, el estado de la técnica y, por otro recopilando un número significativo de referencias teóricas que ayuden adentrar al tema desde los principales ensayos presentados en un fuselaje hasta la teoría para la comprensión del manejo del equipo que servirá como apoyo para las pruebas a realizar.

De igual manera se realizara un estudio bibliográfico sobre los materiales compuestos, donde se explicara la definición del material compuesto, las características de sus constituyentes, su clasificación, aplicaciones, etc.

Así mismo, se incluye información acerca del comportamiento mecánico que presentan los materiales compuestos y la relevancia de conocer las propiedades mecánicas que poseen. Y se profundizara en el estudio de los modelos de corte así como el análisis de maquinabilidad, destacando el acabado superficial.

2.1. Materiales Compuestos

Como ya se ha mencionado en el capítulo anterior, se suele definir el material compuesto como la combinación de dos o más materiales sin que se produzca reacción química entre ellos para formar un tercer material con propiedades y características específicas que puedan ser superiores a aquellas de sus constituyentes y que no son obtenibles de ninguna otra forma.

Las propiedades que suelen ser de interés en estos materiales son ^[18]:

- Resistencia mecánica
- Resistencia a la corrosión
- Peso
- Aislamiento térmico
- Rigidez
- Resistencia a la abrasión
- Vida a fatiga

2.1.1. Clasificación de los materiales compuestos

De acuerdo a su tipo de refuerzo, los materiales compuestos se pueden dividir en tres grandes grupos, como se presenta en la siguiente figura 2.1.

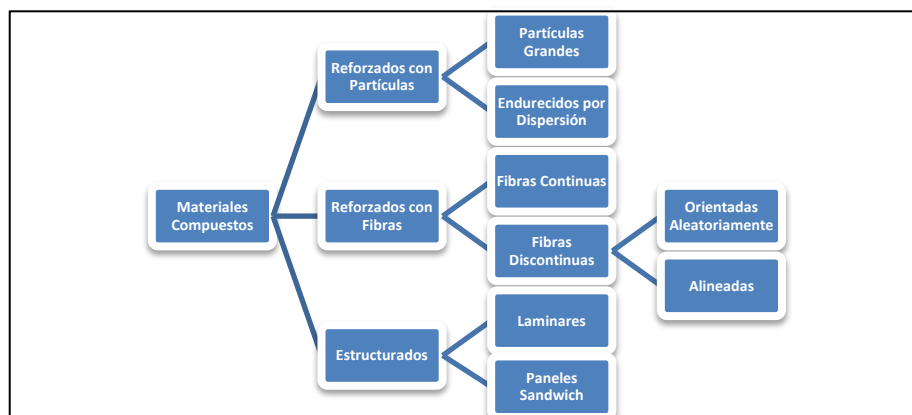


Figura 2.1 Clasificación de los materiales compuestos según su tipo de refuerzo ^[41].

- **Materiales compuestos reforzados con partículas.**

Están compuestos por partículas de un material duro y frágil dispersas discreta y uniformemente, rodeadas por la matriz más blanda y dúctil. Dentro de estos podemos distinguir dos tipos ^[41]:

Los dispersoides, que son materiales endurecidos por dispersión y contienen partículas de 10 a 250 nm de diámetro, que aunque no sean coherentes con la matriz, bloquean el movimiento en las dislocaciones y provocan un endurecimiento del material matriz.

Los Particulados, que contienen grandes cantidades de partículas gruesas, esto es, que su comportamiento no puede describirse a nivel atómico o molecular y restringen el movimiento de la fase matriz en las cercanías de la partícula, son diseñados para obtener combinaciones de propiedades poco usuales y no para mejorar la resistencia. Las partículas no poseen una dimensión predominante como las fibras y generalmente su presencia no es tan efectiva en el incremento de la resistencia de la matriz.

- **Materiales compuestos reforzados con fibra.**

Por lo general, éste tipo de compuestos consiguen mayor resistencia a la fatiga, mejor rigidez y una mejor relación resistencia-peso, al incorporar fibras resistentes y rígidas, aunque frágiles, en una matriz más blanda y dúctil.

Las fibras son las responsables de las propiedades mecánicas, sirven para resistir los esfuerzos normales. Las fibras pueden ser continuas, largas o cortas, en un intervalo de 5 mm a 25 mm de longitud, en cuanto a su disposición pueden ser paralelas, unidireccionales o bidireccionales, en forma de tejido o aleatoriamente orientadas.

La matriz es el responsable de las propiedades físicas y químicas, transmite las cargas a las fibras, las cuales soportan la mayor parte de la carga aplicada.

Las fibras más comunes disponibles comercialmente son:

- Fibras de vidrio
- Fibras de carbono
- Fibras de cerámica

- **Materiales compuestos estructurados.**

Están formados tanto por compuestos como por materiales convencionales y sus propiedades dependen fundamentalmente de la geometría y de su diseño, se pueden clasificar en laminares y los llamados paneles de sándwich.

Los laminares están formados por panales unidos entre sí por algún tipo de adhesivo u otra unión, incluyen recubrimientos delgados, superficiales protectoras, revestimientos metálicos, laminados y todo un conjunto de materiales con aplicaciones específicas.

La principal característica de las láminas de cinta y que presentan una isotropía transversal (mismas propiedades en direcciones perpendiculares a la fibra) ^[41].

Los laminados unidireccionales se forman al apilar láminas de cinta, donde las fibras se encuentran orientadas en la misma dirección.

Los laminados 0/90 se fabrican a partir de apilamiento de láminas de cinta en dos direcciones ortogonales, cuya principal característica en su comportamiento ortótropo, (ver figura 2.2).

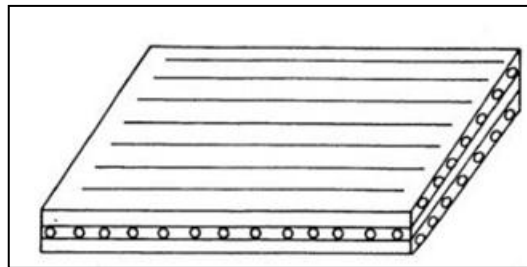


Figura 2.2 Laminado Ortótropo ^[41].

Los paneles de sándwich consisten en dos láminas exteriores de elevada rigidez y resistencia (normalmente plásticos reforzados, aluminio o titanio), separados por un material menos denso y menos resistente (polímeros espumosos, polímeros reforzados, cauchos sintéticos, madera), estos materiales se utilizan con frecuencia en la industria aeronáutica.

De acuerdo a su tipo de matriz, podemos identificar tres grupos principales:

- **Materiales compuestos de matriz metálica.**

Han sido desarrollados principalmente para componentes aeroespaciales y de motores de vehículos automotores. Poseen alta resistencia y muy bajo peso, se clasifican en tres grupos refuerzos con fibra continua, discontinua y con partículas. Así encontramos como ejemplo de los materiales compuestos de matriz metálica las aleaciones de aluminio con refuerzos de fibra de boro.

- **Materiales compuestos de matriz cerámica.**

Son más resistentes, y mejoran las propiedades mecánicas como la resistencia y tenacidad de los materiales cerámicos tradicionales. Las principales fibras son las de carburo de silicio y las del óxido de aluminio ^[41].

- **Materiales compuestos de matriz polimérica.**

Se pueden definir materiales con buenas propiedades mecánicas, resistentes a la corrosión y a los agentes químicos, son aquellos materiales en los cuales la matriz está constituida por un polímero y el refuerzo es algún tipo de fibra. Se pueden destacar entre estos los materiales compuestos termoestables, con sus principales grupos de matrices, epóxi, poliéster. Y con refuerzos las fibras de vidrio las aramidas ^[41].

2.2. Materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra

Los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras, presentan hoy en día una gran importancia, debido a su continua aplicación en la fabricación de estructuras tanto primarias como secundarias, desplazando a los materiales metálicos y a los convencionales, por ejemplo fibras de carbono ya que presentan una excelente relación rigidez/peso que los hace idóneos para ciertos sectores como en la industria aeroespacial.

A partir de esto han sido numerosos los campos de aplicación de los materiales compuestos, siendo la industria automovilística donde mayor desarrollo ha habido.

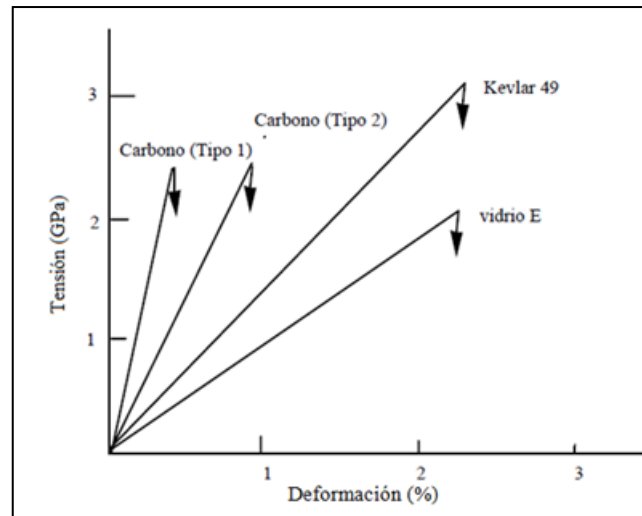


Figura 2.3 Tensión – Deformación de tres diferentes fibras. ^[21]

En la Figura 2.3 se observa el diagrama Tensión Deformación de fibras de Kevlar, carbono y vidrio.

2.3. Propiedades de los constituyentes: fibra y matriz

2.3.1. Fibras

La influencia de las fibras sobre las características totales del compuesto es determinante ya que las propiedades del compuesto son función tanto del porcentaje como de la orientación de las fibras, entre mayor porcentaje de fibras incrementa la resistencia y rigidez del compuesto; Pero el porcentaje máximo deberá estar limitado para asegurar así que la totalidad de la superficie de las fibras quede recubierta con el material de la matriz, éste límite máximo suele establecerse en el 80% ^[41].

Son las responsables de las buenas propiedades estructurales del compuesto. Sobretudo logran que el material compuesto tenga unas elevadas propiedades específicas de rigidez y resistencia en su dirección longitudinal. Las principales fibras que se utilizan en plásticos reforzados son de naturaleza cerámica; las de vidrio, las de carbón y las de aramida. ^[19]

2.3.1.1. Clasificación de las principales fibras

Fibra de vidrio se usan en el refuerzo de matrices plásticas para formar compuestos estructurados y productos moldeados. Los materiales compuestos de plástico y fibra de vidrio tienen entre otras las siguientes características: buena relación resistencia/peso, buena estabilidad dimensional, buena resistencia al calor, al frío, y a la humedad, aislantes de la electricidad, fáciles de fabricar y relativamente baratos. Las dos clases más importantes de fibra de vidrio que se utiliza en la industria de los materiales compuestos son el vidrio E (eléctrico) y el vidrio S (estructural). El vidrio S tiene una relación resistencia/peso más alta y tiene mayor costo que el vidrio E, se utiliza fundamentalmente para aplicaciones aeroespaciales y militares.

Fibra de carbono los materiales compuestos fabricados a base de fibras de carbono reforzando matrices resinosas de naturaleza plástica como la epóxi, se caracterizan por ser una combinación de escaso peso, alta estabilidad dimensional, conductor de la corriente, alta resistencia y tenacidad (módulo de elasticidad). Estas propiedades hacen a los materiales compuestos plásticos de fibras de carbono especialmente apropiados para aplicaciones aeroespaciales. Desafortunadamente el costo de estas fibras hace casi imposible su uso en aplicaciones más comunes como automóviles.

Fibra de Aramida fueron introducidas comercialmente en 1972 por Du Pont bajo el nombre comercial de kevlar. Los más conocidos son el kevlar 29 y el kevlar 49, el primero es de baja densidad, alta resistencia y alto módulo, con aplicaciones en la industria aeroespacial, marina, automotriz, etc. La aramida de kevlar se utiliza en materiales compuestos de elevadas prestaciones en los que son importantes un bajo peso, alta resistencia, rigidez, resistencia al dañado, resistencia a la fatiga y a la ruptura por tensión. Tienen un buen comportamiento al corte y son muy susceptibles a la humedad. Por lo general la falla de los compuestos fabricados con esta fibra no es catastrófica pues no se desarma la pieza. ^[29]

2.3.1.2. Comparación de las propiedades de las fibras de carbono, aramida y vidrio

La tabla 2.1 muestra en forma comparativa algunas de las propiedades más comunes de tres fibras diferentes. Puede observarse que si bien el módulo, la resistencia y la densidad de la aramida y el carbono son mejores, la fibra de vidrio ha sido la más utilizada por su bajo costo y versatilidad.

Tabla 2.1 Propiedades comparativas de algunas fibras de refuerzo de plásticos. ^[29]

Propiedad	Vidrio	Carbono	Aramida
Tensión de Rotura (Mpa)	2410	3100	3617
Modulo de Tensión (Gpa)	69	220	124
Alargamiento a la Rotura (%)	3.5	1.4	2.5
Densidad (kg/m ³)	2.54	1.75	1.48

Las fibras de carbono proporcionan la mejor combinación de alta resistencia, alta rigidez y baja densidad, pero tienen alargamientos bajos. La fibra de aramida Kevlar 49 posee una combinación de alta resistencia a la tensión, alto módulo (no tan elevado como la fibra de carbono), baja densidad y alto alargamiento (resistencia al impacto). Las fibras de vidrio poseen tensión de rotura y módulos más bajos mientras su densidad es más alta.

2.4. Matriz

Es el material aglutinante que permite a las fibras trabajar de forma conjunta transmitiendo los esfuerzos de unas a otras. Las matrices de polímero tienen como principales limitaciones la pérdida de propiedades a alta temperatura, su susceptibilidad al medio ambiente (son afectadas por la humedad, las radiaciones, etc.) y la baja resistencia a cortante. Entre las principales funciones que cumple la matriz en los compuestos plásticos tenemos:

- Mantener las fibras en la posición correcta
- Distribuir la carga sobre las fibras
- Proteger las fibras de la abrasión

Las propiedades de la resina que deberían ser consideradas en el compuesto curado son, la fuerza de adhesión a las fibras, resistencia térmica, resistencia a la fatiga, resistencia química, resistencia a la humedad y capacidad de deformación antes de fallar. Dos de las más importantes resinas plásticas para materiales plásticos reforzados con fibras son las resinas epóxi y poliéster insaturadas. ^[29]

2.4.1. Clasificación de las principales resinas

Resinas Epóxi son más caras pero tienen ventajas especiales tales como buenas propiedades de tensión de rotura y más baja contracción después del curado que las resinas poliéster. Las resinas epóxi se utilizan usualmente como materiales matriz para materiales compuestos de fibras de vidrio, aramida y carbono.

Resinas poliéster son más baratas, fáciles de manipular, pero sufren una elevada contracción en el fraguado. Los poliésteres insaturados son de amplia utilización en plásticos reforzados con fibras. ^[29]

2.4.1.1. Comparación de las propiedades de las resinas epóxi y poliéster.

Las principales características de las propiedades de la resina epóxi y poliéster se muestran en la siguiente tabla 2.2.

Tabla 2.2 Propiedades de las resinas epóxi y poliéster. ^[29]

Propiedades	Poliéster	Epóxi
Tensión de rotura (Mpa)	40 – 90	55 – 130
Modulo de elasticidad a atracción (Gpa)	2.0 – 4.4	2.8 – 4.2
Límite elástico a flexión	60 – 160	125
Densidad (g/cm³)	1.1 – 1.46	1.2 – 1.3

2.5. Principales propiedades de los materiales compuestos CFRP

Fundamentalmente, las propiedades que se pueden obtener con un polímero reforzado con fibras (materiales compuestos) dependen tanto de las propiedades de sus constituyentes como de la proporción volumétrica entre ellos y de su disposición geométrica. De los dos constituyentes principales que conforman los materiales compuestos, las fibras son las que aportan la resistencia al material, y que es función tanto del contenido de fibras existente en la matriz como de la orientación que presentan.

En términos generales los materiales compuestos tienen en común ciertas propiedades que están ligadas a su naturaleza compuesta y a la presencia del refuerzo entre las que se destacan:

- Baja densidad
- Gran resistencia a la corrosión y a la oxidación
- Propiedades mecánicas elevadas
- Posibilidad de realizar formas complejas

Dentro de las principales propiedades que son de interés determinar en los compuestos, se encuentran:

- Módulo de deformación
- Resistencia a tracción
- Efecto de la orientación de las fibras

Un ejemplo de esto lo constituye un material compuesto formado por fibra de vidrio y fibra de carbono, el cual es muy resistente a la tensión, presenta una alta resistencia al impacto (cualidad que no presenta el carbono cuando no está combinado con fibra de vidrio) y pueden ser producidos a un bajo costo.

A continuación se presenta un detalle de las principales propiedades comentadas anteriormente^[21].

Densidad de los materiales compuestos juega un papel importante en la puesta en obra y la transmisión de cargas de elementos estructurales diseñados con estos materiales. Dada esta condición, una de las ventajas que tienen los materiales compuestos es su ligereza, lo que aporta otras ventajas como son: facilidad de manipulación y montaje, facilidad en el transporte del material a obra y reducción de cargas hacia los elementos donde se apoyan. Como resultado, se produce una reducción de costes en los conceptos anteriormente mencionados.

Módulo de deformación es significativamente afectado por el tipo de fibras que conforma el material compuesto y por la orientación que presentan. En la tabla 2.3 se muestran ejemplos de tres tipos de materiales compuestos y la variación del módulo de deformación y el coeficiente de Poisson en función de su composición.

Tabla 2.3 Valores típicos de los módulos de deformación de laminados unidireccionales. ^[21]

Laminado	$E_{longitudinal}$ (GPa)	$E_{transversal}$ (GPa)	G_{corte} (GPa)	ν
Carbono/Epóxi	181	10.3	7.17	0.30
Vidrio/Poliéster	54.10	14.05	5.44	0.25
Aramida/Epóxi	75.86	5.45	2.28	0.34

Como puede apreciarse en la tabla 2.3, los materiales compuestos formados por fibra de carbono y resina epóxi son los que presentan la mayor rigidez por otro lado, los materiales compuestos formados por fibra de vidrio y resina poliéster presentan una mayor resistencia en el sentido transversal a las fibras, lo que los hace interesantes para materiales compuestos sometidos a cargas en ambos sentidos. Finalmente, los materiales compuestos basados en fibras de aramida son los más desfavorables frente a cargas transversales al sentido de las fibras.

Tal como se aprecia en la figura 2.4 se puede inferir que el módulo de deformación también depende de la orientación que presenten las fibras, jugando un papel importante en la rigidez del material compuesto. ^[21]

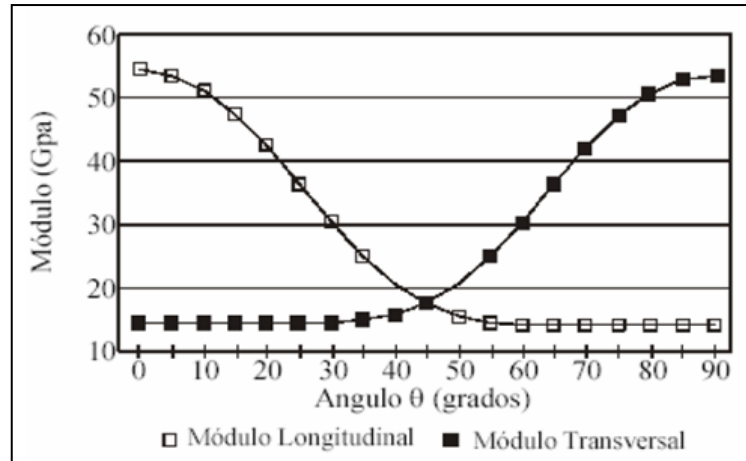


Figura 2.4 Módulos de deformación en función de la orientación de las fibras de un material compuesto típico vidrio/poliéster con una orientación $[01/02/01]$, donde θ es el ángulo en grados ^[21].

Coefficiente de Poisson para un material compuesto puede variar significativamente en función de la orientación que presenten las fibras. Cuando las fibras presentan una orientación de 0° en relación a la carga aplicada, con frecuencia alcanza los valores adoptados para los metales, dentro de un rango de 0.25 a 0.35.

Resistencia a tracción de estos materiales es una de las propiedades más importantes que presentan, principalmente para su uso en aplicaciones de ingeniería. Como se comentará más adelante, el buen comportamiento que presentan a tracción ha permitido su empleo en algunas aplicaciones geotécnicas, como por ejemplo es el caso de anclajes al terreno. ^[21]

Tabla 2.4 Resistencia a tracción y compresión típica de laminados unidireccionales. ^[21]

Material	Resistencia longitudinal		Resistencia transversal		Cortante (MPa)
	Tracción (MPa)	Compresión (MPa)	Tracción (MPa)	Compresión (MPa)	
Carbono/Epóxi	1448	600	52	206	93
Vidrio/Vinilo	610	215	49	49	16
Aramida/Epóxi	1400	235	12	53	34

Como se aprecia en la tabla 2.4, la mayor resistencia a tracción longitudinal la presenta el laminado compuesto por fibra de carbono y resina epóxi, siendo también mayor para éste caso en la dirección transversal

Un análisis comparativo de distintos tipos de materiales compuestos y aceros, se presenta en la figura 2.5, donde se relaciona la resistencia a tracción con la deformación de cada uno de los materiales analizados. Como se ve, los materiales compuestos presentan una mayor resistencia a tracción que el acero, siendo la fibra de carbono la que presentan las propiedades mecánicas más elevadas.

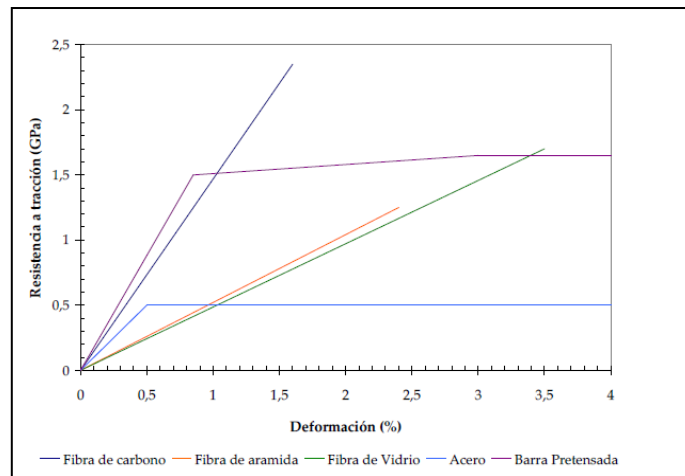


Figura 2.5 Curvas tensión-deformación de distintos materiales compuestos y aceros. ^[21]

Una fibra es caracterizada geoméricamente no solo por su alta relación longitud – diámetro sino por estar cerca al diámetro del cristal. Las resistencias y rigideces de unas cuantas fibras seleccionadas son mostradas en la tabla siguiente, nótese que la densidad de cada material es listada, por tanto las relaciones resistencia – densidad y rigidez - densidad son comúnmente usadas como indicadores de la efectividad de una fibra, especialmente en aplicaciones donde la sensibilidad del peso predomina, como en la aeronáutica y vehículos espaciales (ver tabla 2.5).

Tabla 2.5 Propiedades de Fibras ^[31]

Fibra o Alambre	Densidad, ρ KN/m ³ (lb/in ³)	Resistencia a la Tensión, S GN/m ² (10 ³ lb/in ²)	S/ρ Km (10 ⁵ in)	Módulo de Elasticidad, E GN/m ² (10 ⁸ lb/in ²)	E/ρ Mm (10 ⁷ in)
Aluminio	26.3 (0.097)	0.62 (90)	24 (9)	73 (10.6)	2.8 (11)
Titanio	46.1 (0.170)	1.9 (280)	41 (16)	115 (16.7)	2.5 (10)
Acero	76.6 (0.282)	4.1 (600)	54 (21)	207 (30)	2.7 (11)
Vidrio E	25.0 (0.092)	3.4 (500)	136 (54)	72 (10.5)	2.9 (11)
Vidrio S	24.4 (0.090)	4.8 (700)	197 (78)	86 (12.5)	3.5 (14)
Carbono	13.8 (0.051)	1.7 (250)	123 (49)	190 (27)	14 (53)
Berilio	18.2 (0.067)	1.7 (250)	93 (37)	300 (44)	16 (66)
Boro	25.2 (0.093)	3.4 (500)	137 (54)	400 (60)	16 (65)
Grafito	13.8 (0.051)	1.7 (250)	123 (49)	250 (37)	18 (72)

2.6. Comportamiento de los materiales compuestos

Un material compuesto puede comportarse como un cuerpo homogéneo, teniendo propiedades uniformes en todo éste, sin embargo, las propiedades no son función de la posición en el cuerpo.

Cuerpo isotrópico, tiene propiedades de material que son las mismas en cualquier dirección en un punto en el cuerpo, sin embargo, las propiedades no son una función de la orientación de un punto en el cuerpo.

Cuerpo ortotrópico, Un material ortotrópico tiene tres diferentes propiedades en tres diferentes direcciones perpendiculares entre sí, y tiene solo tres planos perpendiculares entre sí que definen la simetría de las propiedades del material. Un material ortotrópico, tendrá tres diferentes propiedades del material en las direcciones X, Y, Z (ver figura 2.6).

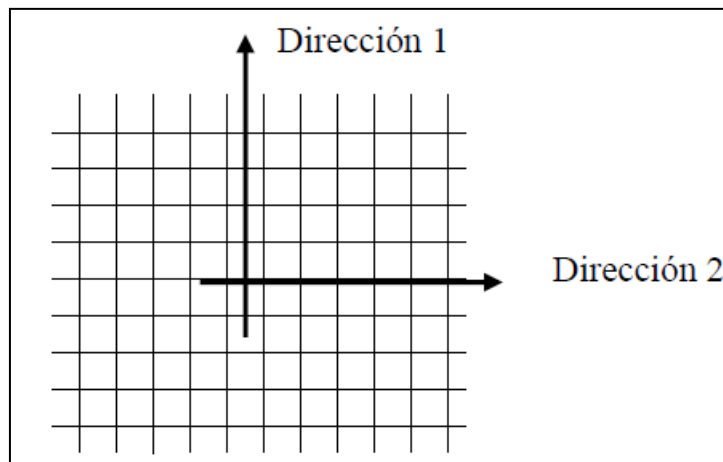


Figura 2.6 Material Ortotrópico ^[44].

Cuerpo anisotrópico, el material tiene propiedades que son diferentes en todas las direcciones en un punto en el cuerpo. No hay planos de propiedades de material simétricas. Por lo tanto, las propiedades son una función de la orientación en un punto en el cuerpo. [31]

Tras la aplicación de una carga de tensión uniaxial, un material isotrópico se deforma de manera similar como se indica en la figura 2.7 (las líneas discontinuas representan la muestra sin deformar). Suponiendo una unidad de ancho y el espesor de la muestra, la transversal en el plano y fuera del plano de desplazamientos son los mismos. A diferencia de la ingeniería de materiales convencionales, un material compuesto por lo general no homogénea y no se comporta como un material isotrópico. [22]

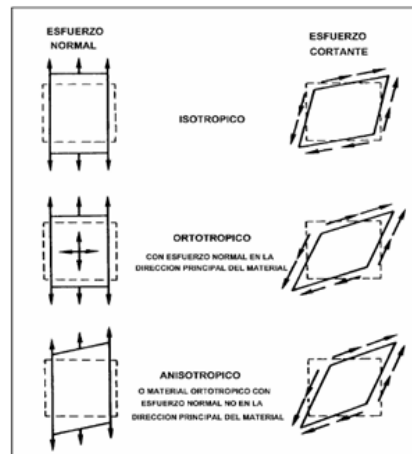


Figura 2.7 Comparación del comportamiento mecánico de materiales [22]

Los materiales simétricos - balanceados, cuentan con láminas del mismo material, espesor, orientación, con respecto al su eje plano medio (ver figura 2.8).

Para definir el laminado se emplean los siguientes criterios [44]:

- Se definirán las láminas desde el exterior hacia el interior del laminado.
- Se indicará con un número el ángulo que forman las fibras con la dirección de referencia y, mediante un subíndice, el número de láminas seguidas que poseen esta orientación.

- Cuando se defina la secuencia de apilamiento de todas las láminas del laminado se empleará el subíndice T para indicar que, el laminado, ha sido definido en su totalidad.
- Cuando se trate de un laminado simétrico, sólo se expresará la secuencia de apilado de uno de los lados y utilizaremos el subíndice S para indicar que el laminado es simétrico.

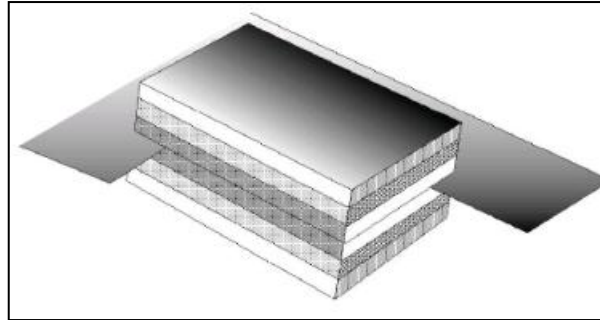


Figura 2.8 Plano medio del laminado ^[44].

En la siguiente figura 2.9 se puede observar un ejemplo claro cuando un material es simétrico y no simétrico:

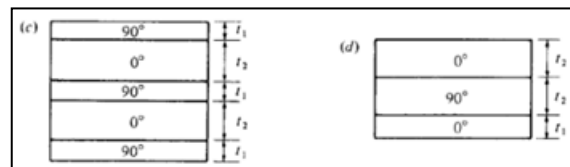


Figura 2.9 Ejemplo de laminado simétrico y no simétrico ^[44].

Esquemas de diferentes tipos de fibra, (ver figura 2.10).

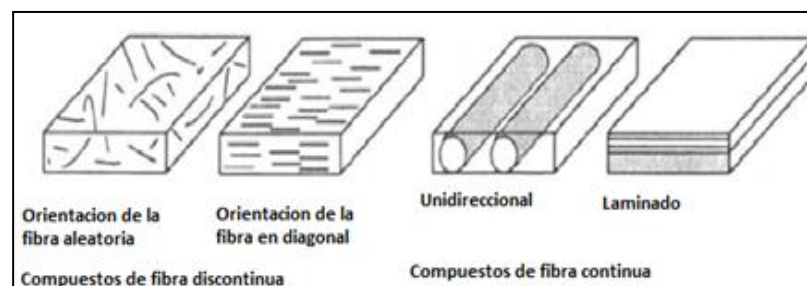


Figura 2.10 Representación esquemática de los materiales compuestos fibrosos ^[22]

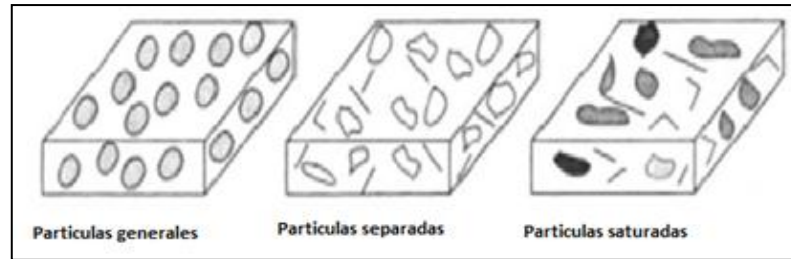


Figura 2.11 Representación esquemática de los materiales compuestos de partículas. ^[22]

Lámina es un apartamiento (o algunas veces curvado) de la disposición unidireccional (O tejido) las fibras en suspensión en un material de matriz. Una lámina general, se supone que se ortotrópico, y su espesor depende del material del que está hecho.

Refuerzos se utilizan para hacer la estructura de material compuesto o fuerte componente. Los refuerzos más utilizados son el boro, el vidrio, grafito (a menudo denominada como de carbono), y el Kevlar, pero hay otros tipos de refuerzos, tales como alúmina, aluminio, carburo de silicio, nitruro de silicio, y de titanio.

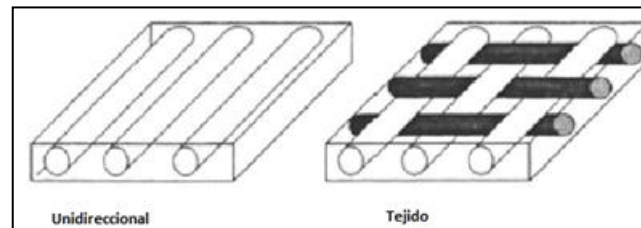


Figura 2.12 Representación esquemática de la lámina compuesto unidireccional y tejidos. ^[22]

2.7. Análisis de Láminas.

Una lámina es una capa plana delgada de un material compuesto, se construye apilando una serie de láminas en direcciones diferentes a 0° , 90° y 45° como se observa en las siguientes figuras 2.13 y 2.14 ^[44].

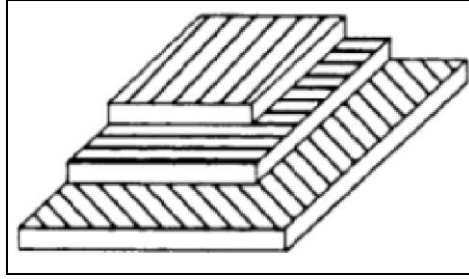


Figura 2.13 Apilamiento de láminas con distintas orientaciones ^[44].

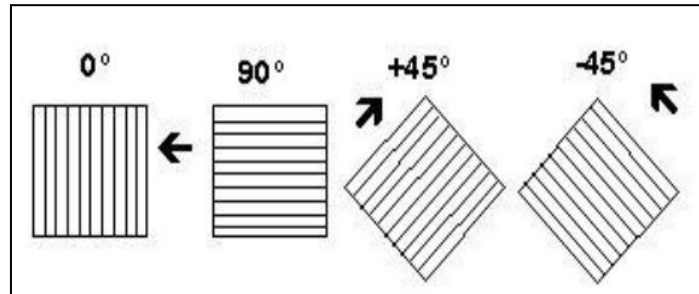


Figura 2.14 Diversas orientaciones de fibras ^[44].

Una diferencia entre compuestos laminados y materiales tradicionales de la ingeniería es que la respuesta de un compuesto de cargas es dependiente de la dirección. Para analizar la respuesta de un compuesto, debemos ser capaces de predecir el comportamiento de la lámina individual ^[44].

En general, existen varias capas de fibras anidado dentro de una sola lámina. El modelo utilizado para representar una lámina consta de una sola fibra por capa. En desarrollo de las relaciones entre la respuesta de materiales y cargas aplicadas al simplificado modelo es una representación aceptada. Un esquema de una lámina real y el modelo se presenta en la Figura 2.15. ^[22]

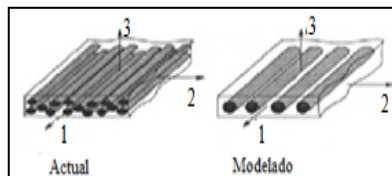


Figura 2.15 Los ejes 1, 2 y 3 son las direcciones principales de comportamiento del material ortotrópico ^[22].

2.8. Material compuesto utilizado en aeronáutica

El material compuesto más utilizado en área aeroespacial es T300 de la marca TORAYCA FIBRAS DE CARBONO® reconocida mundialmente por su consistencia excepcional rendimiento, la calidad y el procesamiento.

Sus aplicaciones en la industria aeroespacial son reconocidos como una parte fundamental de la aviación moderna y aplicaciones aeroespaciales, incluyendo la estructura primaria y secundaria para los aviones comerciales de Boeing y Airbus, la Estación Espacial Internacional, satélites, carcasas de motores de cohetes y vehículos de lanzamiento como los programas de Boeing Delta (ver tabla 2.6 y 2.7).

Algunas propiedades de T300:

"TORAYCA" fibras de carbono se clasifican en tres categorías generales de productos.

HT: alta resistencia a la tracción con relativamente medio módulo de Young (200-280 GPa).

IM: Intermedio módulo de fibra con un rango de módulo de Young de todo 300 GPa.

HM: fibra de alto módulo con un rango de módulo de Young en 350 GPa. ^[32]

Tabla 2.6 Propiedades físicas de la fibra. ^[32]

FIBRA PROPIEDADES	INGLES	MÉTRICO
Resistencia a la tracción	512 ksi	3.530 MPa
Módulo de elasticidad	33.4 msi	230 GPa
Tensión	1.50%	1.50%
Densidad	0.064 libras/in ³	1.76 g/cm ³

Tabla 2.7 Propiedades mecánicas del compuesto. ^[32]

FIBRA PROPIEDADES	INGLES	MÉTRICO
Resistencia a la tracción	270 ksi	1.860 MPa
Módulo de elasticidad	20.0 msi	135 GPa
Esfuerzo de tracción	1.30%	1.30%
Resistencia a la Compresión	215 ksi	1.470 MPa
Resistencia a la flexión	260 ksi	1.810 MPa
Módulo de flexión	18.0 msi	125 GPa

Resistencia a la tracción la tensión – deformación se considera como lineal, lo que significa que la fuerza y la tensión son proporcionales.

Entre más dura la fibra significa que la fuerza una mayor resistencia, se puede observar en la figura 2.16:

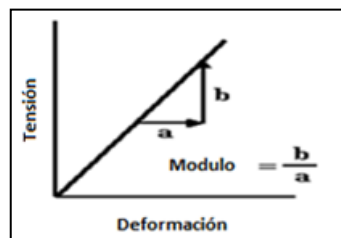


Figura 2.16 Esfuerzo deformación. ^[32]

2.9. Aluminio utilizado en la aeronáutica

Como se menciona en el capítulo anterior, el aluminio y sus aleaciones están entre los materiales más extensamente utilizados industrialmente. Por ejemplo, estos se aplican en la industria automotriz, en la producción de partes de motor, en suspensiones o en rines; en la construcción como puertas o barandales; en la fabricación de maquinaria como vigas y

soportes o en cubiertas; en la industria aeronáutica para construir estructuras que sirven como el soporte de las aeronaves, así como en láminas para formar el exterior de estas; en la industria alimenticia para producir latas y recipientes de bebidas y alimentos; en la industria eléctrica para fabricar cables conductores de corriente y en muchas otras industrias.

Como se puede apreciar las aplicaciones del aluminio y sus aleaciones están muy diversificadas. El gran uso de estas se debe en gran medida a las cualidades tales como una baja densidad, una resistencia mecánica aceptable, una muy buena resistencia a la corrosión, una buena conductividad eléctrica y térmica, capacidad de alearse con una gran cantidad de elementos, sobre todo, a la buena relación de que guarda su resistencia mecánica entre su densidad.

La industria aeronáutica se ha beneficiado enormemente de las aleaciones de aluminio gracias a la buena relación de cualidades de estas, específicamente, a la relación entre la resistencia mecánica y densidad. El aluminio posee esta ventaja competitiva en comparación con el hierro vaciado y los aceros. Los cuales presentan mayor resistencia mecánica, pero también mayor densidad. En la industria aeronáutica esto es primordial por que las aeronaves deben ser tan ligeras como sea posible, debido al costo del combustible y principalmente a la factibilidad de la propia capacidad de carga de las turbinas y motores disponibles, así como las exigencias en diseño del avión.^[24]

2.9.1. Aleaciones de Aluminios utilizados en aeronáutica

Debido a que desarrollan con una mayor resistencia específica, las aleaciones tratables térmicamente se han utilizado para los fuselajes de las aeronaves. El 2XXX, 6XXX, 7XXX y algunas de las aleaciones 8XXX están en esta clasificación. Estas contienen elementos que disminuyen la solubilidad con la disminución de temperatura, y, en concentraciones que exceden significativamente su solubilidad en equilibrio sólido a temperatura ambiente y moderadamente altas. Uno de los elementos de transición, es decir, Cr, Mn, Zr, se añade a la edad aleaciones forjadas endurecidas para formar dispersoides para controlar la estructura de grano. Las aleaciones predominantes de las aeronaves han sido el 2XXX (que se incluye al duraluminio, aleación 2017), cuando la tolerancia al daño es la exigencia primaria y 7XXX cuando la fuerza es el requisito principal. Recientemente, las aleaciones 6XXX y 8XXX han

tenido un uso limitado. Las composiciones químicas nominales de las aleaciones de la mayoría de los aviones están listadas en la tabla 2.8 ^[47].

Tabla 2.8 Composiciones Nominales de las Aleaciones Aeroespaciales de Aluminio ^[47].

Aleación	Zn	Mg	Cu	Mn	Cr	Zr	Fe	Si	Li	O	Otros
1420@	–	5.2	–	–	–	0.1	–	–	2.0	–	–
2004	–	–	6.0	–	–	0.4	–	–	–	–	–
2014	–	0.5	4.4	0.8	–	–	0.7*	0.8	–	–	–
2017	–	0.6	4.0	0.7	–	–	0.7*	0.5	–	–	–
2020	–	–	4.5	0.55	–	–	0.4*	0.4*	1.3	–	0.25 Cd
2024	–	1.5	4.4	0.6	–	–	0.5*	0.5*	–	–	–
X2080	1.85	3.7	–	–	0.2	0.20*	0.10*	–	0.2	–	–
2090	–	–	2.7	–	–	0.1	0.12*	0.10*	2.2	–	–
2091	–	1.5	2.1	–	–	0.1	0.30*	0.20*	2.0	–	–
X2095	0.25*	0.4	4.2	–	–	0.1	0.15*	0.12*	1.3	–	0.4 Ag
2219	–	–	6.3	0.3	–	0.2	0.3*	0.2*	–	–	0.1 V
2224	–	1.5	4.1	0.6	–	–	0.15*	0.12*	–	–	–
2324	–	1.5	4.1	0.6	–	–	0.12*	0.10*	–	–	–
2519	–	0.2	5.8	0	–	0.2	0.3*	0.2*	–	–	0.1 V
6013	–	1.0	0.8	0.35	–	–	0.30*	0.8	–	–	–
6113	–	1.0	0.8	0.35	–	–	0.30*	0.8	–	0.2	–
7010	6.2	2.35	1.7	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7049	7.7	2.45	1.6	–	0.15	–	0.35*	0.25*	–	–	–
7050	6.2	2.25	2.3	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7055	8.0	2.05	2.3	–	–	0.1	0.15*	0.1*	–	–	–
7075	5.6	2.5	1.6	–	0.23	–	0.4*	0.4*	–	–	–
7079	4.3	3.2	0.6	0.2	0.15	–	0.4*	0.3*	–	–	–
X7093	9.0	2.5	1.5	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	0.2	–
7150	6.4	2.35	2.2	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7178	6.8	2.8	2.0	–	0.23	–	0.5*	0.4*	–	–	–
7475	5.7	2.25	1.6	–	0.21	–	0.12*	0.10*	–	–	–
8009	–	–	–	–	–	–	8.65	1.8	–	0.30*	1.3 V
X8019	–	–	–	–	–	–	8.3	0.2*	–	0.2	4.0 Ce
8090	–	0.9	1.3	–	–	0.1	0.30*	0.20*	2.4	–	–

*Valores Máximos.

Las aleaciones más utilizadas en la industria aeroespacial son las siguientes:

- Aleación 7075
- Aleación 2024
- Aleación 6061

Aleación 7075 Aleación fue el primer éxito de Al-Zn-Mg-Cu, es una de las aleaciones más sólidas de la ingeniería en general. En particular, cabe destacar las características que le confieren sus excelentes propiedades mecánicas. Los elevados valores de resistencia y baja densidad son los factores claves que determinan su uso en componentes estructurales que estén sometidos a elevadas tensiones y sea necesaria una buena respuesta frente a la corrosión.

Estas aleaciones son sustitutas de los aceros en estructuras que soportan sobrecarga, donde se pueden explotar las ventajas del peso menor, la rigidez específica y las correlaciones altas de la resistencia al peso. Algunas de las aplicaciones a lo largo de los aviones y estructuras aeroespaciales donde se requiere una combinación de alta resistencia ^[25].

Sus principales propiedades de la aleación 7075 T6 son las siguientes (ver tabla 2.9):

Tabla 2.9 Propiedades físicas de Aleación 7075 T6. ^[25]

Tensión		Dureza	Corte	Fatiga	Módulos	Densidad	Coefficiente Poisson
Dureza		Número de Brinnell 500Kg de carga	Dureza máxima de corte	Límite de resistencia Ksi	Módulos de elasticidad Ksi	gr/cm ³	
Punto máximo	Punto de ruptura						
83	73	150	48	23	10.4	2.8	0.33

Aleación 2024 tiene una resistencia muy alta, su alta resistencia a la fatiga constituye una ventaja en las estructuras y piezas que exigen una buena relación resistencia-peso. Éste es el más común de las aleaciones de aluminio de la alta resistencia. Es la calidad de los aviones. 2024-T3 lámina de aluminio se considera como la aleación de los aviones debido a su fuerza. Tiene una excelente resistencia a la fatiga. Algunas aplicaciones se utilizan extensamente para la fabricación de componentes aeroespaciales – artículos mecanizados o fabricados. Se utiliza también para la ingeniería ^[26-27] (ver tabla 2.10).

Tabla 2.10 Propiedades físicas de Aleación 2024. ^[27]

Tensión		Dureza	Corte	Fatiga	Módulos	Densidad	Coefficiente Poisson
Dureza		Número de Brinnell 500Kg de carga	Dureza máxima de corte	Límite de resistencia Ksi	Módulos de elasticidad Ksi	gr/cm ³	
Punto máximo	Punto de ruptura						
70	50	120	41	20	10.6	2.77	0.33

Aleación 6061 La aleación de aluminio 6061 está compuesta principalmente de magnesio y silicio. Esta aleación de aluminio 6061 tiene una capacidad superior de soldadura por encima de otras aleaciones de aluminio que son tradicionalmente difíciles de soldar debido a su composición química y a la falta de conductividad. Algunos otros elementos de aleación

de aluminio 6061 incluyen pequeñas cantidades de hierro, cobre, manganeso, magnesio, cromo, zinc y titanio.

La composición del aluminio 6061 es un material ampliamente utilizado para la construcción de una amplia variedad de materiales. Piezas de aviones, piezas de automóviles y latas de aluminio están contruidos utilizando aluminio 6061. En muchos casos, la lámina interior de los envases de alimentos también está hecha con aleación de aluminio 6061. Debido a que el material es muy práctico, es ideal para usarlo en estos productos. Las bicicletas en particular se benefician en gran medida con la utilización de aleación de aluminio 6061 debido a la facilidad con la que se suelda y la rígida resistencia del producto final cuando se compara con su peso total. ^[48]

Después de realizar una investigación bibliográfica de los materiales compuestos, composición, comportamiento y funcionamiento, así como también los principales materiales utilizados en la rama aeroespacial. Como ya lo mencionamos anterior mente, los siguientes temas descritos nos sirvieron como referencia para conocer los principales esfuerzos presentados en el fuselaje y de igual manera la composición y funcionamiento del equipo necesario que utilizamos durante la etapa de la experimentación.

2.10. Principales Ensayos presentados en un fuselaje

En la fabricación del fuselaje se debe tener en cuenta los esfuerzos principales para diseñarlo de tal forma que lo soporte. Los tres esfuerzos básicos son: Tracción, compresión y Esfuerzos cortantes. Y sus combinaciones son: Flexión y Torsión (ver figura 2.17).

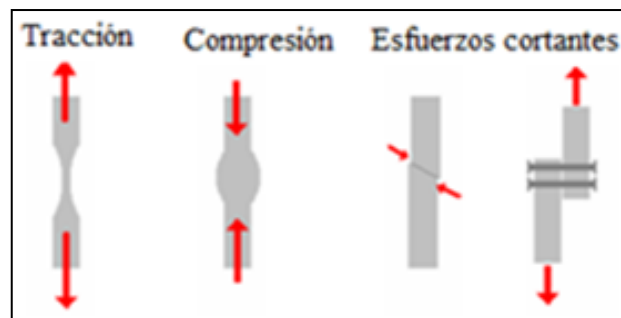


Figura 2.17 Representación esquemática de los tipos de esfuerzos ^[40].

La tracción es la acción de dos fuerzas de sentido opuesto mientras que la **compresión**, aun siendo de sentido opuesto, presiona las partículas unas contra otras. Son fuerzas de sentido coincidente. La chapa de los aviones suele tender a combarse ocasionado por el esfuerzo de compresión (fenómeno de pandeo).

Los esfuerzos cortantes tienden a separar el material de forma tangencial. El típico ejemplo aeronáutico es el de dos chapas unidas por remaches (Imagen de la derecha). Las combinaciones de estos tres son quizás los esfuerzos más comunes encontrados en las aeronaves.

La flexión, una composición de la tracción y compresión, es quizás la carga más habitual. La flexión es una curvatura que adopta un componente estructural cuando se somete a fuerzas que tienden a combar la estructura. Esta situación se suele dar en la sección del ala más cercana al fuselaje debido a la acción de la sustentación.

La torsión se produce cuando la fuerza aplicada tiende a torcer el material, y por lo tanto existe tendencia al giro.

Se realizaron ensayos mecánicos para caracterizar los diferentes materiales de trabajo seleccionados. Estos ensayos de caracterización tienen como finalidad determinar las propiedades mecánicas de los materiales ^[40].

2.11. Estructura de fuselaje, parámetros de diseño

El fuselaje es conjunto principal del avión debido que el resto de los elementos que conforman el avión se unen a él, de forma directa o indirecta.

Las principales partes estructurales que podemos encontrar en un avión son ^[34]:

Revestimiento (*skin*):

- Transmite las presiones aerodinámicas a los elementos rigidizadores longitudinales y transversales, en los que se apoya.
- Absorbe esfuerzos cortantes, procedentes de las fuerzas cortantes y momentos torsores.
- Colabora con los elementos rigidizadores longitudinales (larguerillos) en absorber esfuerzos normales producidos por momentos flectores y fuerzas axiales.
- Colabora con los larguerillos y cuadernas en absorber los esfuerzos producidos por la presurización.

Proporciona la forma externa, necesaria para que el avión se comporte según la aerodinámica que se ha calculado.

Larguerillos (*stringers, stiffeners*): Su disposición es según la dirección longitudinal del fuselaje, o el ala, o de las superficies de cola.

Absorben con el revestimiento esfuerzos normales producidos por la fuerza normal y el momento flector y la presurización. Subdividen el revestimiento en paneles, estabilizándolos al dividirlos en paneles más pequeños, y aumentando por tanto la carga de pandeo

Largueros (*spars*): Los cordones de larguero y los larguerillos se diferencian en que los últimos aguantan menos las cargas a pandeo como columna: los cordones de larguero están estabilizados por el revestimiento. En la figura 2.18 se puede observar la orientación de los largueros dentro del fuselaje.

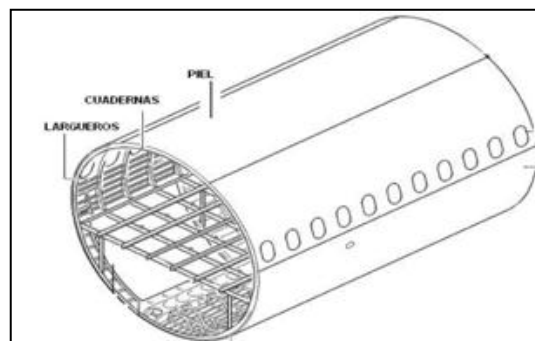


Figura 2.18 Estructuras del fuselajes ^[34].

Costillas y cuadernas (*Ribs* y *Frames*): Son elementos rigidizadores transversales (los anteriores son longitudinales). Reciben el nombre de costillas las que van situadas en alas y timones, y cuadernas (o mamparos si son ciegos) los del fuselaje.

- Mantienen la forma de la sección
- Difunden las cargas concentradas, en forma de carga distribuida a los elementos adyacentes
- Colabora con el revestimiento en soportar esfuerzos circunferenciales debidos a presurización ^[34].

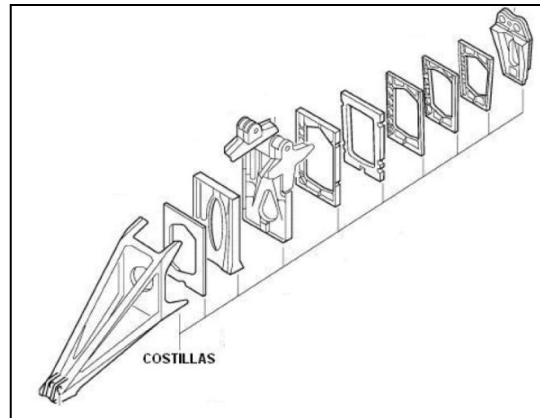


Figura 2.19 Costillas del fuselaje ^[34].

En aviones comerciales la sección recta del fuselaje tenderá a ser circular para aliviar las cargas de presurización de la cabina en la figura 2.19 se muestra un ejemplo de algunos tipos de costillas de fuselajes de aeronaves comerciales ^[40].

2.11.1. Tipos de construcción de fuselajes

Los fuselajes se han ido construyendo de diversas maneras a lo largo de la historia dependiendo de la función de la aeronave y de los medios técnicos de los que se disponía. El primer tipo de fuselaje consistía en un entramado de varillas metálicas que conformaban la estructura principal del avión, la cual era cubierta posteriormente con planchas de madera o lona. Era el fuselaje tubular o reticular, el primero en usarse; consecutivamente fueron

apareciendo otras formas de concebir el cuerpo del avión según las necesidades de la época, el fuselaje monocasco y el semimonocasco ^[40].

Hoy en día se construyen tres tipos de fuselaje:

- Fuselaje Reticular
- Fuselaje monocasco
- Fuselaje semimonocasco

Fuselaje reticular o tubular: Se fabrica a partir de tubos de acero o de madera, soldados, que van formando la estructura principal del avión en forma de huso. En esta estructura encontramos las cuadernas que son los elementos más importantes que conforman y dan rigidez a la estructura; los largueros que unen las cuadernas y que son largos tubos horizontales que recorren gran parte del avión; y las diagonales, que dan rigidez al conjunto largueros-cuadernas. Esa estructura de tubos se puede observar en la figura 2.20 donde la estructura se cubre más tarde con lona, o en otras ocasiones con planchas metálicas o de madera, de tal forma que el fuselaje adquiere externamente una forma aerodinámica y uniforme. Éste recubrimiento no añade resistencia estructural sino que son las cuadernas, largueros y diagonales los que soportan todas las cargas en vuelo y tierra.

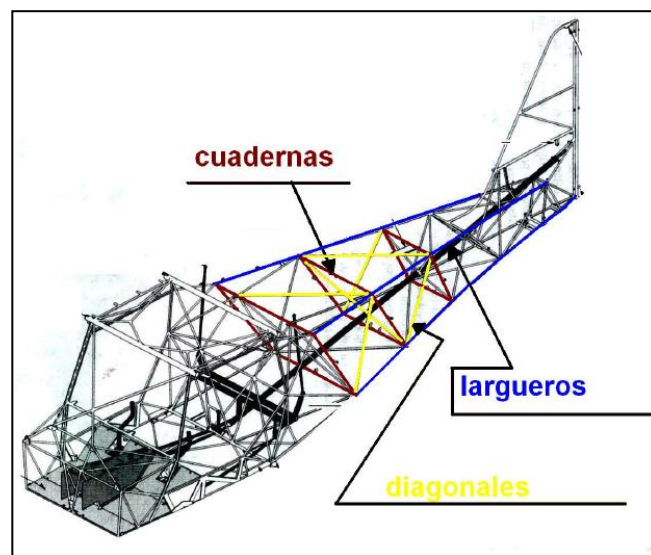


Figura 2.20 Estructura Reticular ^[40].

Fuselaje monocasco: Éste tipo de estructura monocasco o “todo de una pieza” es un tubo en cuyo interior se sitúan a intervalos, una serie de armaduras verticales llamadas cuadernas, que dan forma y rigidez al tubo, un ejemplo se muestra en la figura 2.21 El tubo del fuselaje, o el revestimiento exterior sí forma parte integral de la estructura soportando y transmitiendo los esfuerzos a los que está sometido el avión. Para que éste revestimiento soporte estas cargas debe ser resistente y por ello está fabricado en chapa metálica, que debe ser de cierto espesor para aguantar mejor. A mayor espesor, mayor peso, y es que el fuselaje monocasco, aun siendo más resistente, es más pesado. Por ello cayó en desuso.

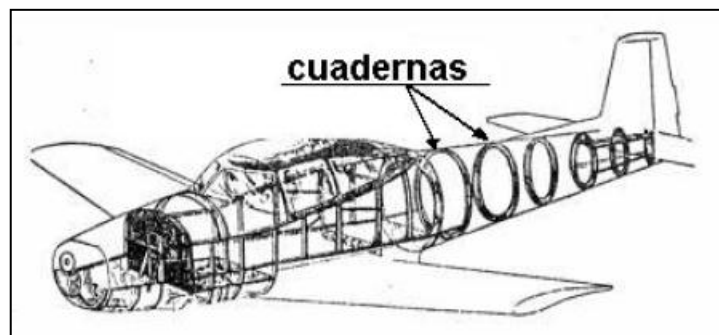


Figura 2.21 Estructura Monocasco ^[40].

Fuselaje semimonocasco: El más usado hoy en día, resolviendo el problema del peso y espesor del anterior modelo. La introducción de piezas de refuerzo en el interior permitió aliviar el revestimiento pudiendo ser más fino. Las cuadernas se unen mediante largueros y larguerillos que recorren el avión longitudinalmente. Los largueros y larguerillos permiten el adelgazamiento de la chapa de revestimiento (ver figura 2.22).

Todo esto forma una compleja malla de cuadernas, larguerillos, largueros y revestimiento, unida mediante pernos, tornillos, remaches y adhesivos ^[40].



Figura 2.22 Estructura Semimonocasco ^[40].

2.12. Teoría cilindro de pared delgada

Los recipientes cilíndricos o esféricos que sirven como calderas o tanques son de uso común en la industria. Cuando se someten a presión, el material del que está hecho soporta una carga desde todas las direcciones.

Pared delgada se refiere a un recipiente con una relación de radio interior a espesor de pared de 10 o más ($r/t \geq 10$).

Sin embargo el aire siempre tiende a igualar las presiones; por lo tanto, el aire de cabina empujará y ejercerá una presión en las paredes para poder “escapar”, expandirse, e igualarse al aire exterior, a menor presión. Por ello, las paredes del fuselaje deben aguantar ese esfuerzo que está ejerciendo el aire (las cargas de presurización) ^[40].

2.12.1. Consideraciones de Diseño del Fuselaje

Los largueros y el recubrimiento del fuselaje, son parte fundamentales del diseño del fuselaje, el recubrimiento del fuselaje y sus largueros, es la estructura más crítica del avión, ya que es donde se presenta todas las cargas principales, como flexión y torsión, es por eso que el recubrimiento y los largueros (costillas) son los que regulan y evitan el pandeo del fuselaje y mantienen la sección transversal estable un ejemplo de ello, se observa en la figura (ver figura 2.23) ^[51].

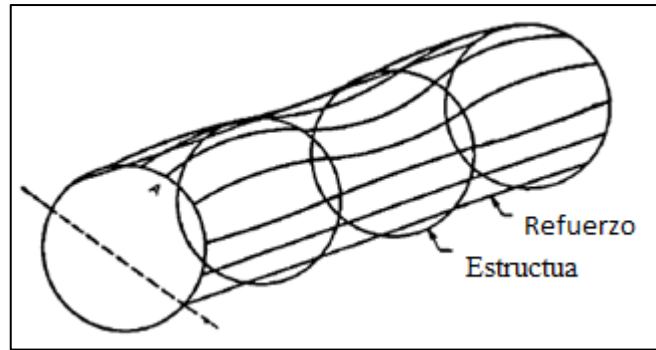


Figura 2.23 Estructura Interna de un fuselaje ^[51].

En la figura 2.24 muestra un ejemplo del diseño de un fuselaje con sus dimensiones longitudinales y circunferenciales típicas de un avión comercial. El recubrimiento y los largueros trabajan juntos para soportar todas las cargas de presurización. La sección transversal del fuselaje su forma ideal es un cilindro donde las dimensiones que presentan en su radio es de 119 in (equivalente a 3m). ^[51]

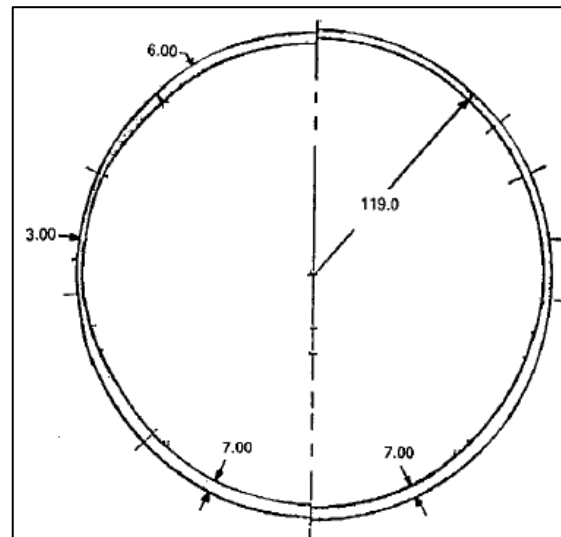


Figura 2.24 Dimensiones internas de un fuselaje ^[51].

2.13. Tecnología para el análisis de variables físicas

2.13.1. Galgas extensiométricas

Es un dispositivo de medio universal es utilizar para la medición electrónica diversos mentores mecánicas como pueden ser la presión, carga, torque, de formación, en posición, etc. El parámetro de las bandas puede ser positivo (tensión) o negativo (compresión).

Se conocen varios métodos para medir esfuerzos pero el más utilizado es mediante galgas extensiométricas dispositivo cuya resistencia eléctrica varía de forma proporcional al esfuerzo a que éste esté sometido.^[23]

Se entiende por strain o deformación a la cantidad de deformación de un cuerpo debida a la fuerza aplicada sobre él. Si lo ponemos en términos matemáticos, deformación ϵ se define como la fracción de cambio en longitud, como de demuestra la figura 2.25.

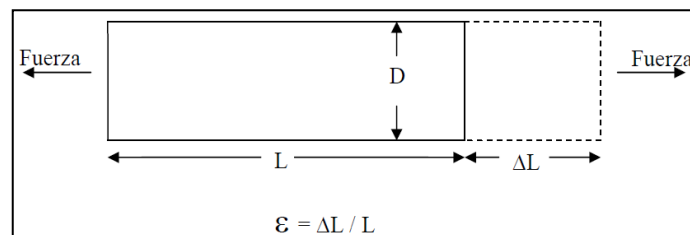


Figura 2.25. Definición de strain gauge^[33].

En la práctica, la magnitud de medida de deformación es muy pequeña por lo que usualmente se expresa como microdeformación ($\mu\epsilon$), que es $\epsilon \times 10^{-6}$.

La relación de Poisson ν del material es definido como el ratio negativo del esfuerzo en la dirección transversal (perpendicular a la fuerza) al esfuerzo en la dirección axial (paralelo a la fuerza). El ratio de Poisson para el acero, por ejemplo, va de 0.25 a 0.3

La galga extensiométrica consiste en un cable muy fino o papel aluminio dispuesto en forma de grilla. Esta grilla, maximiza la cantidad de metal sujeto al esfuerzo en la dirección paralela, el esfuerzo experimentado por la pieza es transferido directamente a la galga, la cual

responde con cambios lineales de resistencia eléctrica. Las galgas extensiométricas se encuentran en el mercado con valores nominales de resistencias de 30 a 3000 Ω , con 120, 350 y 1000 Ω como los valores más comunes. Es de suma importancia que la galga sea apropiadamente montada sobre la pieza para que el esfuerzo sea transferido adecuadamente desde la pieza a través del adhesivo y el material de respaldo hasta la misma grilla metálica. ^[33]

2.13.1.2. Mediciones con strain gages

En la práctica, las mediciones con strain gages raramente involucran cantidades mayores que unos pocos milideformaciones $m\epsilon$. Por lo tanto, para medir esfuerzo se requiere de máxima precisión sobre pequeños cambios de resistencia. El factor de galga es, como se dijo, la sensibilidad al esfuerzo de un strain gage. Supongamos que una pieza de prueba sufre un esfuerzo de $500\mu\epsilon$. Un strain gage con un factor de galga de 2 mostrará un cambio en su resistencia eléctrica de $2 \cdot (500 \cdot 10^{-6}) = 0.1\%$. Para una galga de 120Ω , es un cambio sólo de 0.12Ω .

Para medir cambios tan pequeños de resistencia y compensar la sensibilidad térmica, los strain gages son casi siempre utilizados en configuración puente con excitación externa. El circuito general de puente de Wheatstone, consiste en cuatro brazos resistivos con una excitación de voltaje, que se aplica a través del puente. El voltaje de salida del puente, V_o , es igual al siguiente diagrama de puente de Wheatstone (ver figura 2.26).

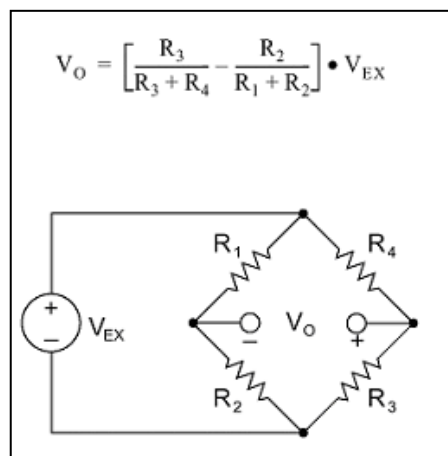


Figura 2.26 Puente de Wheatstone ^[33].

De la ecuación anterior, cuando se da que $R1/R2 = R4/R3$, el voltaje de salida V_o es nulo. Bajo estas condiciones, se dice que el puente se encuentra balanceado. Cualquier cambio de resistencia sobre cualquier brazo del puente, resultará en una salida del voltaje no nula. Por lo que si reemplazamos $R4$ con un strain gauge activo, cualquier cambio en la resistencia del strain gauge causará el desbalance del puente y producirá una salida no nula proporcional al esfuerzo ^[33].

2.13.2. Software de simulación e interface para la adquisición de datos (LabVIEW)

LabVIEW es un entorno de programación gráfica usado por miles de ingenieros e investigadores para desarrollar sistemas sofisticados de medida, pruebas y control usando íconos gráficos e intuitivos y cables que parecen un diagrama de flujo. Ofrece una integración incomparable con miles de dispositivos de hardware y brinda cientos de bibliotecas integradas para análisis avanzado y visualización de datos, todo para crear instrumentación virtual. La plataforma LabVIEW es escalable a través de múltiples objetivos y sistemas operativos, desde su introducción en 1986 se ha vuelto un líder en la industria. ^[45]

A continuación se muestra el arreglo por diagrama de bloques realizado por medio de programación en LabView para la adquisición y procesamiento de los datos adquiridos por medio del equipo PXI de National Instrument (ver figura 2.27).

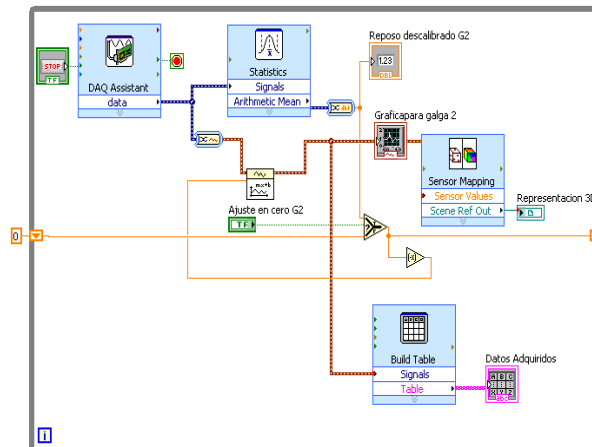


Figura 2.27 Diagrama de bloques en LabView para la obtención de deformaciones con galgas extensométricas. ^[45]

2.14. Generalidades de los procesos de mecanizado de aleaciones de aluminio.

Las aleaciones de aluminio son, en general, fáciles de mecanizar. Durante el arranque de viruta, las fuerzas de corte que tienen lugar son considerablemente, menores que en el caso de las generadas con el acero (la fuerza necesaria para el mecanizado del aluminio es aproximadamente un 30% de la necesaria para mecanizar acero). Por consiguiente, los esfuerzos sobre los útiles y herramientas así como la energía consumida en el proceso es menor para el arranque de un volumen igual de viruta.

El aluminio tiene unas excelentes características de conductividad térmica, lo cual es una importante ventaja, dado que permite que el calor generado en el mecanizado se disipe con rapidez. Su baja densidad hace que las fuerzas de inercia en las piezas de aluminio giratorio (torneados) sean asimismo mucho menores que en otros materiales.

Todos estos factores contribuyen a hacer posible elevadas velocidades de corte (si los requisitos de calidad superficial son elevados, estas elevadas velocidades de corte no sólo son posibles sino necesarias) y una tasa de arranque de material mayor cuando se mecaniza aluminio.

Sin embargo, el coeficiente de fricción entre el aluminio y los metales de corte es, comparativamente con otros metales, elevado. Éste hecho puede causar el embotamiento de los filos de corte, deteriorando la calidad de la superficie mecanizada a bajas velocidades de corte e incluso a elevadas velocidades con refrigeración insuficiente. Siempre que la refrigeración en el corte sea suficiente, hay una menor tendencia al embotamiento con aleaciones más duras, con velocidades de corte mayores y con ángulos de desprendimiento mayores. ^[35]

La velocidad de corte para las aleaciones de aluminio está determinada por los límites de la máquina herramienta y la pieza de trabajo. Velocidades de hasta 4600 m/min se han utilizado en aplicaciones aeroespaciales.

La fuerza de corte para las aleaciones de aluminio puede variar ampliamente a bajas velocidades, tales como 30 a 60 m/min, aumentando momentáneamente a los valores de pico varias veces superiores a los normales.

La profundidad de corte debe ser tan grande como sea posible dentro de los límites de la resistencia de la pieza, el equipo de mordaza, de alimentación de la máquina herramienta, y cantidad de material a ser eliminado con el fin de minimizar el número de cortes necesarios. Como la profundidad del corte aumenta, aumenta la fuerza de corte. La profundidad de corte debe limitarse a un valor que no distorsione la pieza de trabajo o haga que se deslice, ni que sobrecargue la máquina. La profundidad de corte en desbaste puede ser tan alto como 6.35 mm (0.250 pulgadas) para el trabajo pequeño o hasta 38.10 mm (1.500 pulgadas) para el trabajo mediano o grande. Al contrario, profundidad extrema de corte en el acabado es a menudo inferior a 0.635 mm (0.025 pulgadas).^[36]

2.14.1. Mecanizado

Se denomina fabricación por mecanizado o arranque de virutas al proceso que se realiza en las piezas para obtener las dimensiones y naturaleza superficial que se desea en las mismas. Como su nombre indica éste proceso se realiza mediante la eliminación de partes del material llamadas virutas por medios mecánicos y con herramientas de filo.^[39]

2.14.2. Herramientas

En las aleaciones de aluminio, la temperatura de corte está limitada por el punto de fusión bajo y alta conductividad térmica del aluminio. Los efectos químicos son mínimos, y el desgaste es principalmente el resultado de la abrasión del material de la herramienta por las duras de la segunda fase de partículas. La resistencia a la abrasión aumenta con la dureza del material de la herramienta; la herramienta de alta velocidad de acero y herramientas de carburo cementado son adecuados para el mecanizado de aleaciones más estructurales, y el diamante de policristalino se prefiere para la fundición altamente abrasiva de aluminio y silicio (10 a 20% de Si). Los actuales materiales para herramientas son adecuadas para las aleaciones de aluminio mecanizado a cualquier velocidad concebible, con la velocidad del cabezal y las limitaciones de potencia del diseño estableciendo el límite superior sobre la velocidad de corte.^[37]

2.14.2.1 Materiales de las herramientas

Para obtener buenos resultados en el mecanizado del aluminio, las herramientas que se empleen deben tener unos filos de corte principal y secundario perfectamente afilados, unas superficies de desprendimiento sin rugosidades, perfectamente pulidas y una geometría tal que permita la correcta evacuación de la viruta. Hay tres grandes familias de herramientas de corte para el mecanizado del aluminio: Acero rápido, Metal duro (carburos metálicos) o diamante:

Acero rápido El acero rápido es apropiado para el mecanizado de aleaciones de aluminio con bajo contenido en silicio. Permite el uso de grandes ángulos de desprendimiento para obtener unas mejores condiciones de corte. Las temperaturas máximas de trabajo para éste tipo de herramientas se sitúan en los 500°C. Los elementos de aleación más característicos de éste tipo de metales son el carbono, el tungsteno, el cromo el molibdeno y el vanadio. Éste último es el que, en proporciones adecuadas (entre un 2 y un 4%) garantiza una adecuada resistencia a la abrasión y al desgaste. El acero rápido es más económico.

Metal duro Las herramientas de carburo metálico, también denominadas metal duro, ofrecen la ventaja de una mayor duración de la herramienta. Se emplean en el mecanizado de aluminios con elevado contenido en silicio así como para los mecanizados a altas velocidades de corte. Las fundiciones de aluminio, con la presencia de cristales de silicio de elevada dureza requieren obligatoriamente el uso de herramientas de carburo metálico. Dentro de los carburos metálicos los distintos fabricantes tienen distintas gamas y calidades, en función de las condiciones de corte requeridas.

Diamante Las herramientas de diamante se caracterizan por su elevada duración, incluso si se emplean en el mecanizado de aleaciones con un elevado contenido en silicio. Suelen emplearse para trabajos de acabado en aleaciones de aluminio que generan largas astillas, o para máquinas automáticas trabajando con aluminios que generan una viruta corta

[38]

2.14.2.2. Reafilado de herramientas

En el mantenimiento de las herramientas se deben seguir los mismos criterios que se emplean en el trabajo con otros materiales. Sin embargo, el deterioro de las herramientas puede tener consecuencias mucho más indeseables en el mecanizado del aluminio que otros materiales. Por ello, el reafilado de las herramientas, siempre que sea económicamente viable (es decir, si el coste del afilado es menor que el de reemplazar la herramienta), no debe hacerse nunca a mano, sino mediante una amoladora, intentando siempre reducir al mínimo la cantidad de calor producida y dejando el filo de la herramienta recto con las caras muy finas.

2.14.3. Fluidos de corte

Muchas operaciones de mecanizado, particularmente las fases de desbaste se efectúan en seco. El uso de fluidos de corte se recomienda en operaciones de acabado (con velocidades de corte elevadas) o aquéllas en las que la evacuación de la viruta presenta dificultades, como sucede en el taladrado, el roscado, etc.

Las principales funciones de un fluido de corte son:

- Refrigerar la pieza y la herramienta de corte.
- Reducir la tendencia al embotamiento de la herramienta (lubricación).
- Producir un acabado mejor de la superficie.
- Evacuar las astillas y la viruta de forma complicada.^[35]

2.15. Mecanizado de Compuestos

Los materiales mecanizados más comúnmente en esta categoría son los plásticos reforzados con fibras de carbono (CFRP's) y los plásticos reforzados con fibras de vidrio (GFRP's), el mayor número de trabajos de investigación se centran en ellos. La utilización de los materiales compuestos de matriz polimérica requiere el desarrollo de adecuados procesos de fabricación para obtener componentes mecánicos con características dimensionales rigurosas. El mecanizado es un proceso de fabricación en el cual se utiliza una herramienta de corte para eliminar el exceso de material hasta conseguir la forma y las dimensiones deseadas.

En los últimos años, ha crecido el interés por el mecanizado de los materiales compuestos mediante técnicas convencionales y los esfuerzos han ido encaminados a predecir las fuerzas de corte observando los modos de fractura que causan la separación de la viruta.

El proceso de mecanizado de los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras presenta diferencias significativas con el de los metales y las aleaciones y el cuerpo de conocimientos teórico y experimental de los metales no es aplicable directamente. Esto es así porque los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras son anisótropos, heterogéneos y se preparan generalmente en forma laminada o extruida antes de mecanizarlos. Los materiales compuestos contienen dos fases, con propiedades mecánicas y térmicas muy diferenciadas, que se traducen en complejas interacciones entre la matriz y el refuerzo durante el proceso de arranque de material, de forma que condicionan la maquinabilidad de estos materiales, en relación con los materiales constituidos por una sola fase, como los metales.

El comportamiento del material compuesto durante el mecanizado depende de las diversas propiedades de la fibra y de la matriz, de la orientación de la fibra y del volumen relativo de matriz y fibras. Al mecanizar, la herramienta de corte encuentra alternativamente matriz y fibras, con una respuesta a la acción de mecanizado muy diferente, lo que origina una marcha o evolución característica del mecanizado en estos materiales. El proceso de formación de la viruta puede estar basado en la fractura o en la cizalla, o en una combinación de las dos, dependiendo de la orientación de la fibra y de la geometría de la herramienta.

El carácter abrasivo de las fibras puede originar un desgaste prematuro de la herramienta, por ello se recomienda siempre que sea posible utilizar herramientas de diamante policristalino (PCD), como el material de la matriz tiene una baja conductividad térmica comparada con los metales y con otros materiales inorgánicos, se puede producir el calentamiento de la pieza durante el mecanizado. Ahora bien, es preciso tener también en cuenta que la presencia de fluido de corte puede provocar absorción en la matriz, lo que origina variación en las propiedades y, de manera especial, inestabilidad dimensional. Por ello, es aconsejable no utilizar ningún fluido de corte, circunstancia que puede limitar el mecanizado de estos materiales con parámetros de corte más exigentes.

Los materiales compuestos de matriz polimérica exhiben una amplia variedad de modos de fallo, incluyendo fractura de la fibra, flujo plástico de la matriz, delaminación, etc. [38].

2.15.1. Maquinabilidad

Las propiedades del material tienen una influencia significativa en el desarrollo de las operaciones de mecanizado y, junto con otras características del proceso, se incluyen genéricamente en el término “maquinabilidad”. La maquinabilidad hace referencia a la relativa facilidad con la que el material puede ser mecanizado, utilizando las herramientas y los parámetros funcionales de corte apropiados.

En la figura 2.28 se muestra los diferentes factores que afectan a la maquinabilidad de los materiales; en particular, los referentes a los parámetros funcionales de corte, las propiedades del material y la herramienta de corte [38].

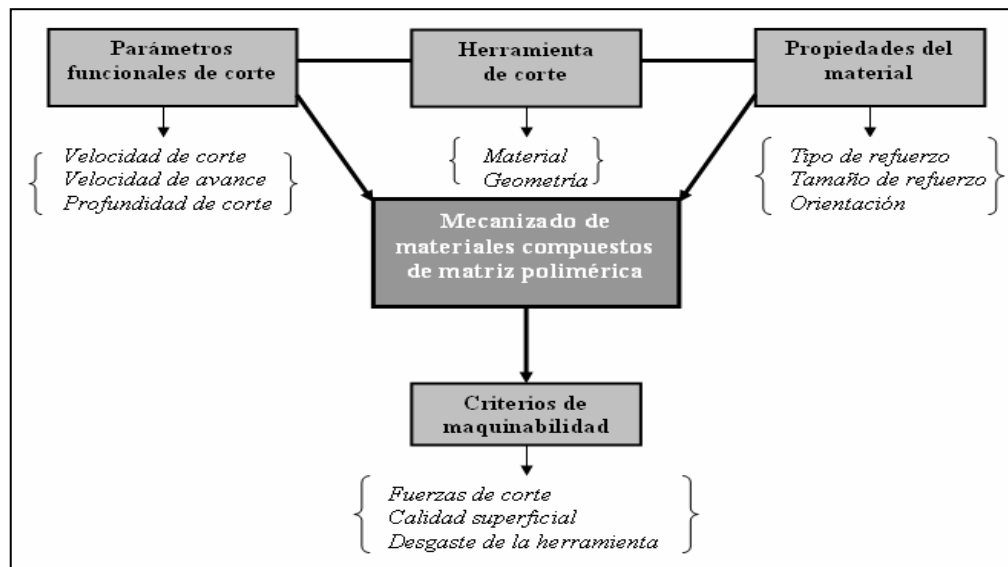


Figura 2.28 Factores que afectan a la maquinabilidad [39]

Las propiedades mecánicas del material que más afectan normalmente a la maquinabilidad son la dureza y la resistencia. Al incrementarse la dureza, aumenta el desgaste

abrasivo y la vida de la herramienta se reduce. Al aumentar la resistencia del material, se incrementan las fuerzas de corte, la energía específica y la temperatura de corte, haciendo que el material sea más difícil de mecanizar.

2.15.1.2. Principales dificultades en el mecanizado de los materiales compuestos

- Coexistencia de un material blando (matriz) con uno resistente y muchas veces abrasivo. El éxito de la operación depende generalmente de la naturaleza de las fibras y poco de la naturaleza de la matriz. Por ejemplo, las fibras tipo Kevlar son muy difíciles de mecanizar.
- Un material heterogéneo y anisótropo puede ser fácilmente mecanizado en un sentido, pero no en el otro. Así, en el acabado de un contorno cerrado unos lados pueden quedar perfectos y sin embargo los transversales muy dañados.
- Existe la posibilidad de dañar el material, produciendo su delaminación, quemándolo o rompiendo su estructura.

Entre estos problemas, éste último es el más importante, dado que el material compuesto posee inicialmente un elevado valor añadido debido a su proceso de fabricación, a su conformado y a su curado, justo antes de llegar al mecanizado. Para evitar los problemas citados anteriormente se toman las siguientes medidas:

- Para evitar problemas de ataque químico al material por parte de la taladrina, los materiales compuestos se mecanizan en seco, absorbiendo las virutas y polvo por medio de aspiradores de alta potencia instalados en las máquinas.
- El rozamiento más la ausencia de fluido de corte, pueden provocar altas temperaturas que degradan el material. Para evitar el quemado se debe mecanizar con una herramienta adecuada y refrigerar la zona con aire a presión.

- Se debe evitar el deterioro mecánico que conduce a la delaminación del compuesto, al astillado de las fibras o a la aparición de la pelusilla. Para ello se debe mecanizar en una dirección acorde con la direccionalidad de las fibras, utilizando herramientas de filos muy definidos. En el caso del taladrado se debe estudiar con especial cuidado éste fenómeno en la entrada y la salida de la broca.^[38]

2.15.2. Herramientas de corte

Los materiales para herramientas de corte más utilizados en el mecanizado de los materiales compuestos de matriz polimérica son el diamante policristalino (PCD) y los carburos cementados (K10). El corte de los materiales plásticos reforzados con fibras se hace difícil debido a la delaminación del material compuesto y a la corta vida de la herramienta, de modo que es preciso recurrir a herramientas elaboradas con materiales de alta resistencia al desgaste, elevada tenacidad y dureza en caliente (carburos cementados, diamante policristalino y revestimiento de diamante). La selección de la herramienta y de los parámetros de corte es, por tanto, muy importante en el proceso de mecanizado.

El material de la herramienta va a afectar tanto a las fuerzas de corte (fuerza de mecanizado, fuerza específica de corte, potencia de corte) como al acabado superficial. La dureza extrema del diamante, su elevada conductividad térmica y bajo coeficiente de fricción hacen de él un material ideal para las herramientas de corte. El diamante se ha utilizado ampliamente en forma de inserto policristalino sobre herramienta de carburo cementado (PCD).^[39]

CAPÍTULO 3 – Metodología y Desarrollo Experimental

En éste capítulo muestra la manera en que se desarrollará el presente trabajo, es decir, la metodología en la que se basará el desarrollo de todas y cada una de las actividades llevadas a cabo. Posteriormente se presentará, de la misma manera, la metodología utilizada para el diseño mecánico del espécimen a estudiar, además de las herramientas que se utilizarán para lograr cumplir con el objetivo planteado.

Es importante conocer las condiciones en la que se estarán realizando las pruebas experimentales, los criterios que se seguirán durante esta fase de investigación; La caracterización de los materiales a utilizar, además de considerar el diseño de la geometría de los especímenes, para poder determinar las propiedades mecánicas de cada muestra del material a utilizar. De manera que se pueda tener una clara idea de lo que sucede en estas y se pueda llegar a conclusiones acertadas.

De igual forma se comienza explicando este capítulo una parte del diagrama de flujo (ver figura 3.1), donde su inicio es describir el material a utilizar, posteriormente pasando a la caracterización de dicho material, con ello seleccionando el equipo y herramientas de corte más adecuados, para un mejor acabado, prosiguiendo con la fabricación de probetas normalizadas ASTM y finalizando con un análisis de los resultados obtenidos.

3.1. Diagrama de flujo

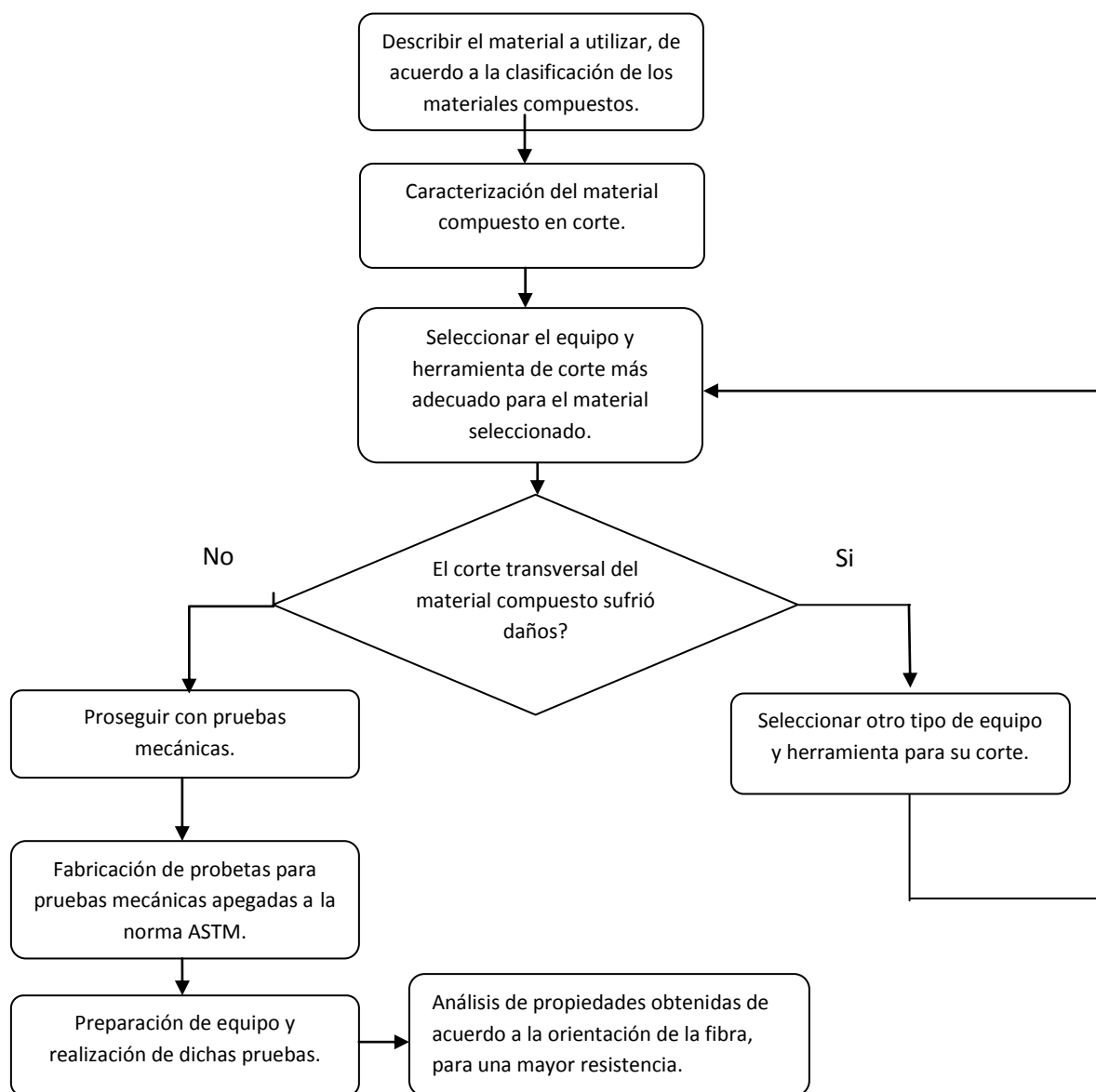


Figura 3.1 Diagrama esquemático de la metodología.

3.2. Materiales de trabajo

El primer paso para la realización de los trabajos experimentales es definir tanto los materiales a utilizar como la geometría y dimensiones de los especímenes. En primer lugar se optó por el Aluminio, ya que es un material ampliamente utilizado en la industria aeroespacial y un material compuesto, que son utilizados de igual forma solo que poseen elevadas propiedades mecánicas con la ventaja de un menor peso que el de los materiales convencionales.

3.2.1. Selección de materiales

Para éste estudio se seleccionaron tres materiales, que son usados en la fabricación de componentes estructurales ya sea de aplicación industrial o aeroespacial. Los tres materiales utilizados en el desarrollo de la investigación son:

- Aleación de Aluminio 6061 T6.
- Placa de fibra de carbono y resina epóxica.

El aluminio 6061 T6, está compuesto de Al Mg-Si Al -Mg-Si-Mn, Al -Mg-Si, Cu. En los últimos años ha sido objeto de estudio sus propiedades, para aplicaciones tales como la industria aeronáutica y automotriz. Tiene como principales propiedades mecánicas, excelente maquinabilidad, buena estabilidad, con excelente acabado superficial, altas propiedades mecánicas, alta resistencia a la corrosión y al desgaste, más ligero que el acero.

La composición química de la aleación de aluminio 6061-T6, se presenta en la tabla 3.1. El aluminio 6061-T6 tiene como principales propiedades las siguientes:

- a) Resistencia a la tracción: 45,000 psi.
- b) Resistencia de fluencia: 40,000 psi.
- c) Elongación en 2 pulg : 10%.
- d) Dureza: 95 Brinell.
- e) Excelente maquinabilidad.
- f) Alta resistencia a la corrosión y al desgaste.
- g) Soldable.
- h) Densidad de 2.7 g/cm³.

Tabla 3.1 Composición química de la aleación de aluminio 6061-T6. ^[47]

Elementos	Si	Cu	Mg	Cr
% en peso	0.4	0.15	0.8	0.04

El aluminio 6061-T6 es ideal para la elaboración de piezas maquinadas con excelente acabado superficial.

El tratamiento térmico T6, aplicado a la aleación (tratado térmicamente por solución y envejecida artificialmente), se realiza a temperatura entre 520 y 530 °C, el tratamiento T6 ayuda a la reducción de porosidad y mejora la homogeneidad de la microestructura.

Adicionalmente a sus características naturales (excelente conductividad, ligereza, no tóxico y que no produce chispa), el aluminio 6061-T6 ofrece las siguientes ventajas ^[47]:

- Resistencia superior a la de las aleaciones 6063 (31.9 ksi).
- Envejecido artificialmente.
- Óptima conformación en frío.
- Excelentes características para soldadura fuerte y al arco.
- Excelente resistencia a la corrosión.
- Gran resistencia a la tracción.
- Excelente maquinabilidad ^[39].

El material a estudiar es un material compuesto ortotrópico formado por láminas de fibra de carbono y resina epóxica de aplicación industrial, tiene dos planos de simetría de 0° y 90°, además de contar con la misma cantidad de láminas por encima del plano central, las cuales son un reflejo de las de abajo por lo tanto es denominado laminado simétrico balanceado [90°, 0°, 90°] s.

Del cual no se tienen propiedades concretas del material, ya que fueron proporcionadas muy vagamente, es por eso que el análisis nos guiaría a obtener resultados concretos de éste material y poder hacer una comparación estructura con el aluminio normalizado 6061 T6.

3.3. Normatividad

Para poder determinar si un material es apto para el uso y aplicación que se le desea dar, es necesario que se realicen una serie de pruebas reguladas que validarán el uso de dichos materiales.

Uno de los organismo que regula y establece los métodos y tamaños y formas de especímenes es el American Society of Testing Materials (Sociedad Americana para pruebas de materiales) mejor conocido por sus siglas A.S.T.M, American Society of Mechanical Engineers (Sociedad americana de ingenieros mecánicos) A.S.M.E, otro de los organismos que ha establecido normas para la regulación del uso de materiales, es el D.I.N que es el acrónimo de Deutsches Institut für Normung (Instituto Alemán de Normalización).^[30]

Entre las pruebas que se realizan a los materiales compuestos según su constitución y el uso y aplicación determinados se encuentran (ver tabla 3.2):

Tabla 3.2 Pruebas y Normas^[44-46].

Descripción de la prueba	Norma aplicada
Resistencia a la tracción de materiales compuestos de matrices poliméricas.	ASTM D3039

Al realizar las pruebas que determinan las normas ASTM, permiten establecer los parámetros de trabajo mecánico, a continuación se describe las normas estandarizadas a las que se someterán los materiales de trabajo.

- **Norma ASTM D3039 Resistencia a la tracción de materiales compuestos de matrices polimérica**
- Éste método de ensayo determina las propiedades de resistencia a la tracción en el plano de materiales compuestos de matriz de polímeros reforzados por fibras de alto módulo, las formas de materiales compuestas son limitadas a fibra continua o discontinuas en el que el laminado es equilibrado y simétrico con respecto a la dirección de la prueba.

Éste ensayo consiste en probetas planas, rectangulares se sujeta con mordazas planas para colocarse en una máquina de ensayos de tensión.

3.3.1. Probetas

Material compuesto de fibras de carbono y resina epóxica, se fabricaron cinco probetas a 0° , 90° y 45° para comprobar que orientación de fibras tiene mayor resistencia a la tracción.

Las dimensiones de la probeta serán las siguientes:

$L = 10$ in [254 mm]; $W = 1$ in [25.40 mm]; $t = 0.25$ in [6.35 mm]

Velocidad de deformación 0.05 in/min [1 mm/min]

Considerando una temperatura de $23^\circ\text{C} \pm 2^\circ\text{C}$ y una humedad relativa de $50 \pm 5\%$ [43].

Para la experimentación se consideraron tres cortes a 90° , 0° y 45° como se puede observar en la siguiente figura 3.2 y 3.3:

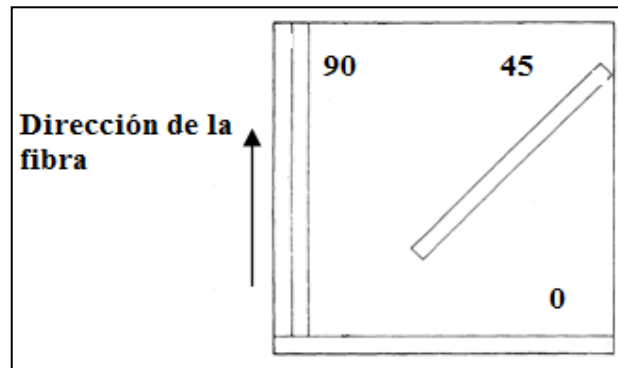


Figura 3.2 Muestra para ensayos a diferentes ángulos de corte [44].

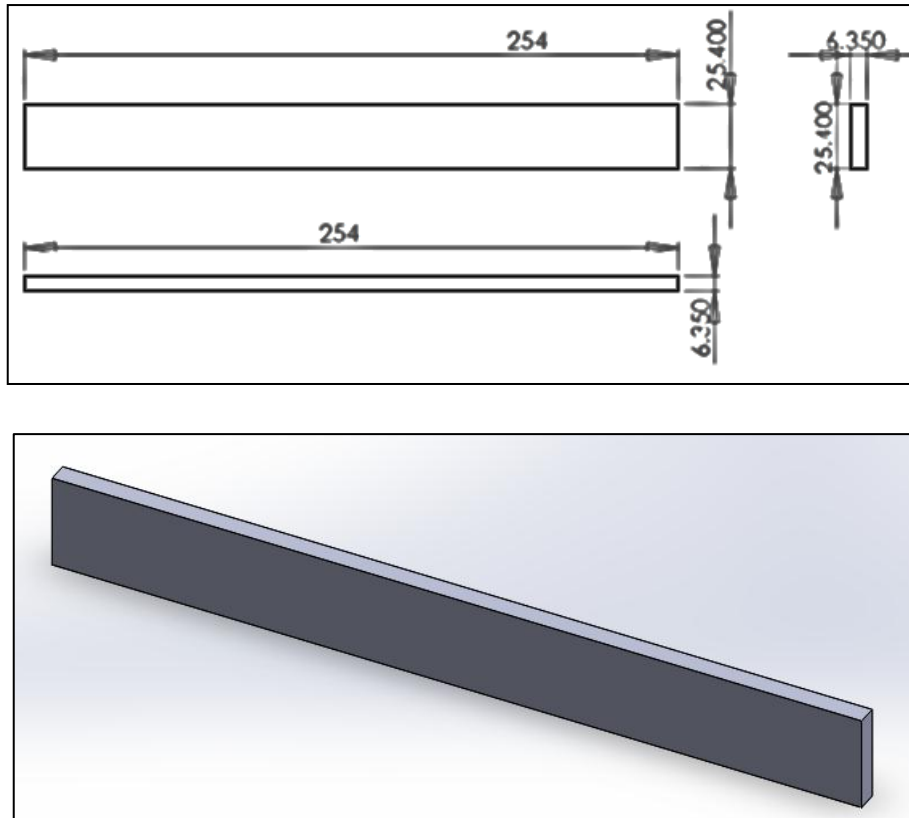


Figura 3.3 Diseño de probeta ASTM D3039 ^[43].

3.4. Dispositivos experimentales

El Disposición del ensayo para encontrar la resistencia a la tracción de un compuesto unidireccional.

3.4.1. Máquina universal de ensayos

El modelo AG-IC SHIMADZU, tiene una capacidad de 100 kN (22480 lb-fuerza), en las que se podrán realizar los estudios de tensión (ver figura 3.4).



Figura 3.4 Maquina universal de ensayos.

3.4.2. National Instruments NI PXI de National Instrument - 1045

Es una empresa pionera y líder en la tecnología de la instrumentación virtual, es un concepto revolucionario que ha cambiado la forma en que la ingeniería y la ciencia abordan las aplicaciones de medición y automatización. Aprovechando el poder de la PC y sus tecnologías relacionadas, la instrumentación virtual aumenta la productividad y reduce los costos por medio de software de fácil integración (como el ambiente de desarrollo gráfico LabVIEW de NI) y hardware modular (como los módulos PXI de National Instrument para adquisición de datos, control de instrumentos y visión artificial).

En la figura 3.5 muestra el equipo que se utilizó para pruebas con galgas extensiométricas, fue con el equipo PXI de National Instrument, éste sistema recolecta la información obtenida a través de sensores de esfuerzos conocidos como galgas extensiométricas y los muestra en una PC a través del software comercial LabView. Y de igual manera muestra el banco de trabajo utilizado para empotrar la pieza sometida a flexión (ver figura 3.6).^[45]



Figura 3.5 Equipo NI PXI National Instrument -1045.

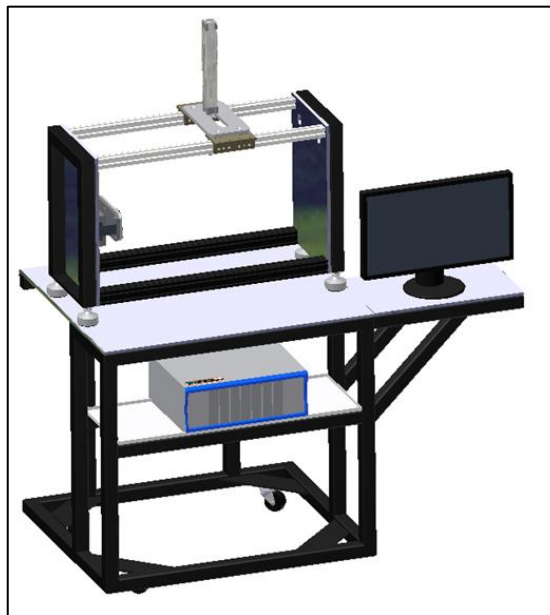


Figura 3.6 Banco de pruebas.

3.5. Pruebas de corte de material compuesto

Se realizaron una serie de cortes en el material compuesto, con diferentes herramientas, equipos y velocidades. En seguida una descripción del procedimiento que se llevó a cabo para el corte del material compuesto.

3.5.1. Equipo necesario para cortes de compuesto

Para la primer prueba de corte se utilizó un cortador de Tungsteno de $\frac{1}{4}$ in como se puede observar en la figura 3.7, el cual se dañó al momento del corte y de igual forma, dañó al material compuesto, quemándolo y desprendiendo las fibras, fue utilizada la máquina CNC Haas, para dicho corte.



Figura 3.7 Cortador de Tungsteno de $\frac{1}{4}$ in.

En la figura 3.8 se puede observar una sección del área transversal del compuesto, en donde las fibras fueron quemadas y rasgadas con el cortador mencionado anterior mente.

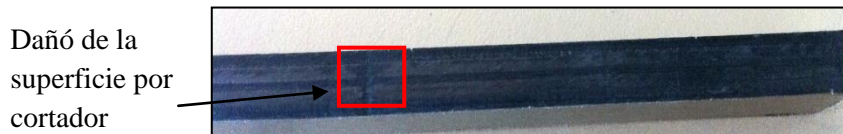


Figura 3.8 Área transversal dañada.

La segunda prueba que se realizó corte, fue con un cortador de marca Nigara Cutter de $\frac{1}{4}$ in, con recubrimiento de diamante, donde se puede observar en la figura 3.9.



Figura 3.9 Cortador Nigara Cutter de 1/4 in.

En la figura 3.10 muestra el Router de 3/4 HP, utilizándolo a 30000 rpm. Éste método de corte junto con los cortadores y el equipo, fue descartado ya que provocó daños en el cortador y en el material, quemándolos y desprendiendo las fibras del compuesto, además del acabado superficial fue dañado.



Figura 3.10 Router de 3/4 HP.

El material compuesto se fijó en una mesa con prensas tipo C, para ajustar el material a la hora del corte, para poder realizar los cortes, como se muestra en la figura 3.11.



Figura 3.11 Prensa en C.

En la figura 3.12 se puede observar el material dañado con la segunda prueba de corte.

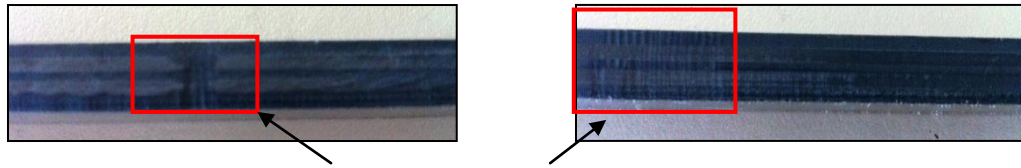
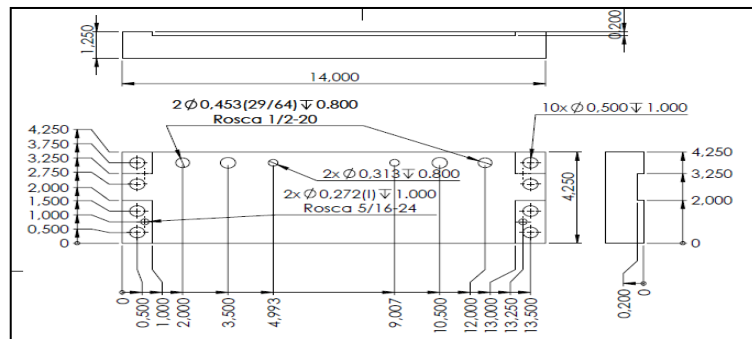


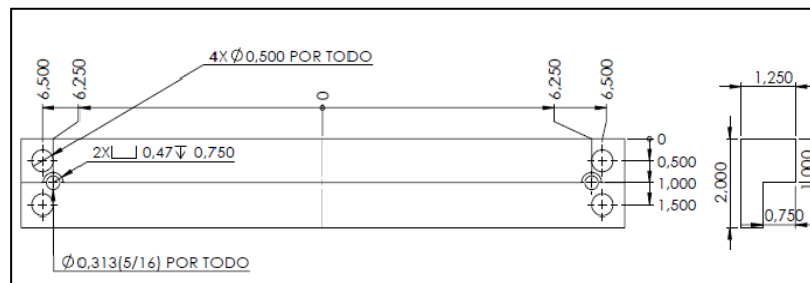
Figura 3.12 Corte de material compuesto dañado.

El tercer método utilizado fue con un cortador de carburo de $\frac{1}{4}$ in de diámetro, $1 \frac{1}{2}$ in de largo y $\frac{3}{4}$ flute con ayuda de una fresadora a una velocidad de 1570 rpm y de una plantilla de corte de aluminio, para montar la barra de compuesto, facilitar su corte y asegurar una mejor precisión. En la figura 3.13 muestra el plano con las dimensiones de la plantilla de corte, en diferentes vistas.

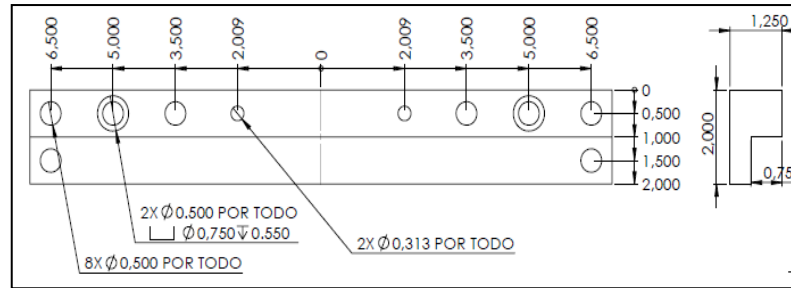
Dicha plantilla se diseñó para montar la placa de compuesto, y realizar los cortes de las probetas de 90° y 0° .



(a) Vista Superior completa.



(b) Vista superior



(b) Vista Inferior

Figura 3.13 Diseño de herramental de sujeción para material compuesto fabricado de aluminio: a) Vista superior completa, b) Vista superior, c) Vista inferior.

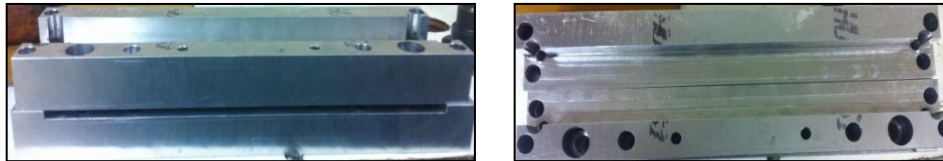


Figura 3.14 Herramienta de Sujeción de corte de aluminio.

En la figura 3.15 se observa cómo se está utilizando la plantilla para el corte del material compuesto, en la máquina de CNC Hass, utilizando el cortador mencionado anteriormente.



Figura 3.15 Plantilla para corte de material compuesto, en CNC.

Podemos observar el corte de una barra de material compuesto, donde la superficie del material no fue dañado y así obteniendo un óptimo corte transversal del material (ver figuras 3.16 y 3.17).

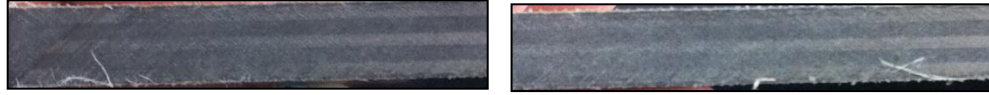


Figura 3.16 Corte transversal de material compuesto no dañado.

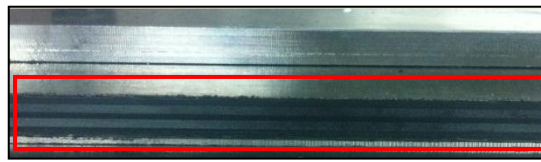


Figura 3.17 Superficie de corte de material compuesto.

Después se procedió a cortar una barra de compuesto de 0.025 x 0.305 x 0.006 m (ver figura 3.19), utilizando la plantilla para montar la placa de compuesto, y tener un mejor corte, utilizando una velocidad de 1570 rpm (ver figura 3.18) Para Posteriormente realizar la prueba con el equipo PXI de National Instrument y galgas extensiométricas.



Figura 3.18 Corte de fibra de carbono.



Figura 3.19 Placa de fibra de carbono de 0.025 x 0.305 x 0.006 m.

El cuarto método de corte que se utilizó para fabricar las probetas con cortes de 45° de material compuesto, fue un cortador de loseta con un disco cortador de metal con un diámetro de 0.178 m, a una velocidad de 3500 rpm, con una potencia de 550 W. en la figura 3.20 podemos observar el cortador utilizado.



Figura 3.20 Cierre de corte.

En la siguiente figura 3.21, podemos observar el corte de probetas a 45°.



Figura 3.21 Corte de compuesto a 45°.

Como se puede observar en la figura 3.22, la superficie del corte transversal del material compuesto, donde el corte del material no presentó daño alguno y así obteniendo un corte superficial bueno, donde se puede observar como las fibras se encuentra orientadas a 45°.

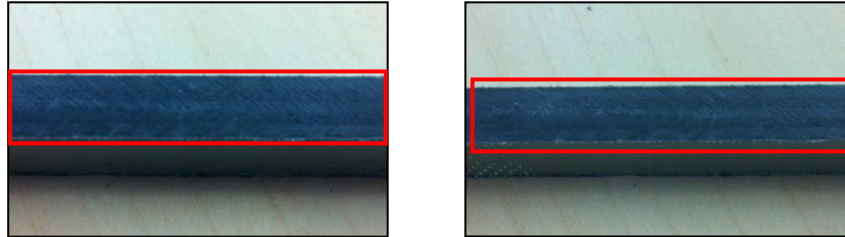


Figura 3.22 Superficie transversal con orientación a 45° de material compuesto.

3.6. Pruebas de Tensión

En la figura 3.23 muestra los cinco especímenes con cortes a 90° para realizar pruebas de tensión, de acuerdo a la norma ASTM D3039.

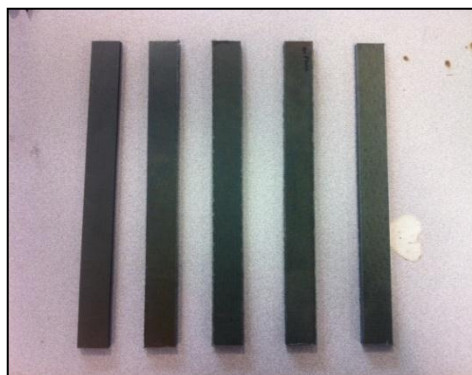


Figura 3.23 Probetas a 90°

De igual manera se fabricaron otros cinco especímenes con cortes a 0°, (ver figura 3.24).

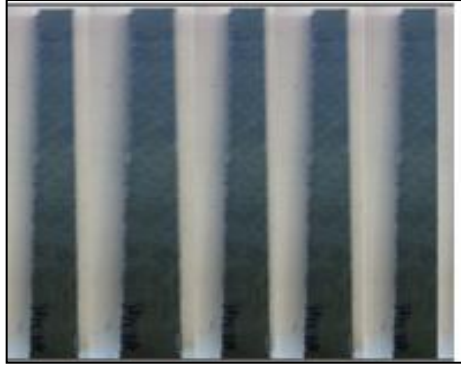


Figura 3.24 Probetas a 0°

Y por último los cortes a 45° con el cortador de loseta, (ver figura 3.25).



Figura 3.25 Probetas a 45°

Para las pruebas de tracción se utilizó la máquina universal de ensayo Marca: Shimadzu, Modelo: Autograph, código de Celda: C, capacidad: 100 kN / 10 Ton, (ver figura 3.26).



Figura 3.26 Máquina de ensayos de tensión universal.

Datos de realización de las pruebas de tracción:

Operador: Ing. Miriam Siqueiros Hernández.

Lugar de realización: Laboratorio #1 de la Universidad Politécnica de Baja California.

Fecha de realización: Noviembre/2012.

Fecha de elaboración de las probetas: Octubre/2012.

Número de probetas: 11

Velocidad: 1mm/min

3.6.1. Pruebas a 90°

Las primeras pruebas que se realizaron fueron con cortes a 90° grados, con velocidad constante de 1mm/min, en la siguiente figura 3.27 se observa una de las probetas antes de someterla a tensión.



Figura 3.27 Probeta a 90° sujeta a tracción.

En la siguiente figura 3.28 se puede observar una probeta con corte a 90°, sometida a tensión.



Figura 3.28 Desgarre de fibras a tensión.

3.6.2. Pruebas a 0°

Las segundas pruebas realizadas fueron con probetas cortadas a 0°, en la figura 3.29 se puede observar cómo se encuentra sujeta la probeta en la máquina de tensión, y en la figura 3.30 se observa el tipo de fractura que presentó dicha probeta.

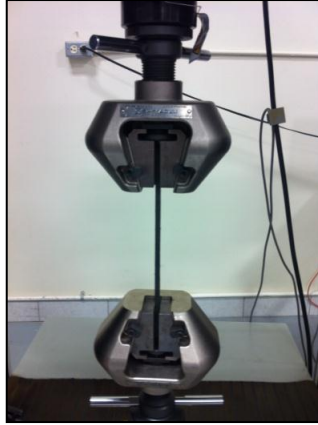


Figura 3.29 Probeta a 0° sujeta a tracción.

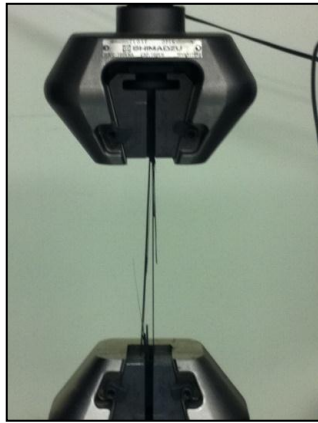


Figura 3.30 Desgarre de fibras a 0°.

3.6.3. Pruebas a 45°

Por ultimo las pruebas realizadas fueron las de cortes a 45°, (ver figura 3.31).



Figura 3.31 Probeta a 45° sujeta a tracción.

A continuación se muestran las diferentes fallas que presentaron las probetas con cortes a 45°, (ver figura 3.32)

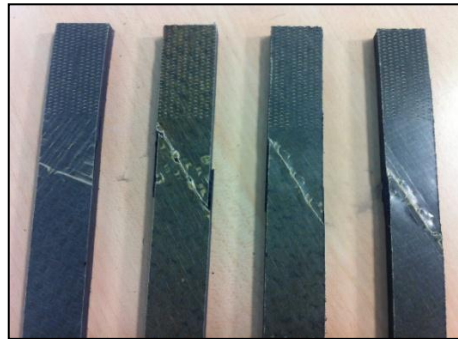


Figura 3.32 Falla en probetas a 45°.

3.6.4. Modos de falla

Todos los materiales tienen alguna forma característica de falla, los compuestos no son la excepción, es por ello que la norma D3039/ D3039M, describe los códigos y los modos de falla más comunes, que esta señala, y que aquí se presenta para mayor comprensión, (ver figura 3.33).

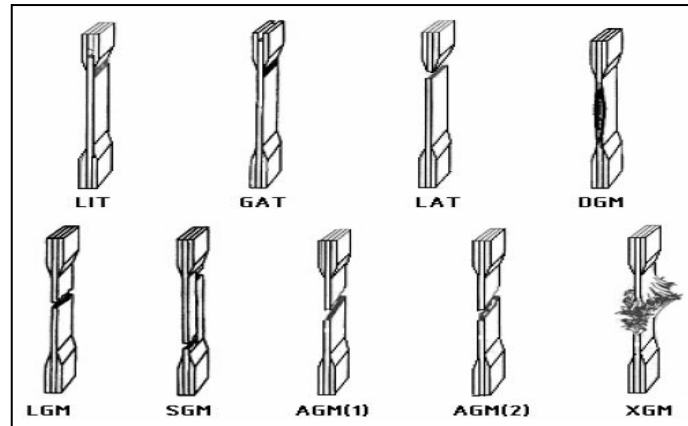


Figura 3.33 Código de los modos de falla típicos ^[43].

Debido a que cuando se realizan las pruebas para cada una de las probetas pueden tener un tipo de falla particular, (ver tabla 3.3).

Tabla 3.3 Código de los modos de falla ^[43].

Primer carácter		Segundo carácter		Tercer carácter	
Tipo de falla	Letra	Área de falla	Letra	Localización de falla	Letra
Angular	A	Dentro de la mordaza	I	Parte inferior	B
Delaminación en el borde	D	< 1 ancho a partir de la mordaza	W	Parte superior	T
En la mordaza	G	En la mordaza	A	Izquierda	L
Lateral	L	En la longitud calibrada	G	Derecha	R
Multi-modo	M(xyz)	Áreas múltiples	M	En medio	M
A lo largo	S	Varias	V	Varios	V
Explosiva	X	Desconocida	U	Desconocida	U
Otra	O				

3.7. Diseño estructural del perfil a estudiar

En esta sección se consideró analizar una pieza estructural ubicada en la sección del cuerpo del avión (fuselaje), que está construida unitariamente de aluminio, es por eso que re

quiere hacer la comparación entre aluminio normalizado 6061 y material compuesto de fibra de carbono y resina epóxica.

Para esto se elaboraron una serie de pruebas de tensión utilizando probetas normalizadas, ya que es necesario validar y certificar el proceso, para asegurar los valores obtenidos en la estructura. En relación con las pruebas anteriores a tracción con los diferentes cortes de 90° , 0° y 45° nos sirvió como referencia para tener una mejor visualización en cuestión de la dirección y orientación de las fibras para una mayor resistencia a tracción.

El siguiente paso es simular la estructura en forma de costilla de un fuselaje de una aeronave comercial privado, en la siguiente figura 3.34, se observa el interior de un fuselaje de una aeronave.



Figura 3.34 Interior de un fuselaje de un avión privado.

Utilizando software Catia V5, podemos observar la estructura interna de un fuselaje y observando más ampliamente la ubicación exacta de la estructura a estudiar, (ver figura 3.35).

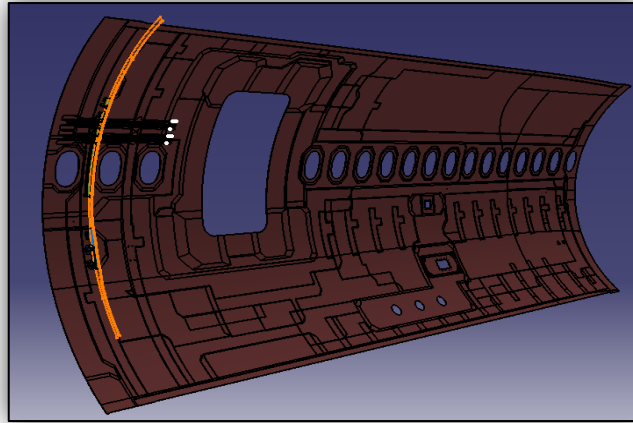


Figura 3.35 Localización del perfil a realizar.

Dejando solo la estructura a estudiar, en la figura 3.36, se puede apreciar de una mejor manera el diseño real que tiene una costilla de un fuselaje, y podemos observar que el diseño no es uniforme, cuenta con algunas diferentes dimensiones de áreas, a lo largo de su longitud.

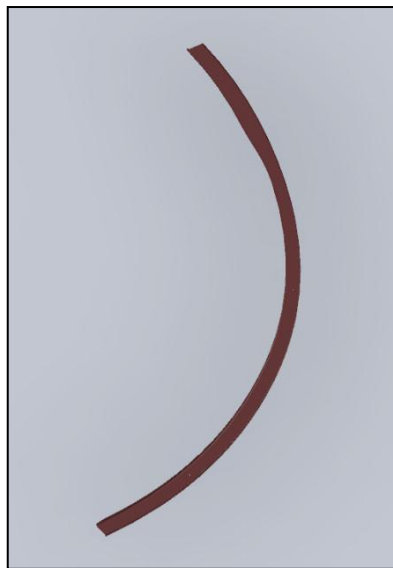


Figura 3.36 Perfil de una costilla de una aeronave.

Es importante mencionar, que la estructura se simplificó el modelo original eliminando una serie de secciones que hacían que tuviera irregularidad el perfil y se ajustó de acuerdo a un

modelo escalado y ajustado a las dimensiones de las placas de aluminio 6061 T6 normalizado y otra de material compuesto.

En las siguientes figuras 3.37 y 3.38 podemos observar el diseño de la costilla de aluminio, con las dimensiones acotadas y ajustadas para su previo estudio.

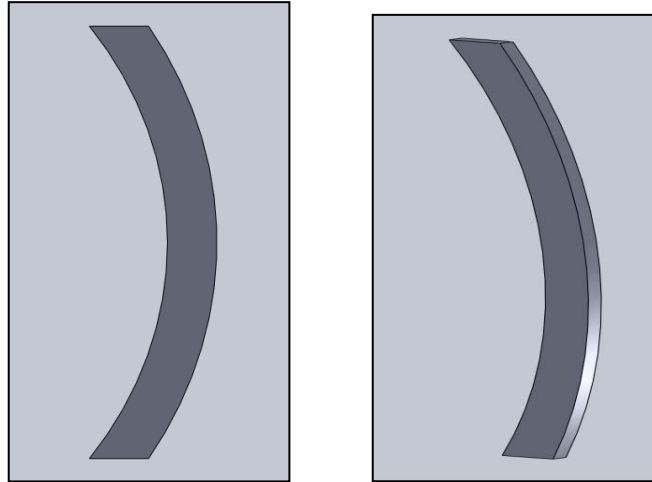


Figura 3.37 Perfil de aluminio 6061 a maquinar.

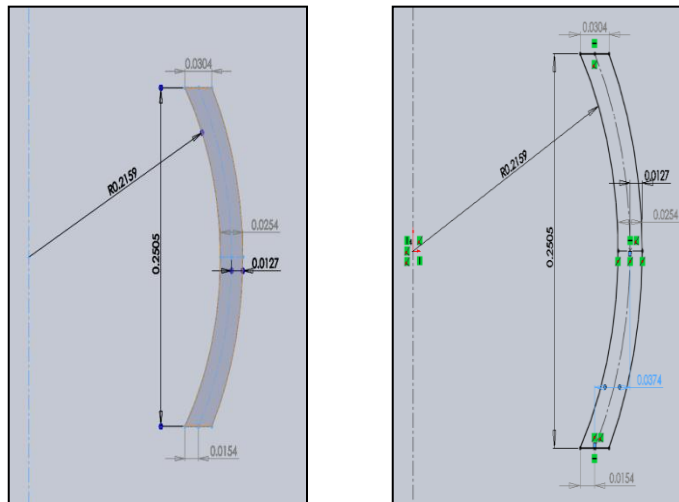


Figura 3.38 Costilla con dimensiones.

Las dimensiones de las costillas son: espesor 0.006 m, ancho de 0.0304 m y altura de 0.2550 m. a una escala de 1:11.97, se tomó como referencia para escalar la costilla con las dimensiones dadas en los fuselajes de aviones comercias como se observa en la sección 2.12.1.

3.7.1. Maquinado de la costilla de aluminio 6061 T6

El maquinado de la costilla de aluminio se realizó con un cortador de carburo de $\frac{1}{4}$ in de diámetro, $1\frac{1}{2}$ in de largo y $\frac{3}{4}$ flute, (ver figura 3.39), con ayuda de la máquina CNC Haas de 3 ejes, (ver figura 3.40).



Figura 3.39 Cortador de carburo de $\frac{1}{4}$ in de diámetro.



Figura 3.40. Maquinado de costilla de aluminio en CNC Haas de 3 ejes.

Una vez maquinada la pieza de aluminio se sometió a tracción, con ayuda de la máquina universal de ensayos.

En la figura 3.41 podemos observar el acabado de la costilla de aluminio 6061 T6, con las dimensiones escaladas.



Figura 3.41 Costilla de aluminio 6061 T6.

3.7.2. Maquinado de la costilla de material compuesto

De igual forma se procedió a cortar la costilla de material compuesto, para eso se requirió primero maquinar la costilla de aluminio para que sirviera de guía a la hora del corte del material compuesto.

Para dicho corte se utilizó una sierra caladora de 1 velocidad de 3000 cpm (ciclos por minuto), potencia de 400 watt. (Ver figura 3.42).



Figura 3.42 Sierra caladora.

En la figura 3.43 observamos la costilla de compuesto, cortada con la sierra caladora y con ayuda de la costilla de aluminio, utilizándola como guía.



Figura 3.43 Costilla de material compuesto.

Por último se muestran las dos costillas terminadas para ser sometidas a tensión con la máquina universal de ensayos, (ver figura 3.44 y 3.45).



Figura 3.44 Costilla de aluminio y compuesto.



Figura 3.45 Costillas a caracterizar.

3.8. Pruebas de tensión para costilla de Aluminio

Posteriormente se realizaron las pruebas de tensión para cada uno de los materiales, la primera prueba se inició con costilla de aluminio para ser sometida a tensión, (ver figura 3.46).

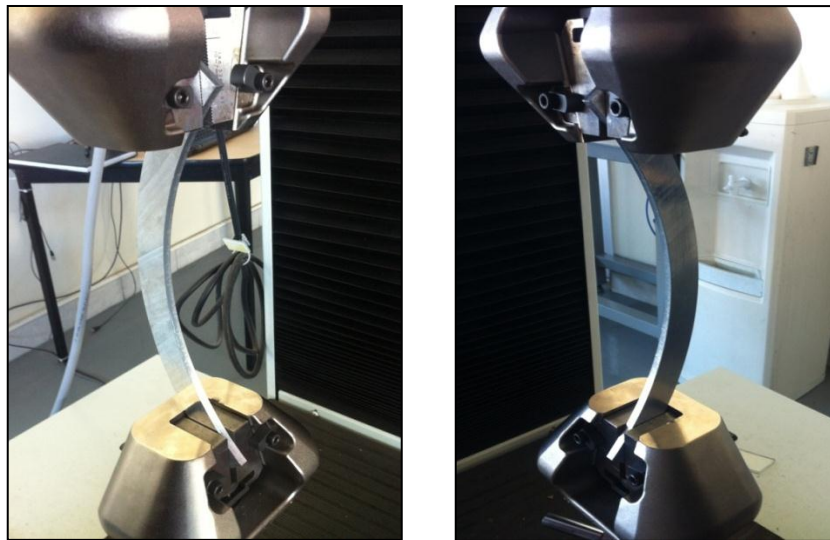


Figura 3.46 Costilla sujeta a tensión.

Una vez montada el perfil de aluminio en la máquina de tensión, se inició con la prueba y se fue observando cómo se fue deformando muy lentamente la costilla y perdía el diseño original, (ver figura 3.47).

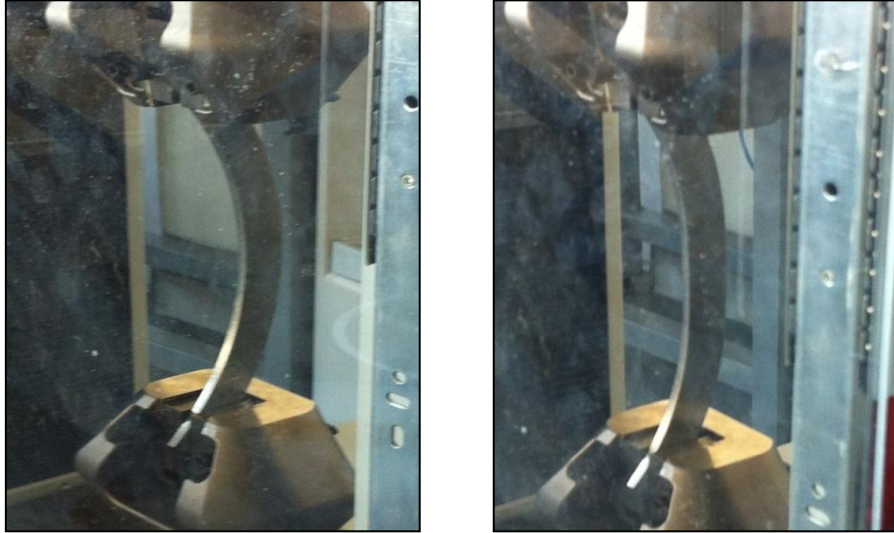


Figura 3.47 Deformación del perfil de aluminio, a tensión.

Conforme la carga iba en a aumento, la costilla iba sufriendo un constante alargamiento, en la siguiente figura podemos observar, la deformación que se iba presentando durante la prueba el perfil, (ver figura 3.48).



Figura 3.48 Costillas deformadas.

Finalmente la costilla tronó en la parte inferior y sufrió una deformación, haciendo un cuello de botella en la parte media de la costilla; en la siguiente figura 3.49 se puede observar, donde fue el punto de ruptura.



Figura 3.49 Zona de ruptura en la costilla.

De igual forma la costilla, se observa el cuello de botella que se presentó en la zona media de la costilla. (Ver figura 3.50).



Figura 3.50 Cuello de botella, en la costilla de aluminio.

3.9. Pruebas de tensión para costilla de Compuesto

De igual forma se procedió a someter a tensión la costilla del material compuesto, en la siguiente figura 3.51 se puede observar la costilla de compuesto sujeta en la máquina de tensión.

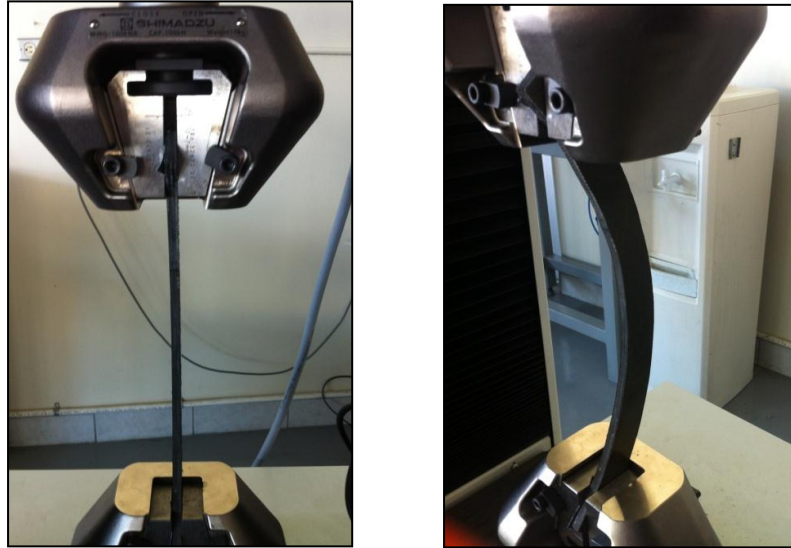


Figura 3.51 Costilla de compuesto a tensión.

El tipo de falla que sufrió la costilla de compuesto fue en la parte media, la falla fue en forma de 45°, en la figuras 3.52, 3.53 y 3.54 se muestran exactamente el área dañada por la prueba de tensión en la costilla de material compuesto.

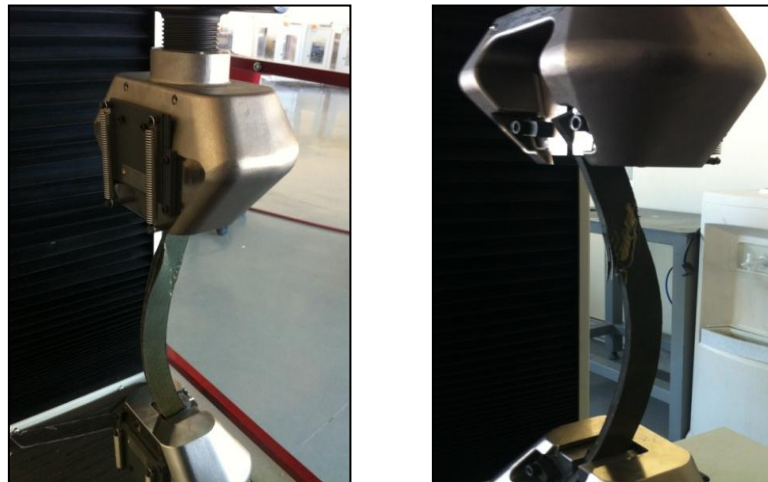


Figura 3.52 Costilla de compuesto, sometida a tensión.



Figura 3.53 Ruptura a 45°.



Figura 3.54 Costilla fracturada, zona de daño.

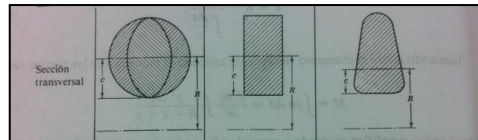
3.10. Cálculos de Esfuerzos y deformaciones, para la costilla de aluminio

Una vez sometida al ensayo de tracción se procedió a realizar los cálculos necesarios para la determinación del esfuerzo sufrido en la costilla, para ello se realizó un estudio bibliográfico donde se encontró que considera un factor de correlación K para obtener el esfuerzo máximo para vigas de secciones curvas.

En la práctica lo más simple es la determinación de los esfuerzos aplicando los resultados de los estudios realizados por Wilson y Quereau, quienes calcularon los esfuerzos en las fibras externas en vigas curvas de diversas formas de sección recta y varios valores de la curvatura relativa, apegándose a la teoría de las vigas curvas y con la fórmula común de la flexión de vigas rectas. Comparando resultados se determinaron los valores de un factor de corrección K por el que se deben multiplicar los esfuerzos calculados mediante la fórmula de la flexión en barras rectas, para obtener los esfuerzos reales en las vigas curvas. Por consiguiente, el esfuerzo en las fibras extremas en las vigas curvas se puede calcular mediante la expresión:

$$\sigma = K \frac{Mc}{I} \quad 3.1$$

Los valores de K dependen de R/c , siendo R el radio de curvatura de la línea de centros de la viga curva, y c la ordenada respecto al centro de gravedad de la fibra interior. Para valores de R/c mayores de 20, los valores de K se aproximan a la unidad y, por tanto, en barras de poca curvatura se puede aplicar directamente la fórmula de flexión de barras rectas, sin error apreciable.^[50]



R/c	Círculo o elipse		Rectángulo		Otras secciones (valores medios)			
	Interior	Exterior	Interior	Exterior	Interior	Exterior		
1.2	3.41	0.54	2.89	0.57	Si la sección es asimétrica R/c se refiere a la fibra interior			
1.4	2.40	0.60	2.13	0.63				
1.6	1.96	0.65	1.79	0.67				
1.8	1.75	0.68	1.63	0.70				
2.0	1.62	0.71	1.52	0.73			1.63	0.74
3.0	1.33	0.79	1.30	0.81			1.36	0.81
4.0	1.23	0.84	1.20	0.85			1.25	0.86
6.0	1.14	0.89	1.12	0.90			1.16	0.90
8.0	1.10	0.91	1.09	0.92			1.12	0.93
10.0	1.08	0.93	1.07	0.94			1.10	0.94
20.0	1.03	0.97	1.04	0.96	1.05	0.95		

Figura 3.55 Factores de corrección K para vigas curvas. ^[50]

En el caso general de cargas transversales que no actúan en el plano de curvatura de la viga, es decir, cuando **no** se trata de flexión pura, el sistema de fuerzas en una sección determinada se reduce a una resultante R aplicada en el centro de gravedad de la sección y a un momento flexionante M . Éste es igual, como siempre, a la suma de los momentos de las fuerzas que actúan a un lado de la sección, respecto de su centro de gravedad, y los esfuerzos normales de flexión, producidos por ese momento, se calculan como si se tratase de flexión pura.

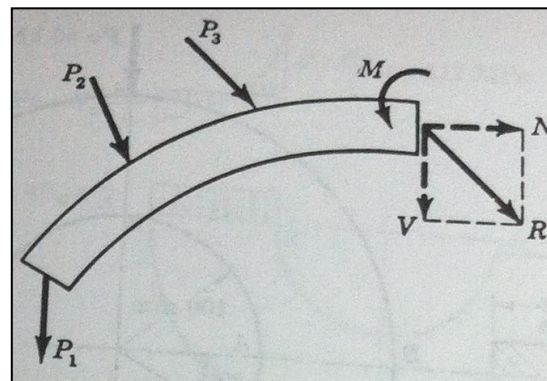


Figura 3.56 Reducción de las fuerzas aplicadas, a su resultante. ^[50]

La fuerza R se descompone en una fuerza cortante V en el plano de la sección, y una fuerza normal N perpendicular a aquél. La fuerza N produce esfuerzos de tensión o compresión uniformemente distribuidos (por estar aplicando en el centro de gravedad), de módulo $\sigma = N/A$ el esfuerzo normal total se obtiene por suposición de éste esfuerzo uniforme

y de los esfuerzos de flexión. El esfuerzo cortante que produce V viene dado, como en el caso de las vigas rectas. ^[50]

Una vez estudiado éste punto se procedio a realizar los cálculos para la obtención del esfuerzo máximo en la costilla, la cual se realizó con una carga maxima de 37.73 kN.

- **Obtención de Momento.**

$$M = P \cdot d \quad 3.2$$

$$M = 37.73 \text{ kN} (0.0375 \text{ m})$$

$$M = 1.41 \text{ kN} \cdot \text{m}$$

- **Momento polar de inercia.**

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad 3.3$$

$$I = \frac{(0.006\text{m})(0.025\text{m})^3}{12} = 8.19 \times 10^{-9} \text{m}^4$$

- **Centroide.**

$$C = \frac{h}{2} \quad 3.4$$

$$C = \frac{0.025}{2} = 0.0125$$

Los valores de K dependen de R/c , siendo R el radio de curvatura de la linea de centros de la viga curva, y c la ordenada respecto al centro de gravedad de la fibra interior; por lo tanto la reacion R/c es:

$$\frac{0.2286 \text{ m}}{0.0127 \text{ m}} = 18$$

Lo que prosigue es revisar la tabla 3.4 del factor de corrección K , en la sección transversar del rectangulo, en la columna de radio interior. Por lo que, para un valor de 18, se tiene que interpolar para obtener el valor mas exacto.

Tabla 3.4 Interpolacion para obtener el factor de corrección.

R/c	Rectángulo <i>Interior</i>
10	1.07
18	1.046
20	1.04

- **Obtención de esfuerzo.**

$$\sigma = K \frac{Mc}{I}$$

Deacuerdo a la tabla de Factores de corrección K para vigas curvas, se consideró un factor $K = 1.046$

$$\sigma = 1.046 \left[\frac{(1.41 \text{ kN} \cdot \text{M})(0.0127\text{m})}{8.19 \times 10^{-9}\text{m}^4} \right] = \mathbf{2.29 \text{ GPa}}$$

$$\therefore \sigma = \mathbf{3 \text{ GPa}}$$

- **Obtención de deformación**

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

3.5

$$\varepsilon = \frac{3 \times 10^9 \text{ Pa}}{70 \times 10^9 \text{ Pa}} = 42.857 \times 10^{-3} \therefore \mathbf{0.042857}$$

Donde el esfuerzo máximo es de $\mathbf{3 \times 10^9 \text{ Pa}}$.

3.10.1. Simulación de MEF para prueba de tensión de aluminio

Se realizó una simulación utilizando el programa de elemento finito, por medio del programa ANSYS, donde se realizó un comparativo entre los comportamientos entre el material compuesto y aluminio 6061 T6.

En la siguiente figura 3.57 se observa la estructura de la costilla, simulada en el software ANSYS, en donde el área inferior se encuentra empotrada, simulando las mordazas de la prensa universal de ensayo, y en la parte superior se muestra la carga aplicada sometida a tensión.

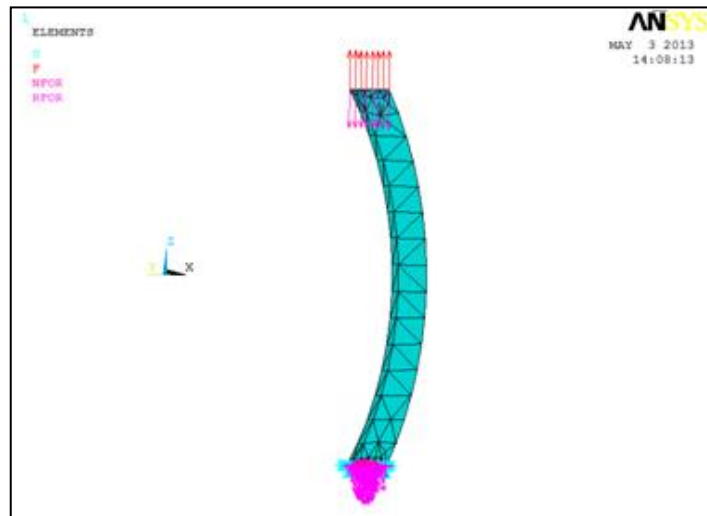


Figura 3.57 Simulación de costilla de aluminio 6061 con malla y carga aplicada.

De igual forma se presentó la simulación de la costilla de aluminio, sometida a tensión con una carga aplicada de 37.73 kN, lo cual originó un esfuerzo máximo de 2.89 GPa e indicando así el área donde se tiene la mayor parte de concentración de los esfuerzos (ver figura 3.58).

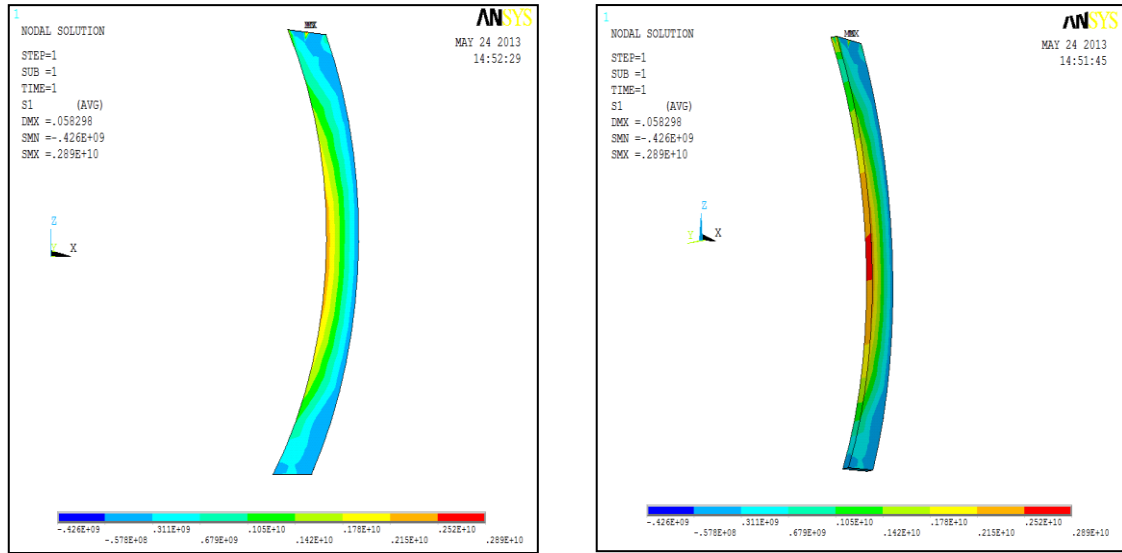


Figura 3.58 Resultados de esfuerzos con una carga de 37.73 kN.

En la figura 3.59 muestra la deformación de 0.044169 que presentó con la costilla al someterla a tensión, de igual forma se observa el área donde se encuentra la máxima concentración de deformaciones.

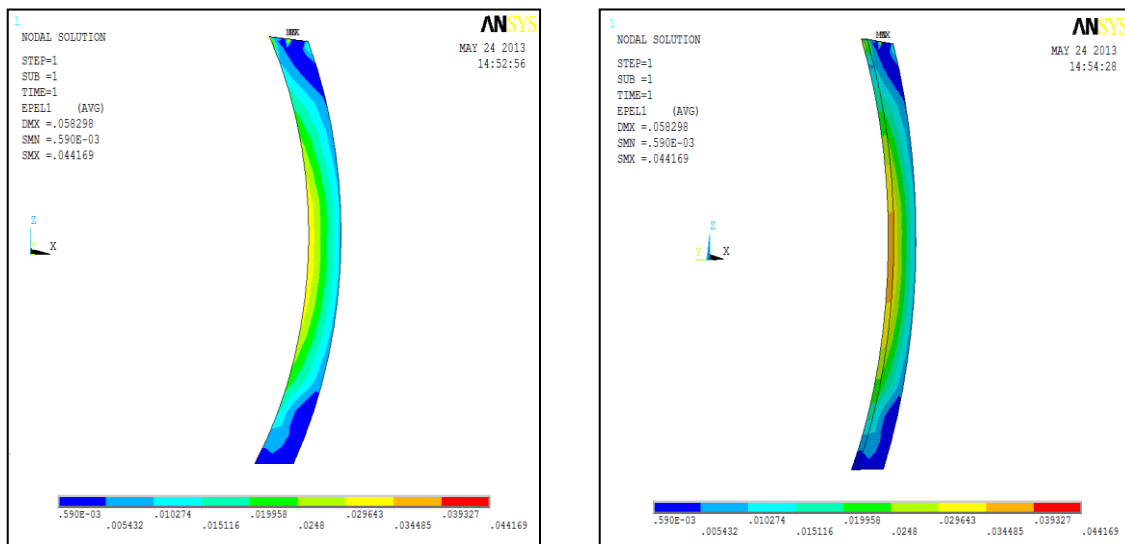


Figura 3.59 Resultados de deformaciones con una carga de 37.73 kN.

3.11. Cálculos de Esfuerzos y deformaciones, para la costilla de compuesto

De igual forma, los cálculos para el perfil de compuesto se realizaron de la misma manera solo que con una carga de 4.33 kN como máxima, donde el momento fue de:

- **Obtención de Momento.**

$$M = P \cdot d$$

$$M = 4.33 \text{ kN} (0.0375 \text{ m})$$

$$M = 162.37 \text{ N} \cdot \text{m}$$

- **Obtención de esfuerzo.**

El esfuerzo también se obtuvo considerando el factor $K=1.046$ para vigas curvas, donde el esfuerzo fue de:

$$\sigma = 1.046 \left[\frac{(162.37 \text{ N} \cdot \text{M})(0.0127 \text{ m})}{8.19 \times 10^{-9} \text{ m}^4} \right] = 263.365 \text{ MPa}$$

- **Obtención de deformación.**

Para la obtención de la deformación unitaria, se consideró el módulo de elasticidad de 9.3305 GPa, con orientación a 90°.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

$$\varepsilon = \frac{263.365 \times 10^6 \text{ Pa}}{9.3305 \times 10^9 \text{ Pa}} = 28.2262 \times 10^{-3} \therefore 0.0282262$$

Donde el esfuerzo máximo es de **263.365 MPa**.

3.11.1. Simulación de MEF para prueba de tensión de compuesto

De la misma manera, se realizó una simulación con el software ANSYS, solo que esta vez se utilizó material compuesto ortogonal simétrico balanceado, a continuación podemos

observar la costilla de compuesto, empotrada del área inferior, y en la parte superior con una carga aplicada de 4.33 kN, y un enfuerzo máximo de 296 a 336 GPa, (ver figura 3.60 y 3.61).

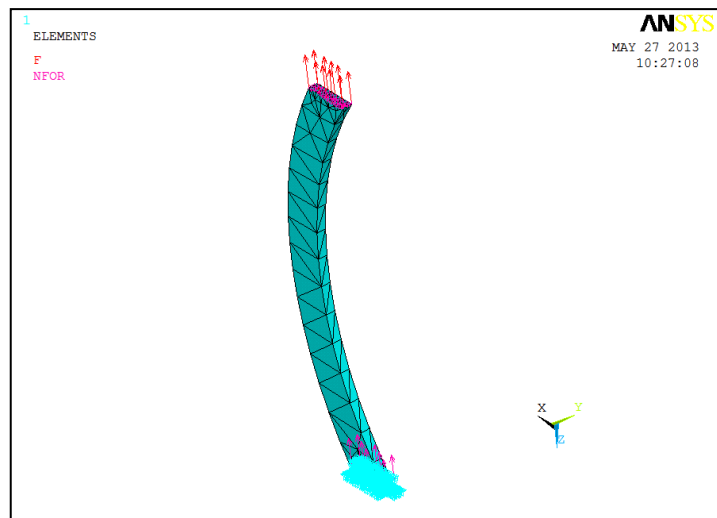


Figura 3.60 Costilla de compuesto simulada en ANSYS empotrada y sometida a tensión.

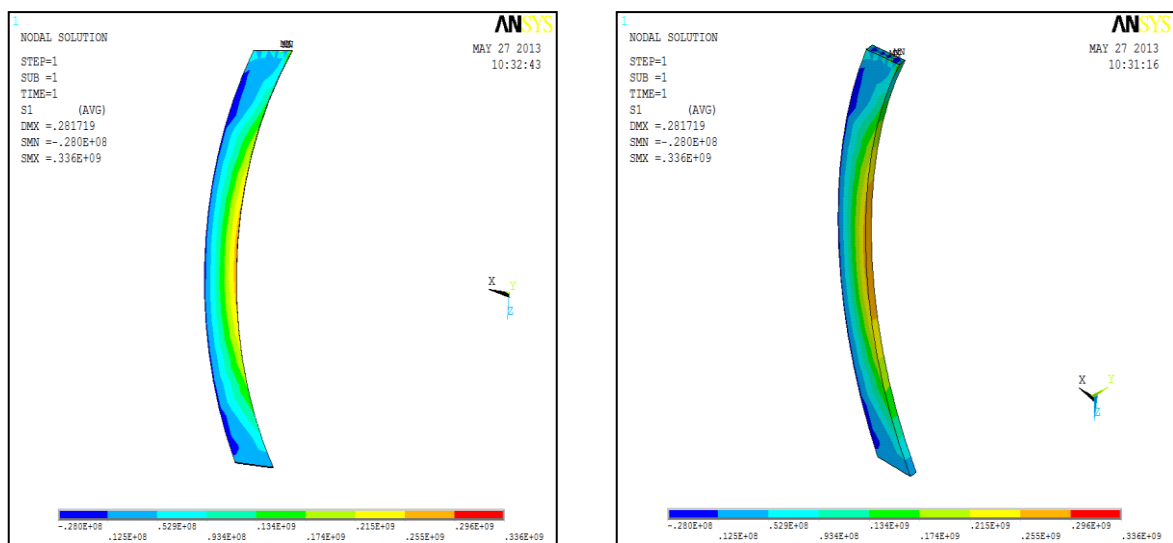


Figura 3.61 Resultados de esfuerzos con una carga de 4.33 kN.

En la figura 3.62 muestra la deformación presentada con una carga de 4.33 Kn sometida a tensión, como se puede observar en la parte de la curvatura media es donde se concentra la mayor parte de la deformación con un valor máximo de 0.20594.

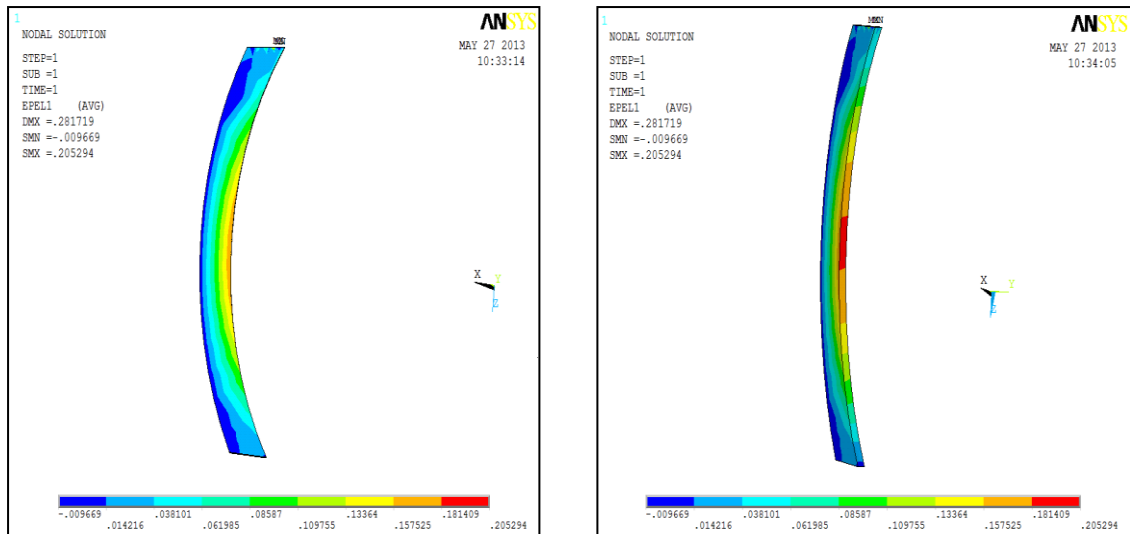


Figura 3.62 Resultados de deformaciones con una carga de 4.33 kN.

Como pudimos observar las pruebas de tensión y cálculos para ambos materiales fueron muy semejantes con la simulación por medio de MEF, de ambos materiales y de igual forma se observa la deformación presentada en cada sección de la costilla de los dos materiales.

3.12. Equipo necesario para pegado de galgas extensiométricas

Después se procedió a realizar un análisis comparativo entre los dos materiales de estudio por medio de una prueba de flexión, para ello se realizaron los procedimientos: de cálculo, simulación MEF y prueba física por medio de galgas extensiométricas. Enseguida se muestra el procedimiento iniciando con el método de galgas, luego el cálculo y por último la simulación

Galgas Extensiométricas

Pegado de galgas extensiométricas, utilizando $\frac{1}{4}$ de puente de Wheatstone; El material que se utilizó en el pegado de las galgas extensiométrica es el siguiente:

1. Galga tipo EA-06-250 AF-120
2. Almohadilla

3. Desengrasante en aerosol
4. Lija 300
5. Acondicionador
6. Neutralizador
7. Catalizador
8. Solvente
9. Pegamento Loctite
10. Pinzas
11. Pieza de vidrio
12. Tape cristalino
13. Gasas

En la figura 3.63 se observa el equipo que se utilizó para dicha prueba.



Figura 3.63 Material Necesario para pegado de galgas extensiométricas.

Para la prueba con el equipo PXI de National Instrument, se utilizó una placa de aluminio y otra de material compuesto con las mismas dimensiones de $0.025 \times 0.305 \times 0.006$ m, donde se utilizó $\frac{1}{4}$ de puente de Wheatstone para la prueba de flexión con el equipo PXI de National Instrument, (ver figura 3.64 y 3.65).

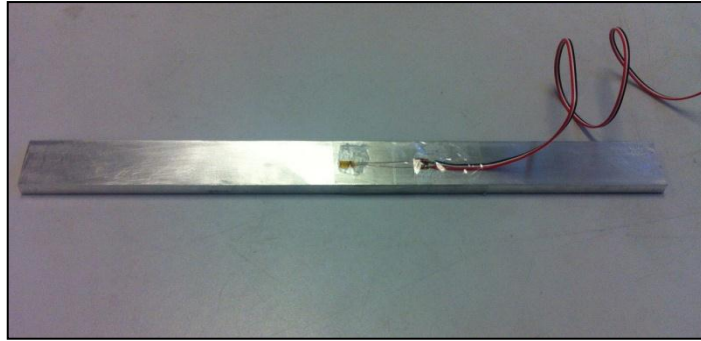


Figura 3.64 ¼ puente de Wheatstone, en aluminio 6061 T6.

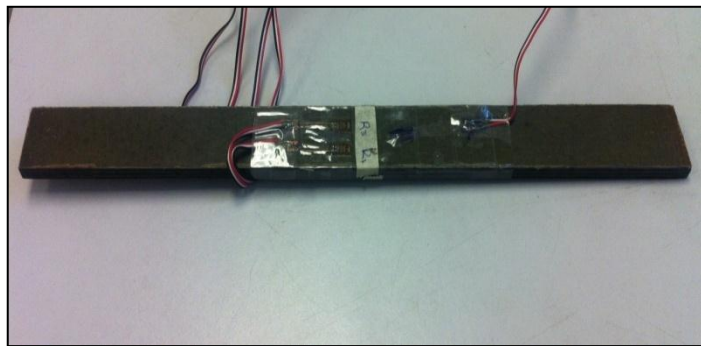


Figura 3.65 ¼ puente de Wheatstone, en compuesto.

3.13. Pruebas con equipo PXI de National Instrument para Aluminio 6061 T6

Se sometió a pruebas con el equipo PXI de National Instrument con una carga de 41.50 N para someterlo a flexión y analizar su comportamiento longitudinal.

3.13.1. Pruebas de flexión para aluminio

Se empotró la placa de aluminio en la celda de pruebas y se aplicó una carga de 41.50 N, (ver figura 3.66).

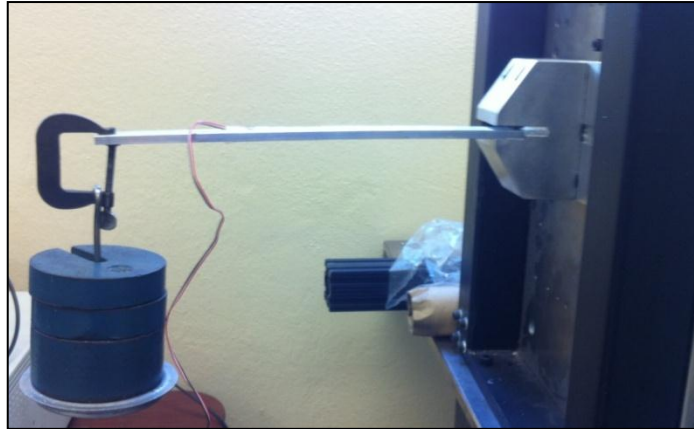


Figura 3.66 Aplicación de cargas en celda de pruebas para aluminio normalizado 6061 T6.

El empotramiento de la placa de prueba fue totalmente soportado con la mordaza y sujetado con 1 tornillo de ajuste. Una vez realizadas la instalación de la placa en la celda de pruebas y hacer la conexión en el equipo PXI de National Instrument se procedió a ingresar los parámetros en el software comercial de LabView, (ver figura 3.67).

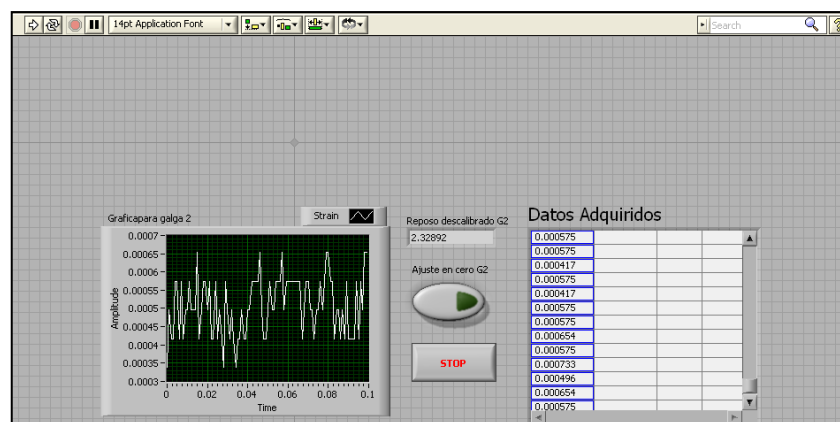


Figura 3.67 Panel frontal en LabView para obtención de deformaciones.

La tabla 3.5 muestra las deformaciones obtenidas a través del sistema PXI de National Instrument, las cuales son el promedio de un conjunto de muestras tomadas en el tiempo.

Tabla 3.5 Deformaciones obtenidas por del equipo PXI de National Instrument, para aluminio 6061 T6.

Deformaciones	0.000575	0.000417	0.000575	0.000654
0.000338	0.000496	0.000496	0.000575	0.000654
0.000496	0.000575	0.000496	0.000575	0.000575
0.000417	0.000417	0.000575	0.000575	0.000417
0.000417	0.000575	0.000575	0.000575	0.000496
0.000575	0.000417	0.000575	0.000575	0.000496
0.000575	0.000496	0.000654	0.000575	0.000417
0.000417	0.000417	0.000496	0.000417	0.000496
0.000575	0.000338	0.000417	0.000496	0.000417
0.000417	0.000575	0.000417	0.000575	0.000575
0.000496	0.000496	0.000496	0.000575	0.000417
0.000496	0.000417	0.000575	0.000496	0.000417
0.000575	0.000496	0.000496	0.000496	0.000417
0.000496	0.000417	0.000496	0.000417	0.000417
0.000496	0.000338	0.000575	0.000496	0.000575
0.000496	0.000417	0.000575	0.000496	0.000417
0.000654	0.000417	0.000575	0.000575	0.000575
0.000417	0.000496	0.000654	0.000496	0.000496
0.000496	0.000417	0.000496	0.000575	0.000654
0.000575				0.000654
				0.00050785 Promedio (ϵ)

El material y equipo utilizado para esta prueba fue el siguiente:

1. Placa instrumentada con galgas extensiométricas
2. Celda de pruebas
3. Soporte de pesas
4. Pesas de 4 kg
5. Prensa en C
6. Módulo de adquisición de datos PXI de National Instrument

3.13.2. Cálculo de deformaciones sufridas en la placa de prueba de aluminio

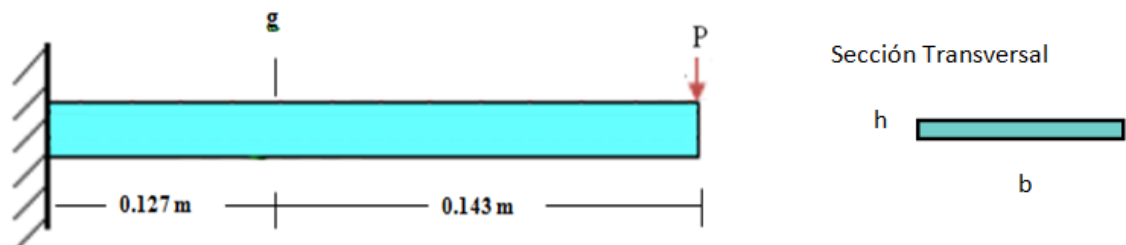


Figura 3.68 Viga en voladizo de aluminio.

Sección transversal

$$h=0.006 \text{ m}$$

$$b=0.025 \text{ m}$$

Módulo de elasticidad Aluminio 6061

$$E=70 \text{ GPa}$$

Relación de Poisson=0.33

Centroide

$$C = \frac{h}{2}$$

$$C = \frac{0.006 \text{ m}}{2} = 0.003 \text{ m}$$

Momento polar de inercia

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(0.025\text{m}) \cdot (0.006\text{m})^3}{12} = 4.5 \times 10^{-10} \text{ m}^4$$

Peso del gancho=0.155kg

Peso de la prensa en C=0.085kg

Pesa de 4kg

Peso total (**P**)=4.24 kg

$$P = 4.24 \text{ kg} \cdot (9.81 \text{ m/seg}^2) = 41.50 \text{ kgm/seg}^2$$

$$P = 41.50 \text{ N}$$

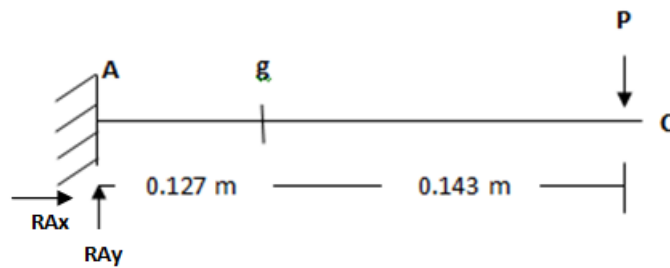


Figura 3.69 Diagrama de cuerpo libre.

$$\rightarrow + \sum F_x = 0$$

$$RAx = 0$$

$$\uparrow + \sum F_y = 0$$

$$RAy - 41.50 \text{ N} = 0$$

$$RAy = 41.50 \text{ N}$$

Para determinar el momento que se está presentando en la sección “g” se puede obtener haciendo sumatoria de momentos.

Obtención de momentos

$$\sum Mg = 0$$

$$MA - RAy(0.127m) - 41.50N(0.143m) = 0$$

$$MA - 41.50N(0.127m) - 41.50N(0.143m) = 0$$

$$MA - 5.27N \cdot m - 5.93N \cdot m = 0$$

$$MA = 5.27N \cdot m + 5.93N \cdot m$$

$$MA = 11.2 N \cdot m$$

Obtención de esfuerzos

$$\sigma_A = \frac{MC}{I}$$

$$\sigma_A = \frac{(11.2N \cdot m)(0.003m)}{4.5 \times 10^{-10} m^4} = 74.66 MPa$$

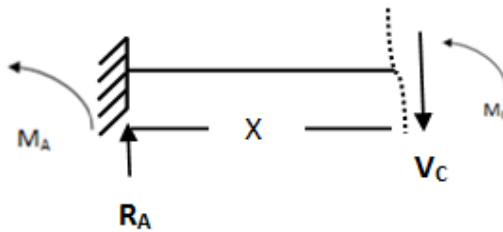


Figura 3.70 Diagrama de corte.

$$+\uparrow \sum Fc = 0$$

$$RAy - VC = 0$$

$$41.50N - VC = 0$$

$$41.50 N = VC$$

$$+ \sum Mg = 0$$

$$MA - RAy(X) + Mg = 0$$

$$11.2N \cdot m - 41.50N(X) + Mg = 0$$

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(x)$$

Sustituyendo 0.127m en (x)

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(x)$$

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(0.127m)$$

$$Mg = -5.92 N \cdot m \therefore 5.92 N \cdot m$$

$$\sigma g = \frac{MC}{I}$$

$$\sigma g = \frac{(5.92N \cdot m)(0.003m)}{4.5 \times 10^{-10} m^4} = 39.46 MPa$$

Obtención de deformación

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

$$\varepsilon A = \frac{74.66 \times 10^6 Pa}{70 \times 10^9 Pa} = 1.06 \times 10^{-3}$$

$$\varepsilon g = \frac{39.46 \times 10^6 Pa}{70 \times 10^9 Pa} = 5.63 \times 10^{-4}$$

3.13.2.1. Simulación de MEF para esfuerzo y deformación

Una vez obtenidos los resultados calculados de las deformaciones de la placa de prueba se procedió a realizar el análisis numérico a través del programa ANSYS, el procedimiento para la obtención de la deformación fue modelar la placa de tal forma que nuestras restricciones fueran muy similares a las reales, para ello se crearon áreas en las que se simula las superficies de contacto para el empotramiento y la aplicación de la carga se realizaron en las zonas de contacto con el soporte de las pesas utilizadas, (ver figura 3.71).

Esfuerzo y deformación $4.24 kg = 41.50 N$

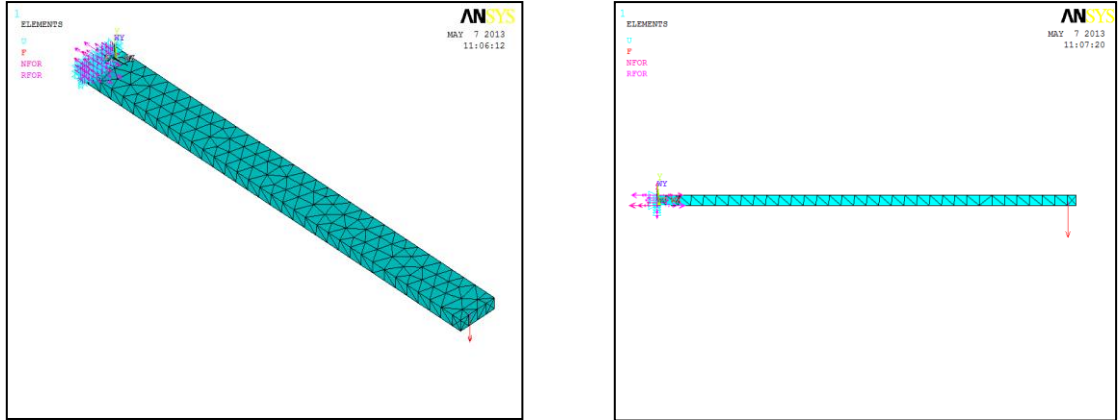


Figura 3.71 Simulación de la placa de aluminio 6061 T6 con carga aplicada y mallada.

En la figura 3.72 muestra la simulación de los esfuerzos presentados con la carga aplicada de 41.50 N, se puede observar el área de empotramiento es donde se encuentra el esfuerzo máximo presentado.

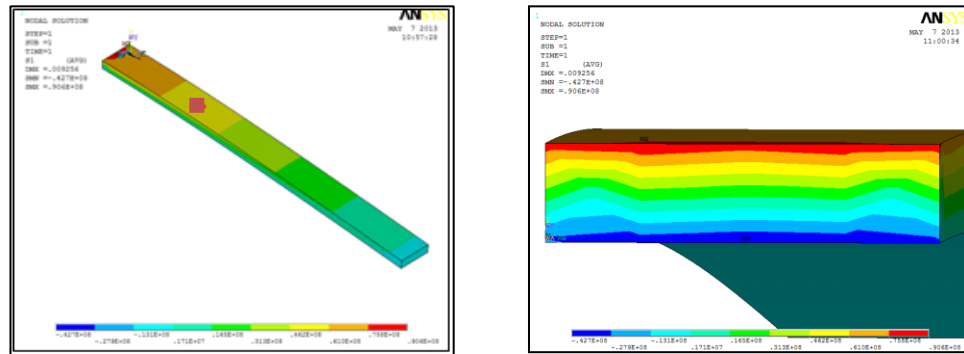


Figura 3.72 Simulación de esfuerzos.

Para poder determinar exactamente el esfuerzo en la sección donde fue colocada nuestra galga extensiométrica, se localizó el nodo de dicha sección, siendo el número de nodo 1084, como podemos observar en la figura 3.73, muestra en número de nodo y el esfuerzo presentado en la sección de la galga extensiométrica, que es de 0.40539.

```

***** POST1 NODAL STRESS LISTING *****
PowerGraphics Is Currently Enabled
LOAD STEP= 0 SUBSTEP= 1
TIME= 1.0000 LOAD CASE= 0
NODAL RESULTS ARE FOR MATERIAL 1

```

NODE	S1	S2	S3	SINT	SEQW
1067	0.738777E+08	0.18074E+08	-0.32292E+07	0.77606E+08	0.71570E+08
1068	0.73467E+08	0.98066E+07	-0.51842E+07	0.78651E+08	0.72331E+08
1069	0.26123E+06	0.16254E+06	0.92268E+06	0.11839E+07	0.11378E+07
1070	0.16878E+06	33993.	-0.85148E+06	0.18283E+07	0.95999E+06
1071	0.70435E+08	0.30630E+07	0.17369E+06	0.70261E+08	0.68862E+08
1072	0.68287E+08	0.12861E+07	43561.	0.68243E+08	0.67630E+08
1073	0.66254E+08	0.41790E+06	12367.	0.66242E+08	0.66040E+08
1074	0.64212E+08	0.27458E+06	0.17405E+06	0.64038E+08	0.63988E+08
1075	0.61964E+08	85633.	18997.	0.61945E+08	0.61912E+08
1076	0.59730E+08	7836.2	-35584.	0.59765E+08	0.59744E+08
1077	0.57168E+08	33105.	-19705.	0.57188E+08	0.57162E+08
1078	0.54879E+08	58104.	19121.	0.54860E+08	0.54841E+08
1079	0.52292E+08	85363.	-28507.	0.52305E+08	0.52264E+08
1080	0.50047E+08	38037.	-31596.	0.50079E+08	0.50044E+08
1081	0.48024E+08	0.18566E+06	59009.	0.47955E+08	0.47942E+08
1082	0.45708E+08	74846.	53708.	0.45654E+08	0.45633E+08
1083	0.43319E+08	89006.	49846.	0.43269E+08	0.43249E+08
1084	0.40624E+08	0.16240E+06	16556.	0.40624E+08	0.40624E+08
1085	0.38417E+08	54602.	16556.	0.38401E+08	0.38382E+08
1086	0.36348E+08	31518.	-21249.	0.36369E+08	0.36343E+08
1087	0.34046E+08	94294.	46523.	0.33999E+08	0.33975E+08
1088	0.31180E+08	66324.	2122.2	0.31178E+08	0.31146E+08
1089	0.28672E+08	77673.	-79825.	0.28752E+08	0.28673E+08
1090	0.26536E+08	49495.	-71705.	0.26607E+08	0.26547E+08
1091	0.24386E+08	63820.	-14244.	0.24400E+08	0.24361E+08
1092	0.22174E+08	0.20939E+06	-16344.	0.22190E+08	0.22078E+08
1093	0.20259E+08	24090.	0.13989E+06	0.20399E+08	0.20342E+08
1094	0.17981E+08	0.15108E+06	-3414.9	0.17984E+08	0.17907E+08
1095	0.15251E+08	0.12743E+06	32838.	0.15229E+08	0.15176E+08
1096	0.12623E+08	0.13010E+06	47167.	0.12596E+08	0.12535E+08
1097	0.10650E+08	-17594.	-65412.	0.10715E+08	0.10692E+08
1098	0.86977E+07	-23188.	-79217.	0.87769E+07	0.87491E+07
1099	0.65463E+07	-5029.0	-0.10620E+06	0.66525E+07	0.66025E+07

Figura 3.73 Lista de esfuerzos para la carga.

De igual manera para poder determinar la deformación presentada en la sección de la galga, se selecciono el mismo nodo 1084, para determinar la deformación exacta de la galga extensiométrica, (ver figura 3.74).

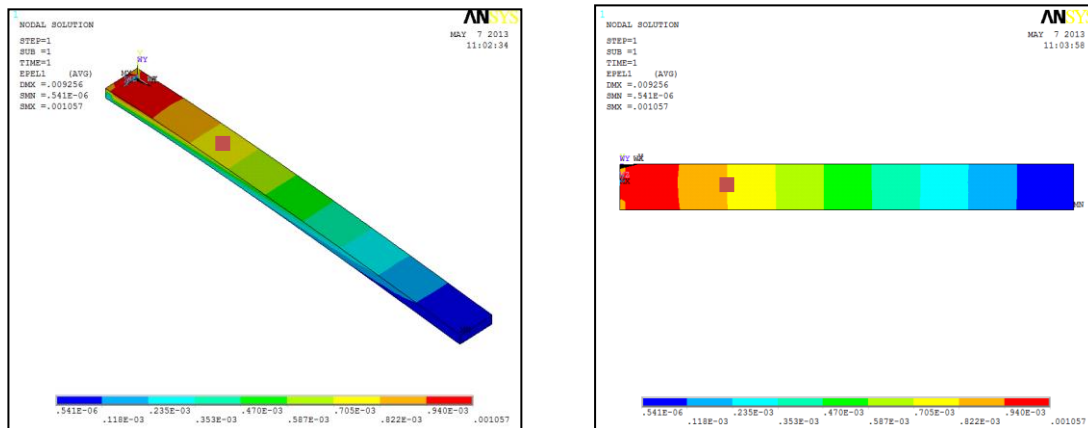


Figura 3.74 Resultado de deformaciones.

En la figura 3.75 muestra el número de nodo seleccionado y muestra la deformación presentada en ese número de nodo, el cual nos arrojo una deformación de 0.57916×10^{-3}

```

***** POST1 NODAL ELASTIC STRAIN LISTING *****
PowerGraphics is Currently Enabled
LOAD STEP= 0 SUBSTEP= 1
TIME= 1.0000 LOAD CASE= 0
NODAL RESULTS ARE FOR MATERIAL 1

```

NODE	EPEL1	EPEL2	EPEL3	EPELINT	EPELEQU
1067	0.18236E-02	0.18187E-03	0.45893E-03	0.14745E-02	0.18274E-02
1068	0.18277E-02	0.18181E-03	0.46664E-03	0.14944E-02	0.18404E-02
1069	0.73153E-05	0.54403E-05	0.15179E-04	0.22494E-04	0.17039E-04
1070	0.62650E-05	0.37041E-05	0.13128E-04	0.19385E-04	0.14463E-04
1071	0.99095E-03	0.28911E-03	0.34401E-03	0.13350E-02	0.98387E-03
1072	0.96926E-03	0.30376E-03	0.32736E-03	0.12966E-02	0.96616E-03
1073	0.94446E-03	0.30644E-03	0.31413E-03	0.12586E-02	0.94344E-03
1074	0.91520E-03	0.29611E-03	0.30152E-03	0.12167E-02	0.91413E-03
1075	0.88471E-03	0.29098E-03	0.29225E-03	0.11770E-02	0.88448E-03
1076	0.85341E-03	0.28130E-03	0.28213E-03	0.11355E-02	0.85350E-03
1077	0.81663E-03	0.26894E-03	0.26995E-03	0.10866E-02	0.81662E-03
1078	0.78362E-03	0.25798E-03	0.25872E-03	0.10423E-02	0.78347E-03
1079	0.74676E-03	0.24517E-03	0.24733E-03	0.99409E-03	0.74665E-03
1080	0.71493E-03	0.23525E-03	0.23657E-03	0.95150E-03	0.71494E-03
1081	0.68529E-03	0.22517E-03	0.22606E-03	0.91134E-03	0.68491E-03
1082	0.65227E-03	0.21438E-03	0.21516E-03	0.86743E-03	0.65194E-03
1083	0.61818E-03	0.20318E-03	0.20392E-03	0.82211E-03	0.61788E-03
1084	0.59256E-03	0.19229E-03	0.19206E-03	0.77452E-03	0.59216E-03
1085	0.54848E-03	0.18041E-03	0.18113E-03	0.72761E-03	0.54834E-03
1086	0.51921E-03	0.17000E-03	0.17181E-03	0.69402E-03	0.51921E-03
1087	0.48570E-03	0.15937E-03	0.16028E-03	0.64598E-03	0.48540E-03
1088	0.44511E-03	0.14605E-03	0.14727E-03	0.59238E-03	0.44499E-03
1089	0.40961E-03	0.13368E-03	0.13667E-03	0.54629E-03	0.40966E-03
1090	0.37918E-03	0.12405E-03	0.12635E-03	0.50654E-03	0.37931E-03
1091	0.34813E-03	0.11398E-03	0.11547E-03	0.46360E-03	0.34807E-03
1092	0.31586E-03	0.10146E-03	0.10575E-03	0.42161E-03	0.31551E-03
1093	0.29019E-03	0.95193E-04	0.97393E-04	0.38758E-03	0.29066E-03
1094	0.25617E-03	0.82592E-04	0.85528E-04	0.34170E-03	0.25591E-03
1095	0.21717E-03	0.70187E-04	0.72174E-04	0.28934E-03	0.21690E-03
1096	0.17950E-03	0.57874E-04	0.59450E-04	0.23895E-03	0.17922E-03
1097	0.15253E-03	0.50150E-04	0.51059E-04	0.20359E-03	0.15284E-03
1098	0.12474E-02	0.40961E-04	0.42026E-04	0.16676E-03	0.12515E-03

Figura 3.75 Lista de deformaciones para la galga, número de nodo 1084.

3.14. Pruebas con equipo PXI de National Instrument para material compuesto

De la misma manera se probó con el material compuesto, aplicando una carga de **41.50 N** para someterlo a flexión y analizar su comportamiento longitudinal, los cálculos para la obtención de los momentos y los esfuerzo fueron obtenidos de la misma manera, solo que para la deformación unitaria se consideró el módulo de elasticidad de 9.3305 GPa de las probetas con orientación a 90°.

3.14.1. Pruebas de flexión para compuesto

Se empotró la placa de compuesto en la celda de pruebas y se aplicó una carga de 41.50 N como se observa en la figura 3.76.

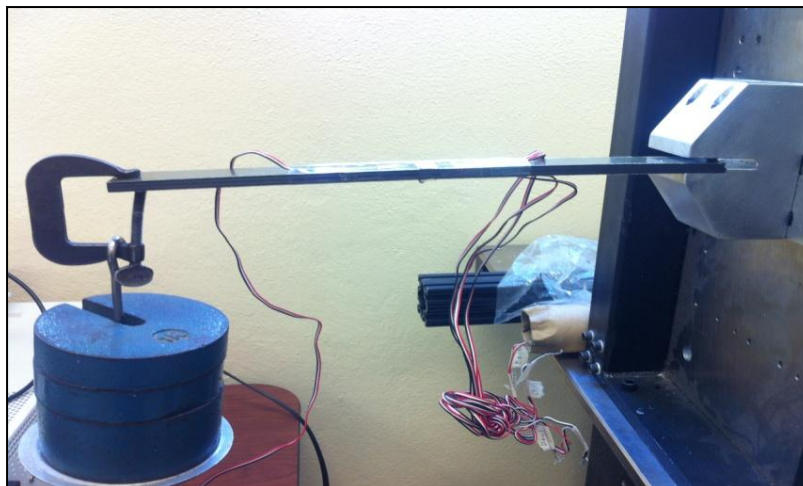


Figura 3.76 Aplicación de cargas en celda de pruebas para compuesto.

Tabla 3.6 Deformaciones obtenidas por del equipo PXI de National Instrument, para compuesto.

Deformaciones	0.004881	0.004039	0.004118	0.004118
	0.003496	0.003881	0.004039	0.004118
0.004396	0.003802	0.004039	0.004039	0.004118
0.004039	0.004118	0.004039	0.004118	0.004396
0.003396	0.003881	0.003396	0.003881	0.005396
0.004197	0.004039	0.003396	0.004396	0.004039
0.003596	0.004039	0.003881	0.004396	0.003881
0.003396	0.004039	0.003881	0.004039	0.004039
0.003802	0.003881	0.003396	0.004039	0.004039
0.004039	0.003396	0.003881	0.004039	0.003881
0.003881	0.003881	0.003881	0.003881	0.004039
0.005396	0.003396	0.004118	0.004396	0.003881
0.003956	0.003396	0.003881	0.004118	0.004039
0.003946	0.004039	0.004039	0.004039	0.004039
0.003966	0.003396	0.003881	0.004118	0.004396
0.003802	0.003881	0.004396	0.003396	0.004039
0.003596	0.004396	0.003881	0.004118	0.004399
0.003881	0.004396	0.004039	0.004039	0.004039
0.004802	0.004039	0.004396	0.004396	0.004396
0.003956	0.003881	0.004118	0.004396	0.003496
0.004039				0.003891
				0.0040149
				Promedio (ϵ)

De igual manera la placa de carbono fue totalmente soportada en la mordaza y sujeta con 2 tornillos de ajuste se procedió a ingresar los parámetros en el software. En la siguiente tabla 3.6 muestra las deformaciones obtenidas a través del sistema PXI de National Instrument, las cuales son el promedio de un conjunto de muestras tomadas en el tiempo.

3.14.2 Cálculo de deformaciones sufridas en la placa de prueba de material compuesto

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

$$\varepsilon_A = \frac{74.66 \times 10^6 Pa}{9.3305 \times 10^9 Pa} = 8.0017 \times 10^{-3} \approx 0.0080017$$

$$\varepsilon_g = \frac{39.46 \times 10^6 Pa}{9.3305 \times 10^9 Pa} = 4.2291 \times 10^{-3} \approx 0.0042291$$

3.15. Simulación de MEF para esfuerzo y deformación

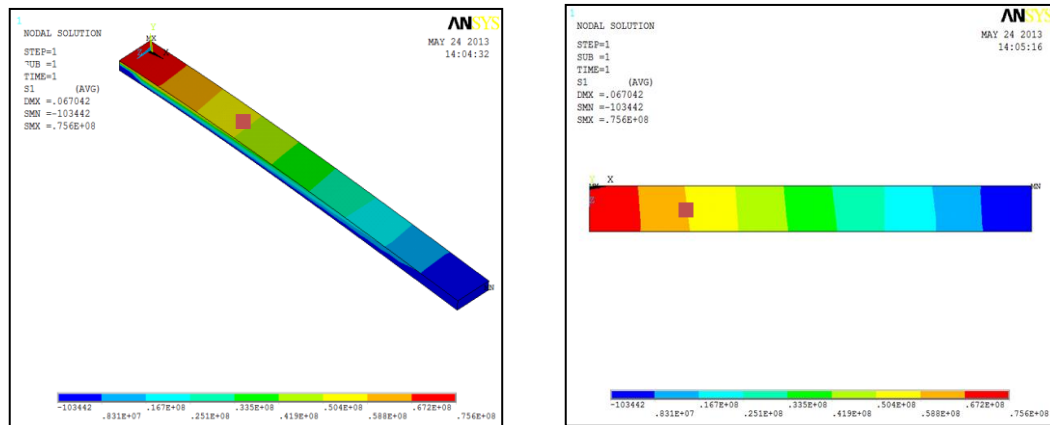


Figura 3.77 Resultado de esfuerzo.

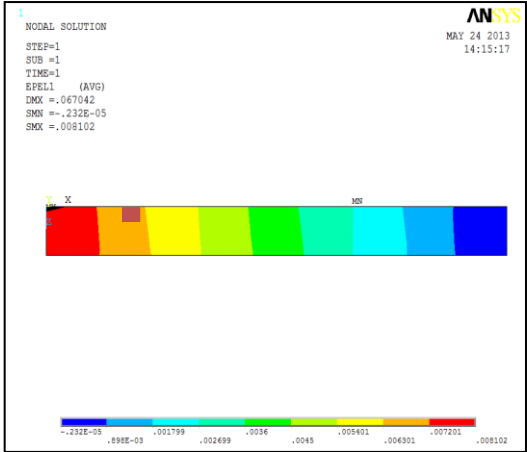
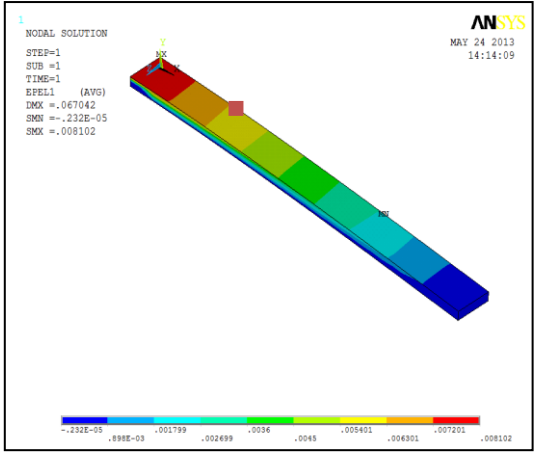


Figura 3.78 Resultado de deformación.

CAPÍTULO 4 – Análisis y Resultados

A lo largo de este capítulo se van a resumir las conclusiones a las que ha dado lugar el trabajo efectuado. Así mismo, se van a enunciar las principales aportaciones realizadas en la presente tesis. Finalmente, se indicaran recomendaciones de investigaciones futuras, que son prioritarias para seguir avanzando en la comprensión del comportamiento de los elementos estructurales de material compuesto.

4.1 Análisis de Resultados Obtenidos en pruebas de tensión

De acuerdo al capítulo tres, con la metodología establecida y experimentación, a continuación se presentan las tablas 4.1, 4.2 y 4.3 donde muestran los resultados obtenidos en pruebas de tensión para material compuesto con sus tres cortes ya establecidos.

Tabla 4.1 Probetas con cortes a 90°.

Probetas con cortes a 90 grados

	Espesor	Anchura	Longitud calibrada
Unidades	mm	mm	mm
Probeta	6.34	25.4	164.08

Nombre	Carga	Desplazamiento	Esfuerzo	Deformación	Módulo Elasticidad
Unidades	kN	mm	MPa	%	Gpa
Probeta 1	60.4031	6.699	375.091	4.07	9.216
Probeta 2	62.2156	6.367	385.738	3.88	9.942
Probeta 3	61.5156	6.567	381.398	4.00	9.535
Probeta 4	57.1563	5.921	354.369	3.60	9.844
Probeta 5	60.2345	6.332	340.892	4.20	8.116
Promedio	60.30502	6.3772	367.4976	3.95	9.331

Tabla 4.2 Probetas con cortes a 0°.

Probetas con cortes a 0 grados

	Espesor	Anchura	Longitud calibrada
Unidades	mm	mm	mm
Probeta	6.34	25.4	164.08

Nombre	Carga	Desplazamiento	Esfuerzo	Deformación	Módulo Elasticidad
Unidades	kN	mm	MPa	%	Gpa
Probeta 1	57.3156	7.874	605.074	4.791	12.6320
Probeta 2	59.3906	7.876	738.772	4.792	15.4232
Probeta 3	71.1769	9.03	885.632	5.50	17.7126
Probeta 4	60.4567	8.345	750.835	4.89	15.0167
Probeta 5	62.5767	8.783	785.567	5.23	15.7113
Promedio	62.1833	8.3816	753.176	5.0404	15.29916

Tabla 4.3 Probetas con cortes a 45°.

Probetas con cortes a 45 grados

	Espesor	Anchura	Longitud calibrada
Unidades	mm	mm	mm
Probeta	6.34	25.4	164.08

Nombre	Carga	Desplazamiento	Esfuerzo	Deformación	Módulo Elasticidad
Unidades	kN	mm	MPa	%	Gpa
Probeta 1	12.05	2.8910	82.7622	3.88	2.1330
Probeta 2	9.92	2.9520	67.8152	2.25	3.0140
Probeta 3	10.76	2.8933	67.8568	2.21	3.0704
Probeta 4	10.9	3.0630	83.0837	2.37	3.5056
Probeta 5	11.46	4.4578	85.8437	3.00	2.8614
Promedio	11.01662	3.25142	77.47232	2.742	2.9169

Como se puede observar en las tablas 4.1, 4.2 Y 4.3 los resultados obtenidos de las pruebas a tensión a 90°, 0° fueron los más favorables de acuerdo a las pruebas a tensión, en la figura 4.1 se observa gráficamente la comparación de los tres cortes que se utilizaron, donde las probetas a 90° arrojaron un esfuerzo máximo de 367 MPa, las de 0° con un esfuerzo máximo de 753 MPa, mientras que las probetas de 45° fueron las menos favorables debido a la orientación de las fibras de cada lamina, ya que ninguna fibra estaba trabajando con respecto a la dirección de la carga aplicada. La comparación con el aluminio normalizado 6061 T6 se puede observar en la figura 4.2 donde el esfuerzo máximo que arrojaron las probetas ASTM fue de 290 MPa. Es ahí donde los resultados arrojados por medio de la experimentación, dan cabida a la sustitución del aluminio por material compuesto.

Y cabe mencionar que la orientación y la cantidad de capas de las fibras es un punto muy importante para considerar a la hora de realizar pruebas mecánicas en este caso pruebas de tensión.

4.1.2. Curvas esfuerzo - deformación de material compuesto y aluminio 6061 T6.

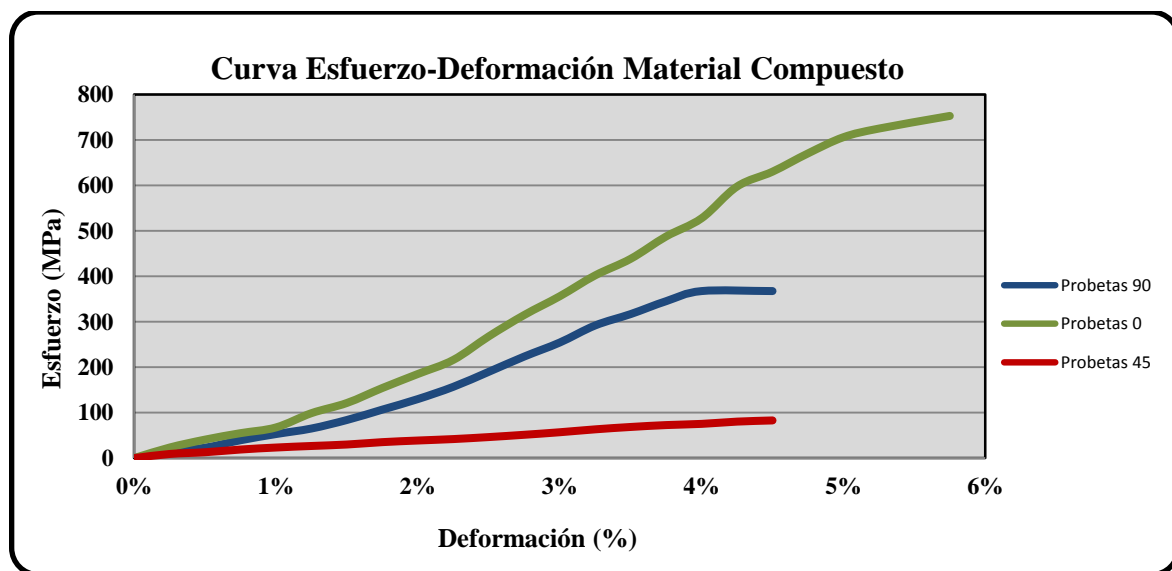


Figura 4.1 Curvas Esfuerzo-Deformación de material compuesto.

De igual forma se tomó como referencia las pruebas de tensión del aluminio 6061 T6, el diagrama esfuerzo – deformación, del borrador de tesis: "Estudio para la conversión de

piezas aeroespaciales de aluminio ensambladas a piezas unitarias maquinadas por remoción de material en una sola etapa”, autor: Ismael Mendoza Muñoz^[47], (ver figura 4.2).

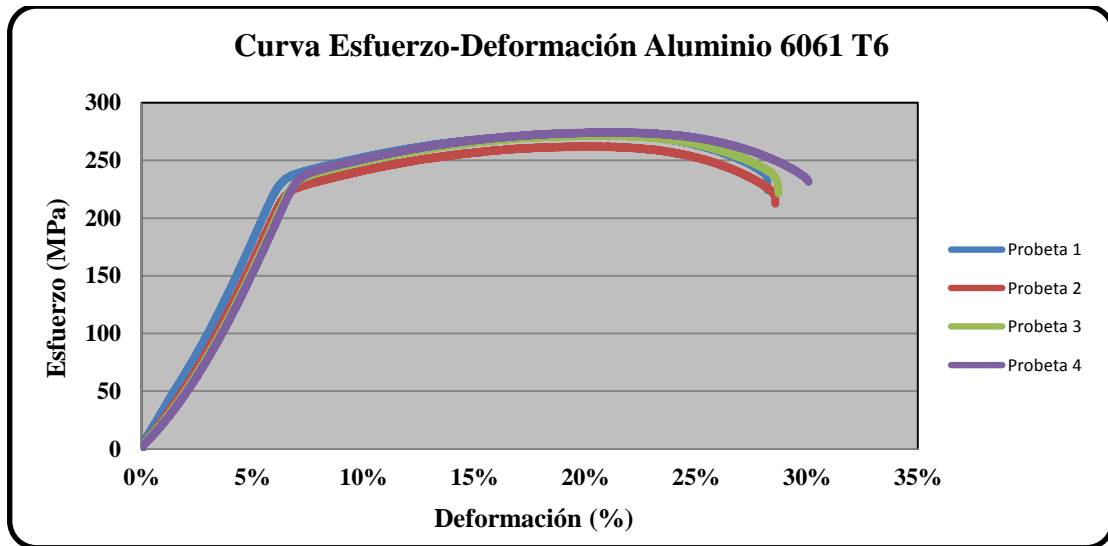


Figura 4.2 Curvas Esfuerzo-Deformación de Aluminio 6061 T6^[47].

4.2. Comparación gráfica de curva esfuerzo-deformación para ambas costillas

Una vez sometidas a tensión los dos perfiles se muestra la comparación entre los dos materiales, por medio de la siguiente gráfica de Carga – Alargamiento, (ver figura 4.3). En donde podemos observar la diferencia entre la costilla de aluminio y compuesto al someterla a tensión.

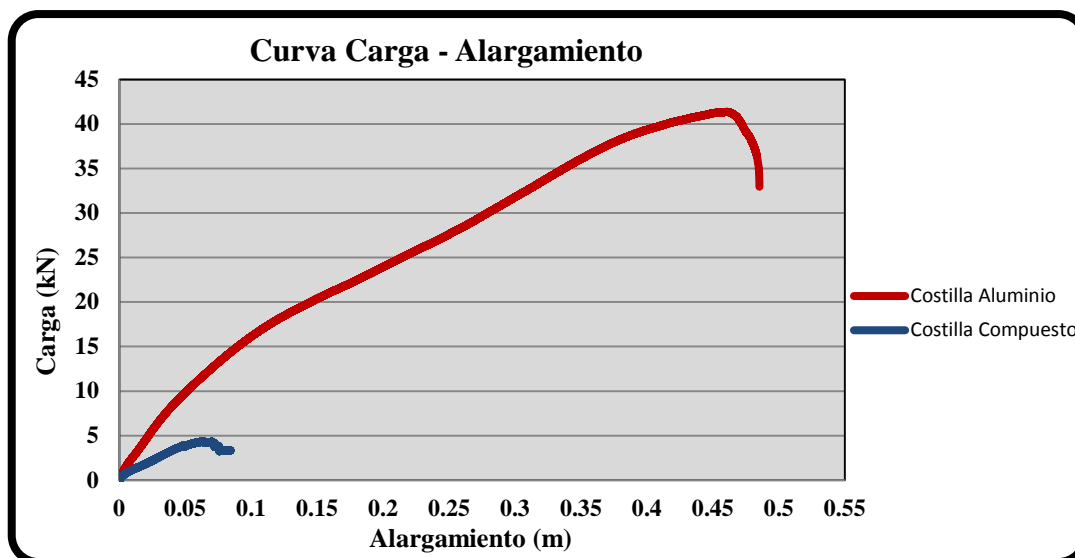


Figura. 4.3 Curvas Carga - Alargamiento.

En el caso particular de la prueba de tensión para la costilla analizada, como se puede observar en la figura 4.3, la diferencia que se presenta entre ambas es muy notoria, la costilla fabricada de aluminio soportó más de 40 kN mientras que la de compuesto solo soportó alrededor de los 4.5 kN.

Es ahí donde se concluye que es necesario que a la hora de fabricar el material compuesto, se debe considerar, la orientación de las fibras, dependiendo del perfil y las pruebas realizadas, que se vallan a utilizar.

En este caso se utilizó la gráfica Carga–Alargamiento, ya que nuestro perfil, no se apegó al estándar ASTM (por su geometría), por lo tanto la gráfica esfuerzo – deformación no se pudo determinar, en consecuencia nuestra prueba solo nos reflejó el comportamiento entre ambos materiales.

4.3. Análisis de Resultados Obtenidos en pruebas de flexión

En las tablas 4.4 y 4.5 de resumen de deformaciones de ambos materiales, se hace una comparación entre los tres métodos que se utilizaron: deformación medida, calculada y

simulada, en donde la diferencia entre los tres métodos para ambos materiales es aproximadamente un 10% con un margen de error muy pequeño, esto debido en que cada método iniciando con la deformación medida, existen demasiadas variables que pueden intervenir en la medición con el equipo, desde la programación hasta la conexión, en el método de la deformación calculada es el método más concreto debido que su cálculo es por medio de fórmulas ya establecidas y por último el método de elemento finito, las consideraciones a la hora de la simulación se hace lo más parecido a la prueba realizada, pero igual forma puede variar por las condiciones establecidas. Esto involucra los dos materiales de estudio tanto para compuesto y para aluminio 6061 T6

Tabla 4.4 Resumen de deformaciones obtenidos en aluminio 6061 T6.

Carga (N)	Deformación Medida (ϵ)	Deformación Calculada (ϵ)	Deformación MEF (ϵ)
41.50	5.0785×10^{-4}	5.63×10^{-4}	5.791×10^{-4}

Tabla 4.5 Resumen de deformaciones obtenidos en compuesto.

Carga (N)	Deformación Medida (ϵ)	Deformación Calculada (ϵ)	Deformación Ansys(ϵ)
41.50	4.0149×10^{-3}	4.2291×10^{-3}	4.5×10^{-3}

Conclusiones.

De acuerdo con las metas planteadas al inicio del trabajo de investigación podemos concluir que:

La Determinación del mejor proceso de corte y caracterización del material compuesto ortotrópico. Después de realizar una investigación bibliográfica y la realización de cuatro procedimientos de corte especializados en placa de fibra de carbono se definió que el mejor fue al utilizar un cortador de sierra, debido a que el equipo no tubo daño alguno a la hora de fabricar las probetas normalizadas.

Con respecto a las pruebas normalizadas de tracción a cortes de 0^0 , 90^0 y 45^0 en este punto se fabricaron los tres cortes indicados en la metas de acuerdo con el mejor proceso de corte que se seleccionó.

En la fabricación del perfil de ambos materiales, se fabricaron y se sometieron a flexión con ayuda del equipo PXI y con galgas extensiométricas donde se realizó una comparación por medio de tres métodos, como simulación, cálculos y pruebas experimentales, para obtener su comportamiento estructural con ayuda del sistema DAQ (adquisición y procesamiento de datos) por medio de Galgas extensiométricas.

En el caso de la simulación numérica de un perfil estructural del fuselaje de una aeronave entre aluminio normalizado 6061 T6 y material compuesto, se fabricó dicha prueba en dónde se concluyó que para poder hacer una comparación precisa entre ambos materiales considerando el perfil es necesario fabricar el compuesto para que la orientación de las fibras queden con respecto a la carga aplicada y así poder hacer una comparación más precisa.

Finalmente se puede indicar que se cubrió completamente las metas especificadas desde un inicio de la investigación.

La determinación y caracterización de las propiedades estructurales efectivas, obtenidas en el material compuesto, son finalmente la sumatoria de contribuciones de sus diferentes componentes y de su configuración. Con las cuales se calcularon las propiedades mecánicas del material compuesto observándose que dependen en parte, tanto de las propiedades individuales de los componentes como de la disposición geométrica de estos.

Debido a la complejidad de fabricación y caracterización de los materiales compuestos laminados, los cuales tienen un futuro muy prometedor dentro de distintas áreas en la industria automotriz, militar y sobre todo en la industria aeronáutica. Se ha podido constatar también, que el proceso de caracterización de un material compuesto, debe ser el adecuado según normas y especificaciones dado que se demostró ser factor muy importante que afecta a las propiedades físicas y mecánicas, principalmente por los métodos de corte y maquinadas.

Las propiedades obtenidas en el presente estudio, son útiles para el análisis de un laminado, a excepción de que se podría realizar un estudio mucho más preciso por medio de la micromecánica, por lo que esto es solo el inicio de una futura investigación, sin embargo, este trabajo deja establecido un camino por continuar.

Cabe mencionar, que para la evaluación analítica de los mismos, se requiere tener información fiable de las propiedades mecánicas de los materiales constituyentes del compuesto, ya que aún y cuando se puedan encontrar en alguna bibliografía, sus características puedan variar de acuerdo a su composición de ambos materiales.

Recomendaciones.

Existen muchos factores que pueden influir en los resultados obtenidos, por ello, es muy importante tomar en cuenta los siguientes aspectos:

- La adecuada manufactura de corte de las probetas, sobre todo en la orientación de las fibras, es muy importante para lograr un buen resultado, es por esto que se recomienda que el corte se haga mediante la metodología de corte estandarizada, la cual se aplicó después de varios experimentos de corte, debido a que los cortes convencionales no proporcionan buen acabado superficial ya que presentan desgarramiento de fibras, de laminaciones de las capas que conforman el material.
- Para una mejor caracterización sugiere identificar y analizar probetas con diferentes capas, espesores y sobre todo orientaciones de fibras.
- Unos de los trabajos propuestos a futuro, es realizar pruebas de tracción para materiales compuesto con fibras orientadas a diferentes grados, de igual forma la prueba de tracción para el perfil estudiado, es crear un molde con la forma geométrica de la costilla para orientar las fibras de acuerdo al molde fabricado, y así someterlo a tracción y poder obtener resultados concretos, para hacer una comparación en condiciones similares con el aluminio normalizado.
- De la misma manera se propone barrenar dicho material ya que fue unas de las caracterizaciones que no se hicieron en el presente trabajo, incluso fabricar otros tipos de perfiles que contengan remaches, curvaturas, barrenos y no caracterizar nada mas una pieza unitaria.
- Medir las fracciones volumétricas de la fibra y de la resina: pesando la fibra antes de imprégnala y pesando el material compuesto ya curado. La diferencia de masa se debe a la resina.

Anexos.

Metodología de corte

Caracterizar mecánicamente un material significa obtener valores cuantificables mediante pruebas mecánicas, que puedan dar una idea de su comportamiento bajo la aplicación de cierto tipo de carga.

Para cumplir con cierto objetivo planteado del presente trabajo, es necesario determinar las propiedades y la opción de corte más apropiada para el material.

Para ello es necesario conocer, antes que nada, la definición del material compuesto, comportamiento mecánico en general de éste e identificar las propiedades principales del material compuesto al cual se está enfocando el trabajo; es decir, material compuesto ortogonal, de fibra de carbono y resina epóxica

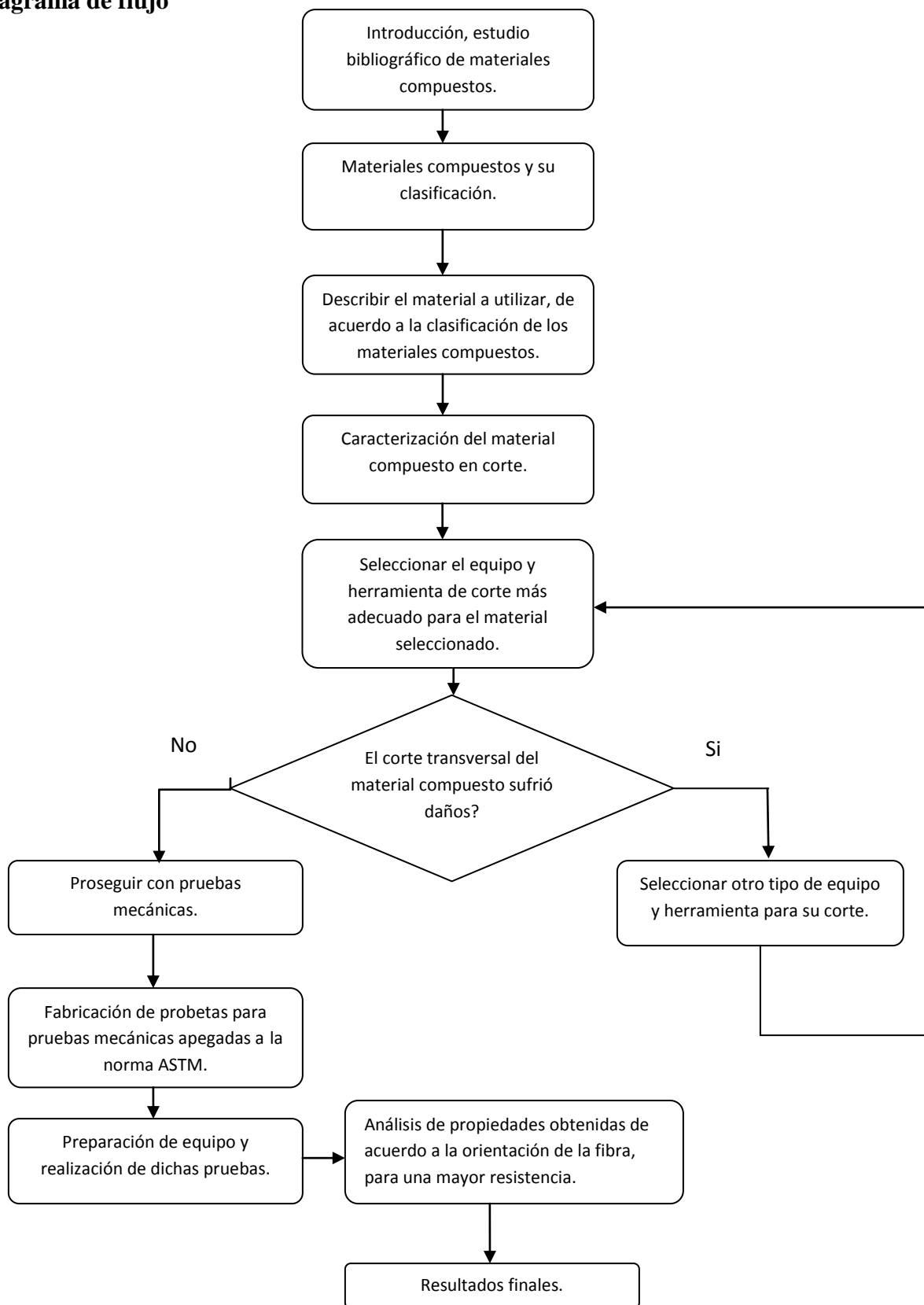
Primeramente se propone un estudio bibliográfico con respecto a las generalidades que presentan los materiales compuestos, haciendo énfasis en los materiales compuestos por láminas ortogonales, para después identificar los diferentes métodos de prueba para caracterizar materiales compuestos en corte, identificando las ventajas y desventajas.

Partiendo del método elegido, se implementara una metodología de corte óptimo para analizar su comportamiento mecánico.

Se presenta en la figura 1 el diagrama que se expone de manera general la metodología que se ha empleado en el desarrollo del trabajo.

Metodología

- ✓ Introducción, estudio bibliográfico de materiales compuestos; [Revisar capítulo 1]
- ✓ Materiales compuestos y su clasificación.
- ✓ Describir el material a utilizar, de acuerdo a la clasificación de los materiales compuestos. [Revisar capítulo 2]
- ✓ Caracterización del material compuesto en corte.
- ✓ Seleccionar el equipo y herramienta de corte más adecuado para el material seleccionado. [Revisar capítulo 3]
- ✓ Si el corte transversal del material compuesto, no sufrió daños, proseguir con pruebas mecánicas. [ver capítulo 3, sección de Pruebas de corte de material compuesto, donde se observa equipo necesario de corte así como acabado transversal de cada corte]
- ✓ Si el material sufrió daños a la hora del corte, seleccionar otro tipo de equipo y herramienta para su corte.
- ✓ Proseguir con el comportamiento mecánico de los materiales compuestos.
- ✓ Fabricación de probetas para pruebas mecánicas apegadas a la norma ASTM. [De acuerdo a las especificaciones de la norma ASTM 3039, vistas en el capítulo 3]
- ✓ Preparación de equipo y realización de dichas pruebas. [Revisar capítulo 3, Pruebas de Tracción]
- ✓ Análisis de propiedades obtenidas de acuerdo a la orientación de la fibra, para una mayor resistencia.
- ✓ Resultados finales.

Diagrama de flujo**Figura 1** Diagrama esquemático de la metodología.

Cálculos de Módulo de elasticidad para materiales compuestos, ver capítulo 3, tabla 3.4.

Probetas de corte a 90°

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

Probeta #1

$$E = \frac{375.091 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0407} = 9.216 \text{ GPa}$$

Probeta #2

$$E = \frac{385.738 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0388} = 9.9417 \text{ GPa}$$

Probeta #3

$$E = \frac{381.398 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.04} = 9.5349 \text{ GPa}$$

Probeta #4

$$E = \frac{354.369 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.036} = 9.8435 \text{ GPa}$$

Probeta #5

$$E = \frac{340.892 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.042} = 8.1164 \text{ GPa}$$

Promedio entre las cinco probetas **$E = 9.3305 \text{ GPa}$** , para 90°.

Cálculos de Módulo de elasticidad para materiales compuestos, ver tabla 3.5

Probetas de corte a 0°

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

Probeta #1

$$E = \frac{605.074 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0479} = 12.632 \text{ GPa}$$

Probeta #2

$$E = \frac{738.772 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0479} = 15.4232 \text{ GPa}$$

Probeta #3

$$E = \frac{885.632 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.05} = 17.7126 \text{ GPa}$$

Probeta #4

$$E = \frac{750.835 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.05} = 15.0167 \text{ GPa}$$

Probeta #5

$$E = \frac{785.567 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.05} = 15.7113 \text{ GPa}$$

Promedio entre las cinco probetas **$E = 15.2916 \text{ GPa}$** , para 0°.

Cálculos de Módulo de elasticidad para materiales compuestos, ver tabla 3.6

Probetas de corte a 45°

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

Probeta #1

$$E = \frac{82.7622 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0388} = 2.1330 \text{ GPa}$$

Probeta #2

$$E = \frac{67.8152 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0225} = 3.0140 \text{ GPa}$$

Probeta #3

$$E = \frac{67.8568 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0221} = 3.0704 \text{ GPa}$$

Probeta #4

$$E = \frac{83.0837 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.0237} = 3.5056 \text{ GPa}$$

Probeta #5

$$E = \frac{85.8437 \times 10^6 \text{ Pa}}{0.03} = 2.8614 \text{ GPa}$$

Promedio entre las cinco probetas **$E = 2.9169 \text{ GPa}$** , para 45°.

Relación de Poisson.

Se dice que la relación entre el esfuerzo normal y la deformación unitaria normal creada en una lámina o capa de material compuesto depende de la dirección en que se aplica la carga. Diferentes módulos de elasticidad, E_x , E_y y E_z , se requieren, pues, para describir la relación entre el esfuerzo normal y la deformación normal, de acuerdo a si la carga se aplica en una dirección paralela a las fibras, en una dirección perpendicular a la capa, o en la dirección transversal.

Se involucran tres valores diferentes del módulo de elasticidad y seis valores de la relación Poisson, se describe ^[49]:

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} \left[-\frac{\nu_{yx}\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{zx}\sigma_z}{E_z} \right]$$

$$\epsilon_y = \frac{\nu_{xy}\sigma_x}{E_x} \left[+\frac{\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{zy}\sigma_z}{E_z} \right] \quad \text{Tienden a cero, ya que no se aplicaron esfuerzos en (y) y (z)}$$

$$\epsilon_z = -\frac{\nu_{xz}\sigma_x}{E_x} \left[-\frac{\nu_{yz}\sigma_y}{E_y} + \frac{\sigma_z}{E_z} \right]$$

Por lo tanto queda:

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x}$$

$$\epsilon_y = -\frac{\nu_{xy}\sigma_x}{E_x}$$

$$\epsilon_z = -\frac{\nu_{xz}\sigma_x}{E_x}$$

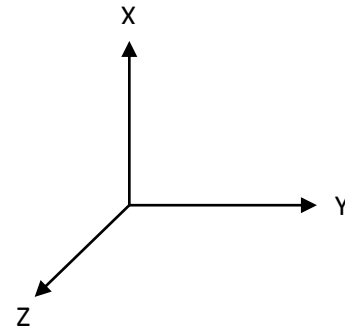


Figura: Eje de coordenadas utilizado

Para probetas a 0°

$$\sigma_x = 753.176 \text{ MPa}$$

$$\epsilon_x = 0.0504$$

$$E_x = 15.299 \text{ GPa}$$

$$\nu_{xy} = \frac{E_x \epsilon_y}{\sigma_x}$$

$$\nu_{xy} = \frac{(15.29 \text{ GPa})(0.0395)}{753.176 \text{ MPa}} = 0.800$$

Para probetas a 90°.

$$\nu_{xy} = \frac{E_x \epsilon_y}{\sigma_y}$$

$$\nu_{xy} = \frac{(9.331 \text{ GPa})(0.0504)}{367.49 \text{ MPa}} = 1.27$$

Promedio de Relación de Poisson.

$$\nu = 1.035$$

Bibliografía

- [1] "Ciencia de materiales" [Citado 09/07/11]; disponible en: pág. Web
http://es.wikipedia.org/wiki/Ciencia_de_materiales

- [2] "Apuntes de Tecnología de los Materiales II" Autor:
José Juan Jiménez Alejandro, 14 de agosto de 2003 [Citado 09/07/11]; disponible en
pág. Web
<http://www.monografias.com/trabajos14/propiedadmateriales/propiedadmateriales.shtml#hi>

- [3] "Tecnología e investigación en Materiales Compuestos" Autor: Víctor Manuel
Cárdenas, 20 de Enero de 2005 [Citado 09/07/11]; disponible en pág. Web
<http://www.monografias.com/trabajos10/deci/deci.shtml#te>

- [4] "Los vidrios metálicos y su aplicación en la aeronáutica" Trabajo de titulación, Autor:
Sebastián Elkan, Directores: Pere Bruna / Daniel Crespo, 15 de Diciembre de 2009,
pág., 7, 30-40 [Citado 09/09/11]

- [5] "Historia, análisis y aplicaciones del aluminio" www.extrusora-argentina.com.ar/historia.htm [Citado 09/18/11]

- [6] "Aplicaciones del Aluminio" Emmegi Aluminun, Steel and PVC Technology, [Citado
09/20/11]; disponible en pág. Web
<http://www.emmegi.com/Sezione.jsp?idSezione=2685>

- [7] "Aluminio" [Citado 09/21/11]; disponible pág. Web
<http://cv1.sim.ucm.es/access/wiki/site/portal-9993602-1/aluminio.html>

- [8] "Propiedades del aluminio, todo expertos, [Citado 09/21/11]; disponible en pág. Web
<http://www.todoexpertos.com/categorias/ciencias-e-ingenieria/ingenieria-industrial/respuestas/1784254/propiedades-del-aluminio>.

- [9] "Materiales compuestos" Antonio Miravete Castejón, Departamento de Ingeniería Mecánica Universidad de Zaragoza; [Citado 09/20/11]; 12 Enero 2002, Pág. 3, 4,5, disponible en pág. Web
<http://www.raco.cat/index.php/Temes/article/viewFile/29774/82952>
- [10] "CME Pultrusion system, Aplicaciones de materiales compuestos, [Citado 09/20/11], disponible en pág.
Web <http://www.cmeargentina.com/index.asp?LENG=ESP&MNU=News&PRD=0&SUBPRD=0&NewsID=7>
- [11] "Materiales compuestos" AEMAC Asociación Española de Materiales Compuesto, [Citado 09/07/11], disponible en la pág. Web <http://www.aemac.org/html/info.htm>
- [12] "Apuntes de Arquitectura y mantenimiento de aeronaves", EUITA, Autor David Pérez Jara, [Citado 09/20/11], disponible en la pág. Web
<http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Materiales%20Aeronauticos.htm>
- [13] "Águilas de acero" [Citado 09/05/11], disponible en la pág. Web
<http://aguilasdeacero.wordpress.com/2008/06/14/seleccion-de-materiales-en-las-nuevas-estructuras-aeronauticas/>
- [14] "Materiales compuestos de matriz termoplástica: aplicaciones aeronáuticos", Blog, Ingeniería de materiales, [Citado 09/05/11], disponible pág. Web
<http://ingenieriademateriales.wordpress.com/2009/08/23/materiales-compuestos-de-matriz-termoplastica-aplicaciones-aeronauticas-i/>
- [15] "Armonización de las actividades en materiales compuesto para aeronáutica y espacio en España), Grupo de vigilancia tecnológica, [Citado 08/29/11]; disponible pág. Web
www.plataforma-aeroespacial.org
- [16] "Composite Materials for Structures (2nd Edition), by Baker, Alan; Dutton, Stuart; Kelly, Donald © 2004 American Institute of Aeronautics and Astronautics. Pág. 2.

- Dr. Ing. Luis Fort López Tello, Madrid de 2008, Citado [26/10/11], Pág. 140, 172, 173, 174, 175, 176, 177, 178, 179, 180, 181
- [22] Laminar Composites / George H. Staab, Copyright © 1999 by Butterworth – Heinemann, Citado [22/10/11], Pág. 2, 4, 5, 6, 37
- [23] Universidad Autónoma de Coahuila, Método Extensimétrico, Fundamentos de Elasticidad y Plasticidad, Facultad de Metalurgia, Autor: Andrea Hernández Jiménez Reyna Zamora López, 2010, Citado [18/10/11], Pág. 2, 5
- [24] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Mecánica y Eléctrica, división de Estudios y Posgrado, ESFEROIDIZACION DEL EUTÉCTICO EN LAS ALEACIONES ALUMINIO SILICIO, Tesis Doctoral, Autor: Víctor Paramo López, Cd. Universitaria, Mayo 1998, Citado [8/11/11], Pág. 1
- [25] "Del metal metales no ferrosos" [Citado 07/11/11], disponible en la pág. Web <http://www.delmetal.com.ar>
- [26] "Caplez, Capital Aluminium Extrusión Ltd" [Citado 07/11/11], disponible en la pág. Web http://www.capalex.co.uk/spanish/2024_alloy_sp.html
- [27] "Luminum, Propiedades Mecanicas de Nuestras Aleaciones de Aluminio"[Citado 08/11/11], disponible en la pag. Web <http://www.luminum.com/es/data/dmechprop.html>
- [28] "inTEC, Moldes y Matrices" [Citado 07/11/11], disponible en la pág. Web http://www.moldesy matrices.com/materiales_Aluminio-Litio.htm
- [29] "Materiales Compuestos Fibrosos" Autor: Martín S. Blank y Walter B. Castelló, [Citado: 8/11/11], Pág. 2, 3, 4, 5, 6, 7
- [30] "Universidad Autónoma de Baja California "Facultad de Ingeniería, "DESARROLLO DE MATERIALES COMPUESTOS CON FIBRA ORGÁNICA Y MATRIZ POLIMÉRICA PARA SU APLICACIÓN EN LA FABRICACIÓN DE MOBILIARIO" Autor: Wendy Adriana Hernández Arellano, Director de Tesis: Dr.

- Álvaro González Ángeles, Mexicali B.C. Agosto 2011, Citado [08/11/11], Pág. 65, 66, 88, 89, 90, 91
- [31] "Instituto Politecnico Nacional" Escuela superior de ingenieria mecanica y electrica, "ANÁLISIS DE ESFUERZOS EN MATERIALES COMPUESTOS" Autor: Hector Ulises Pineda Morales, Director de Tesis: Dr. Luis Hector Hernandez G., Mexico D.F Junio del 2001, Citado [11/11/11], Pag. 14, 30, 31
- [32] "TORAYCA FIBRAS DE CARBONO®", Citado [11/11/11], disponible en la Pág. Web <http://www.toraycfa.com/>
- [33] "Galgas Extensiométricas" Autor: Ing. Javier Sosa, Artículo, Pag. 2, 3
- [34] "Idealización de estructuras", Por José Manuel Gil, Artículo, disponible en la Pag. Web http://sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/idealizacon_estructuras.htm
- [35] Estudio de la implantación de una unidad productiva dedicada a la fabricación de conjuntos soldados de aluminio, Generalidades en los procesos de mecanizado de las aleaciones de aluminio, [Citado 06/05/12], Pag. 3,4,5
- [36] J.R. Davis & Associates, Aluminum and Aluminum Alloys, ASM International, 1993, Pág 328-332. [Citado 20/03/12], Disponible en Página Web: <http://books.google.com.mx/books?id=Lskj5k3PSIcC&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>
- [37] ASM Handbook, Volume 16, Machining. [Citado 21/03/12]
- [38] Universidad de Aveiro 2008, Modelos físicos y estadísticos para la caracterización del mecanizado de los materiales compuestos de matriz termoplástica. Autor: Francisco Mata Cabrera, Citado [02/05/12], Pág. 24 – 35
- [39] Universidad Carlos III de la Madrid, departamento de mecánica, proyecto fin de carrera "ESTUDIO DEL MECANIZADO DE MATERIALES COMPUESTOS", Autor: Laura Montero García, Tutor: Xavier Soldani, Leganés Julio de 2010, Pág. 24

- [40] "Estructuras principales del avión" International Virtual Aviation Organisation, Depto. Training, Autor: Agustín Reche, 22 Abril 2009, Citado [07/05/2012], Pag.1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9 disponible en la Pag.
Web:<http://ivao.es/uploads/8697689eec233abb95cd0b31ab6e8dec.pdf>.
- [41] "Instituto Politecnico Nacional", escuela superior de ingenieria mecanica y electrica, DETERMINACIÓN EXPERIMENTAL DE LAS PROPIEDADES EN CORTE DE UNA LÁMINA FABRICADA EN MATERIALES COMPUESTO, Autor: Citlalli Guadalupe Ocampo, Director de Tesis: Dr. Hilario Hernández Moreno, M. en C. Erik Vargas Rojas, México, D.F. 2009, Citado [14/05/2012], Pág.: 10, 11, 13, 14,15, 15, 17
- [42] "Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla" Fases de Desarrollo, Citado [15/05/2012], Pág. 40, 41, 42
- [43] "ASTM D 3039 / D 3039M – 95a ", Standard Test Methods for Tensile Propierties of Polymer Matrix Composite Materials¹, Citado [30/04/2012].
- [44] Materiales poliméricos y compuestos, deformación elástica de los compuestos de fibra larga y de los laminados, Pág. 19
- [45] National Instruments México. Historia, Perfil y Productos.
(http://digital.ni.com/worldwide/mexico.nsf/sb/Company+Information?OpenDocument&node=202943_esa).
- [46] "Universidad Autónoma de Baja California "Facultad de Ingeniería, DISEÑO DE UNA CELDA DE PRUEBAS PARA EL ANÁLISIS COMPARATIVO ENTRE EL COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL EXPERIMENTAL Y EL MEF EN UN PERFIL AEROESPACIAL Autor: M.I. Bernabé Ramírez Salazar, Director de Tesis: Dr. Víctor Nuño Moreno, Mexicali B.C. Diciembre 2012, Citado [19/05/13], Pág. 131, 132, 133.
- [47] "Universidad Autónoma de Baja California "Facultad de Ingeniería, ESTUDIO PARA LA CONVERSIÓN DE PIEZAS AEROESPACIALES DE ALUMINIO ENSAMBLADAS A PIEZAS UNITARIAS MAQUINADAS POR REMOCIÓN DE

MATERIAL EN UNA SOLA ETAPA. Autor: Ing. Ismael Mendoza Muñoz, Director de Tesis: Dr. Víctor Nuño Moreno, Mexicali B.C. Junio 2013, Citado [20/05/13], Pág. 42, 43, 44,45, 97.

- [48] Beta eHow en español, Artículo: Diferencias entre el aluminio 6061 y 7075; Autor: Don Krees, traducido por Marcela Carniglia, Citado: [23/05/13], disponible en Pág. Web: http://www.ehowenespanol.com/diferencias-aluminio-6061-7075-info_150847/
- [49] Mecánica de materiales, quinta edición; Autor: Ferdinand P. Beer; traductor: Jesús Elemer Murrienta; Citado [15/05/13]; Pág. 95, 96,97.
- [50] Resistencia de materiales, cuarta edición; Autor: Andrew Pytel. Ferdinand L. Singuer; Citado [23/04/2013]; Pág. 460, 461, 462, 463, 464
- [51] AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN, Practical desing information and data on aircraft structures; Autor: Michael Chun-Yung Niu; Lockheed aeronautical Systems Company Burbank, California; 1998; Citado [03/10/2013]; Pág. 377, 378, 384
- [52] Universidad Centroamericana “José Simeón Cañas”, “VALIDACIÓN EXPERIMENTAL DE UN MODELO TEÓRICO PARA PREDECIR LA RESISTENCIA MECÁNICA DE UN MATERIAL COMPUESTO REFORZADO POR FIBRAS SOMETIDO A ESFUERZOS EN TENSIÓN UNIAXIAL, Autor: Donovan Antonio Aguirre Rivas, Director: DAVID ARTURO HERNÁNDEZ DUBÓN, Ocubre 2011,Citado [06/10/12].
- [53] Universidad de Coimbra, Portugal “Análisis y optimización de componentes aeronáuticos realizados en materiales compuestos laminados CFRP mediante el método de los elementos finitos (MEF)”, Autores: J. A. González Ganso, B. Cesteros Morante, M. A. Morcillo López, L. A. Mayor Moreno, en el año 2008, Citado [06/10/2013].