

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y Eléctrica Unidad Ticomàn

"ANÁLISIS EMPLEANDO EL MÉTODO DEL ELEMENTO FINITO DE LA UNIÓN TREN PRINCIPAL – FUSELAJE – MONTANTE DE UNA AERONAVE EN C – EP, ULTRALIGERA, BIPLAZA, MONOMOTORA."

TESIS

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO PROFESIONAL DE

INGENIERO EN AERONÁUTICA

PRESENTA

DIEGO CAMARENA ARELLANO

DIRECTORES DE TESIS M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO



MÉXICO D.F.

OCTUBRE 2009

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: DEBERÁ PRESENTAR:

INGENIERO EN AERONÁUTICA **TESIS INDIVIDUAL** EL C. PASANTE: **CAMARENA ARELLANO DIEGO**

"ANÁLISIS EMPLEANDO EL MÉTODO DEL ELEMENTO FINITO DE LA UNIÓN TREN PRINCIPAL-FUSELAJE-MONTANTE DE UNA AERONAVE EN C-EP, ULTRALIGERA, BIPLAZA, **MONOMOTORA**"

CAPÍTULO I CAPÍTULO II CAPÍTULO III CAPÍTULO IV

CAPÍTULO V

ÍNDICE **INTRODUCCIÓN** MARCO TEÓRICO **ESTADO DEL ARTE DESARROLLO EXPERIMENTAL** SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE LA SECCIÓN CRÍTICA **RESULTADOS Y DISCUSIÓN CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES** REFERENCIAS

México, DF., a 22 de junio de 2009.

ING, MIGUEL ALVAREZ MONTALVO DIRECTOR

S S E E R

DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO

M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS

Dedico este trabajo con todo mi amor y agradecimiento a: Mi mamá Gabriela Arellano Nava. Mi papá Gabriel Camarena Gutiérrez Mis hermanos Gabriel, Pablo y Daniel. Mi novia Yolanda Magdalena Rivera Nahon. La cuñada Evelyn y toda la patrulla colmillito. La familia Canino Morales.

Siempre es dicha y alegría el tiempo compartido con ustedes, están presentes en mi campo y mi corazón todo el tiempo.

Agradecimientos

Agradezco en primero lugar al Instituto Politécnico Nacional y al pueblo mexicano por la oportunidad de lograr mi formación académica a nivel superior.

Al Maestro en Ciencias Erik Vargas Rojas por ofrecerme trabajar en este proyecto, por todo el apoyo, ayuda durante su realización y por su invaluable orientación.

Al Doctor Hilario Hernández Moreno por su gran asesoría y el apoyo constante durante todo el proyeto que brindó grandes aportes y fortaleció la tesis.

A la empresa Aeromarmi por fomentar la investigación y desarrollo de nuevos proyectos que permiten con su acercamiento a las escuelas el fortalecimiento de tecnología mexicana y la creación de nuevos investigadores.

A los profesores del laboratorio de ensaye de materiales Gerardo y Picazo, al Maestro en Ciencias Víctor Sauce por su ayuda durante toda la realización de la tesis y por facilitar las condiciones necesarias para las pruebas.

Al Prof. Ángel del Ángel y a la Maestra Revilla por su asesoría con la prueba de digestión de resina.

Al pasante Gerardo de ESIA por el levantamiento topográfico de la pieza.

Al Ingeniero Ramón Avilés por los recursos otorgados para el levantamiento topográfico de la pieza.

Al pasante Mario por la realización de los modelos en 3D de la pieza en el software Rhinoceros.

Al Ingeniero Mosqueda por su ayuda para realizar los encapsulados.

A las industrias ROMFER por su apoyo brindado sin el cual no hubiera sido posible la obtención de las probetas.

A Juan por ayudarme a instrumentar las probetas, y por su apoyo con los ensayos.

A mis compañeros Luis Francisco y Alberto por su ayuda en la teoría, ideas y realización de diversas partes de la tesis.

Al Ingeniero Jines por su ayuda para lograr los modelos en ANSYS y CATIA V5.

A la señora Irma Nahón por todo su apoyo y orientación.

A todos mis amigos de la escuela, los scouts y el pentatlón con los que he compartido tantos momentos memorables de mi vida siempre están presentes en mi afecto.

Por último pero no por menos, a Ling Yang Laoshi, Andrea y Abraham por compartir conmigo lo màs importante de sus vidas.

"Análisis empleando el Método del Elemento Finito de la unión tren principal – fuselaje – montante de una aeronave en C – Ep, ultraligera, biplaza, monomotora."

Diego Camarena Arellano

En esta tesis se analiza una sección crítica de la estructura de la aeronave fabricada en México Stela M–1, construida en su mayoría en materiales compuestos para evaluar las zonas con mayor probabilidad de falla y el factor de seguridad, en dicha zona. El material compuesto utilizado en la estructura es una matriz epóxica reforzada con fibras tejidas de carbono; la configuración observada en la sección de análisis es de siete capas de fibra de carbono y dos de fibra de vidrio en las capas más exteriores; todas las capas tienen orientación de 0/90° con respecto a los ejes principales de la aeronave.

La sección se analiza utilizando el Método del Elemento Finito con ayuda de un software especializado. Para lo anterior es necesario obtener una pieza en ambiente de computadora, definir las condiciones de carga de la pieza y las propiedades mecánicas del material.

Se implementa y valida un ensayo para la caracterización física y se analizan las propiedades mecánicas del compuesto. El material presenta alta porosidad y se comporta de manera frágil durante los ensayos de tensión, por lo que se recomienda para trabajos posteriores realizar de nuevo los ensayos tomando las medidas necesarias para mejorar los resultados. También se recomienda realizar ensayos de compresión y un estudio detallado de las condiciones de vuelo que se puedan presentar y lo estados de esfuerzo correspondientes a cada condición.

Los resultados en el software muestran que las zonas con mayor probabilidad de falla se encuentran alrededor de la unión entre el montante y fuselaje, dando como resultado un factor de seguridad bajo en comparación al promedio utilizado en aviones construidos mayoritariamente en metales, por lo tanto se recomienda mejorar las propiedades del material con mejores procesos de manufactura. "Analysis of the union main landing gear – fuselage – strut of an aircraft built on composites by the Finite Element Method."

A critical structural section of the airplane Stela M–1 built in Mexico mostly on composite materials is analyzed in this thesis, in order to evaluate zones with a high probability failure; the safety factor in this section was calculated. The composite is an epoxic matrix and carbon fabric as reinforcement. The configuration in the laminate is seven layers of carbon fiber and two glass fiber layers on the boundary layers; all layers have 0/90° angle configuration with the principal axis of the aircraft.

The section is analyzed using the Finite Element Method with a specialized software. Therefore it is necessary a mock - up of the section; define the loads and mechanical properties of the material, and to evaluate the loads applied on the section under study

Two modeling techniques are used to get the mock – up of the section, the results are compared and the best fit model is chosen. Load conditions are estimated with the results of a former study. Physical characterization was made by matrix digestion test of five coupons and visual inspection with a microscope. Mechanical characterization was made by tension and shear tests in five coupons each.

Results in the software show that higher probability failure zones are found around the strut and fuselage joint, with a safety factor lower than expected in comparison with the average safety factor found on aircrafts built mostly in metals. It is recommended to improve the properties of the material with better manufacture process.

Índice

Resumen	i
Abstract	ii
Índice	iii
Relación de Figuras	\mathbf{V}
Relación de Tablas	viii
Simbología y abreviaturas.	ix
Introducción.	xi
Justificación.	xii
Sección crítica en análisis.	XV
Hipótesis.	xix
Objetivo.	xix
Metodología.	XX
Alcance.	xxviii
Restricciones.	xxviii

Capítulo 1 Marco teórico.

			1
1.1	Marco	Teórico sobre materiales compuestos.	1
	1.1.1	Materiales compuestos laminados de matriz polimérica.	2
	1.1.2	Concepto de lámina y laminado.	3
	1.1.3	Fundamentos de análisis macromecánico en compuestos.	4
	1.1.4	Comportamiento mecánico de estratificados.	9
	1.1.5	Resistencia de los materiales compuestos.	15
		1.1.5.1 Teoría de esfuerzo máximo.	15
		1.1.5.2 Teoría de deformación máxima.	16
		1.1.5.3 Teoría de Hill – Tsai.	16
		1.1.5.4 Teoría de Tsai – Wu.	17
1.2	El Mé	todo del Elemento Finito.	19

Capítulo 2. Estado del Arte.

23
27
29
32
33

Capítulo 3. Desarrollo Experimental.

		35
3.1	Caracterización física del material	35
	3.1.1 Densidad del material.	35

	3.1.2	Puesta a punto de la prueba de digestión de resina.	36
	3.1.3	Validación del proceso de digestión de resina.	37
	3.1.4	Número de capas del material compuesto.	38
	3.1.5	Validación dde digestión de resina y medición de fracciones	
		volumétricas del compuesto de trabajo	41
	3.1.6	Fracciones volumétricas y número de capas del material	
		compuesto	46
3.2	Carac	terización mecánica, ensayos de tensión y corte.	49
	3.2.1	Geometría de las probetas para ensayos.	50
	3.2.2	Ensayos mecánicos.	53
	3.2.3	Diagrama de conexión para la realización de los ensayos	
		mecánicos.	59
	3.2.4	Pruebas de tensión.	60
3.3	Result	tados de la caracterización mecánica.	63
	3.3.1	Resultados de la prueba de tensión.	63
	3.3.2	Resultados de los ensayos de corte.	68

Capítulo 4. Simulación del comportamiento mecánico de la sección crítica.

		73
4.1	Determinación de las cargas del avión.	73
	4.1.1 Diagrama de maniobra.	73
	4.1.2 Carga transmitida del montaje al fuselaje.	75
4.2	Modelado de la parte crítica	78
	4.2.1 Metrología	79
	4.2.2 Digitalización	82
4.3	Simulación del comportamiento de la sección por MEF.	86
Cap	oítulo 5. Resultados y discusión.	95
5.1	Distribuciones de esfuerzo y deformación.	95
5.2	Análisis de resultados.	98
Con	clusiones y recomendaciones	103

Referencias Bibliográficas.

Anexos.	111
Anexos.	11

107

Relación de figuras.

Figura i.1	Aeronave de fabricación nacional "Stela M1"	xi
Figura i.2	Objetivos del convenio Aeromarmi – ESIME Ticomán.	xiv
Figura i.3	Partes críticas de la aeronave.	xvi
Figura i.4	Aeronave Stela M – 1.	xvi
Figura i.5	Acercamiento a la zona crítica del avión Stela M – 1.	xvi
Figura i.6	Partes del avión proporcionadas por Aeromarmi.	xvii
Figura i.7	Secciones del avión Stela M1 proporcionadas por Aeromarmi.	XX
Figura i.8	Metodología de la tesis.	xxvi
Figura 1.1	Escalas macroscópicas (A, B) y microscópica (a, b).	1
Figura 1.2	Lámina unidireccional y sus ejes principales.	3
Figura 1.3	Ejemplos de láminas tipo tejido.	3
Figura 1.4	Lámina multidireccional con un sistema coordenado de referencia.	4
Figura 1.5	Componentes de esfuerzo que actúan sobre un elemento	
C	diferencial de un laminado.	5
Figura 1.6	Sección de laminado antes (ABCD) y después (A'B'C'D') de la	
C	deformación.	10
Figura 1.7	Capa k en el laminado	11
Figura 1.8	Variación lineal de la deformación y variación discontinua del	
-	esfuerzo de un laminado multidireccional.	12
Figura 1.9	Resultantes de fuerza y momentos en una capa.	12
Figura 1.10	Laminado multidireccional con notación coordenada para cada	
	capa.	13
Figura 1.11	Discretización de un modelo.	19
Figura 2.1	Pirámide de ensayos.	24
Figura 2.2	Comparación entre el alerón de metal con el alerón de materiales	
	compuestos.	28
Figura 2.3	Simplificación del análisis de una pieza en 3D.	29
Figura 2.4	A) Sección del Boeing 777 con cuatro secciones 2D. B) Mallado	
	en elementos finitos de la mitad de la sección 2 con el proceso de	
	maquinado incluido.	30
Figura 2.5	A) Mitad del modelo en elementos finitos en 3d por franjas. B)	
	Correspondencia de las secciones analizadas en el modelo 2D con	
	el elemento finito COMPRO.	30
Figura 2.6	A) Procedimiento de comparación de los desplazamientos entre el	
	modelo 2D con elementos COMPRO y el modelo 3D en franjas.	31
Figura 2.7	Análisis de geometrías con doble curvatura.	31
Figura 2.8	Comportamiento de la célula de elementos finitos.	34
Figura 2.9	Ensayo de la probeta de tela de fibra de carbono para medir la	
	deformación de las células.	34
Figura 3.1	Método hidrostático para medir la masa de las muestras.	37
Figura 3.2a	Esquema de montaje de dispositivo para disolución ácida	39
Figura 3.2	Prueba preliminar de digestión de la resina	40
Figura 3.3	Comparación de la prueba sin H_2O_2 (izquierda) y con H_2O_2	
	(derecha).	40
Figura 3.4	Lavado de la fibra.	41
Figura 3.5	Fabricación de un laminado de fibra de vidrio, para el método de	
	tendido a mano.	42
Figura 3.6	Sistema de bolsa al vacío hecha a partir de insumos nacionales.	43

Figura 3.7	Prueba de calcinación de la resina	44
Figura 3.8	Determinación de fracciones volumétricas por probeta.	45
Figura 3.9	Microscopio Zeiss.	47
Figura 3.10	Muestras de fibra de carbono encapsuladas.	48
Figura 3.11	Imágenes sobrepuestas del encapsulado tomadas de un	
-	microscopio.	48
Figura 3.12	Maquina cortadora por chorro de agua	50
Figura 3.13	Corte de la sección de análisis por chorro de agua	50
Figura 3.14	Geometría de las probetas para los ensayos de tensión y corte	51
Figura 3.15	Probetas cortadas para ensayo de tensión y corte.	51
Figura 3.16	Máquina servohidráulica Instron para ensayos universales	
	(configurado para ensayo de compresión con dispositivo	
	normalizado IITRI).	52
Figura 3.17	Extensómetro.	53
Figura 3.18	Galga extensométrica.	53
Figura 3.19	Probeta instrumentada montada en la máquina Instron.	54
Figura 3.20	Consola de conexión.	54
Figura 3.21	Consola de control.	54
Figura 3.2	Conexión del extensómetro.	55
Figura 3.23	Vista posterior de la unidad de procesamiento de datos	55
Figura 3.24	Caja de conexión gris.	55
Figura 3.25	Medidor de deformaciones P – 3500.	56
Figura 3.26	Cables conectados al Vernir Labpro y computadora.	56
Figura 3.27	Preparación para la recolección de datos.	57
Figura 3.28	Diagrama de conexión.	58
Figura 3.29	Circunferencia de Mohr	61
Figura 3.30	Fallas locales en la probeta después de la sujeción.	64
Figura 3.31	Resultados de la probeta ensayada a tensión número 1.	64
Figura 3.32	Resultados de la probeta ensayada a tensión número 2.	65
Figura 3.33	Resultados de la probeta ensayada a tensión número 3.	65
Figura 3.34	Resultados de la probeta ensayada a tensión número 4.	66
Figura 3.35	Resultados de la probeta ensayada a tensión número 5.	66
Figura 3.36	Probetas de tensión a 45° después del ensayo.	67
Figura 3.37	Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 1.	68
Figura 3.38	Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 2.	69
Figura 3.39	Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 3.	69
Figura 3.40	Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 4.	70
Figura 4.1	Importancia del diagrama V – n.	74
Figura 4.2	Diagrama de maniobra del Stela M1	75
Figura 4.3	Aproximación polinomial del comportamiento de la fuerza de	
	levantamiento a lo largo de la semienvergadura.	76
Figura 4.4	Formas de sujeción del sistema ala – montane – fuselaje.	77
Figura 4.5	Simplificación de la reacciones en el sistema ala – fuselaje – montante.	77
Figura 4.6	Idealización de la armadura formada por el sistema ala – montante	
	– fuselaje.	78
Figura 4.7	Método de medición de los puntos de la curva	79
Figura 4.8	Ejes de referencia utilizados en el Stela.	79
Figura 4.9	Corte longitudinal de la sección crítica	80
Figura 4.10	Corte transversal de la sección crítica	80

Figura 4.11	Medición con el calibrador de carátula adaptado al vernier de	
-	alturas.	81
Figura 4.12	Límites de la placa plana.	81
Figura 4.13	Estampado de la placa plana.	81
Figura 4.14	Calibración de la cámara en la hoja de calibración	82
Figura 4.15	Targets generados por el programa Rhinoceros.	83
Figura 4.16	Targets impresos para generar el origen de la pieza.	83
Figura 4.17	Reconocimiento de la ubicación de los targets.	84
Figura 4.18	Fotografías tomadas a la pieza para reconocimiento de los targets.	84
Figura 4.19	Curva base para el modelado	85
Figura 4.20	Curvas guía para la operación loft.	85
Figura 4.21	Resultado del modelado.	85
Figura 4.22	Análisis de la curvatura de la pieza.	86
Figura 4.23	Continuidad de la curvatura para diferentes valores de G.	86
Figura 4.24	Modelo exportado a ANSYS.	87
Figura 4.25	Configuración del elemento SHELL 99.	88
Figura 4.26	Tabla de constantes reales 1.	89
Figura 4.27	Tabla de constantes reales 2.	89
Figura 4.28	Definición del material C – Ep.	90
Figura 4.29	Valores para el criterio de falla.	90
Figura 4.30	Sección mallada.	91
Figura 4.31	Desplazamientos restringidos.	92
Figura 4.32	Representación de la placa en el fuselaje.	92
Figura 4.33	Descomposición de la fuerza del montante en sus componentes.	93
Figura 5.1	Campo de esfuerzos en el eje x.	95
Figura 5.2	Campo de esfuerzos en el eje y.	96
Figura 5.3	Campo de esfuerzos en el eje z.	96
Figura 5.4	Campo de esfuerzos en el plano xy.	97
Figura 5.5	Campo de esfuerzos en el plano yz.	97
Figura 5.6	Campo de esfuerzos en el plano xz.	98
Figura 5.7	Distribución del factor de Tsai – Wu.	98
Figura 5.8	Zona con la mayor probabilidad de falla (MX).	101
Figura A.1	Constancia de la participación en el 5º Congreso Internacional de	
	Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, noviembre 2008.	111
Figura A.2	Constancia de la participación del Ciclo de Conferencias con motiv del 20 Aniversario de la ESIME Ticomán, febrero 2009.	o 112

Relación de tablas.

Datos técnicos de Stela M1	XV
Definición de un programa de ensayo.	26
Definiciones de las fracciones volumétricas y densidad	36
Valores peso y volumen de las probetas ensayadas.	37
Resultados de la prueba de digestión y carbonización en G – Ep	46
Resultados de la prueba de digestión en C – Ep	47
Configuración del laminado del Stela-M1	49
Valores promedio de las dimensiones de las probetas.	51
Características de la máquina Instron modelo 8502	52
Requerimientos geométricos de las probetas de tensión	59
Resultados de los ensayos de tensión.	63
Resultados de los ensayos de corte.	68
Instrumentos realizados en la medición.	80
Resultados nodales de los esfuerzos.	99
	Datos técnicos de Stela M1 Definición de un programa de ensayo. Definiciones de las fracciones volumétricas y densidad Valores peso y volumen de las probetas ensayadas. Resultados de la prueba de digestión y carbonización en G – Ep Resultados de la prueba de digestión en C – Ep Configuración del laminado del Stela-M1 Valores promedio de las dimensiones de las probetas. Características de la máquina Instron modelo 8502 Requerimientos geométricos de las probetas de tensión Resultados de los ensayos de tensión. Resultados de los ensayos de corte. Instrumentos realizados en la medición. Resultados nodales de los esfuerzos.

Simbología y Abreviaturas

2D	Dos dimensiones
3D	Tres dimensiones
A_{ij}	Extensión de la matriz de rigidez
A _{trans}	Área transversal
\mathbf{B}_{ij}	Ensamble de la matriz de rigidez
C – Ep	Material compuesto de matriz de epóxico y fibra de carbono como reforzante
C_{ij}	Componentes de la matriz de rigidez de una lámina
CV	Coeficiente de variación
\mathbf{D}_{ij}	Matriz de rigidez que relaciona los momentos a la curvatura
ε _{axial}	Deformación axial
ε _{ij}	Componentes de deformación normal
ϵ_{trans}	Deformación transversal
Ex	Modulo de elasticidad en x (dirección de las fibras)
E _{xy}	Modulo de elasticidad longitudinal transversal
E _v	Modulo de elasticidad en y (dirección transversal a las fibras)
E_{yz}	Modulo de elasticidad transversal longitudinal
E_z	Modulo de elasticidad en z
F	Fuerza puntual
F_{ij}	Coeficiente de Tsai - Wu
$F_{\rm max}$	Fuerza máxima
G	Continuidad de la curvatura
G _{xy}	Módulo al cortante en el plano principal de la lámina.
G - Ep	Material compuesto de matriz de epóxico y fibra de vidrio como reforzante
γ_{ij}	Componentes de deformación angular
Γ_{ij}	Componentes de deformación angular
G_{xy}	Modulo de cizallamiento en el plano xy
G_{xz}	Modulo de cizallamiento en el plano yz
G_{yz}	Modulo de cizallamiento en el plano xz
H_2O_2	Agua oxigenada
HNO ₃	Acido nítrico
k	Indice o subíndice que corresponde al número de capas total de un laminado.
kN	Kilonewtons
kPa	Kilo Pascales
L	Levantamiento
М	Momento flexionante
М	Momento por unidad de longitud
MEF	Método del Elemento Finito
\mathbf{m}_{f}	Masa de la fibra
m _m	Masa de la matriz
m _t	Masa total Carga aplicada por unidad da longitud
IN	Carga apricada por unidad de fonglidu Factor de carga
ri n	Número do canas
II _{capas}	Relación de Poisson longitudinal transversal
V _{uxy}	Relación de Poisson transversal longitudinal
vuyz	Refueren de l'ofsson d'ansversar fonghadinar

ν_{xy}	Relación de Poisson en la dirección de las fibras.
ν_{yx}	Relación de Poisson en la dirección transversal a las fibras.
°C	Grados Celsius
PRxy	Relación de Poisson en xy
PRxy	Relación de Poisson en xy
PRyx	Relación de Poisson en yx
Q	Fuerza distribuida
Q_{ij}	Componentes de la matriz de rigidez de un laminado
R	Factor de seguridad
$\rho_{\rm f}$	Densidad de las fibras
ρ_{m}	Densidad de la matriz
ROTx	Rotaciones en x
ROTy	Rotaciones en y
ROTz	Rotaciones en z
ρ_t	Densidad total
S	Matriz de flexibilidad
σ_{cmax}	Esfuerzo máximo en compresión, en sentido longitudinal
σ_{cmax}	Esfuerzo máximo en compresión, en sentido transversal
σ_{Tx}	Esfuerzo normal en x
σ_{Ty}	Esfuerzo normal en y
σ_{ij}	Componentes de esfuerzo normal
S_{ij}	Componentes de la matriz de flexibilidad de un laminado
σ_{l}	Esfuerzo longitudinal
σ_{lmax}	Esfuerzo máximo en tensión, en sentido longitudinal.
σ_{max}	Esfuerzo normal máximo
σ_t	Estuerzo transversal
σ_{tmax}	Estuerzo maximo en tension, en sentido transversal.
Т	Fuerza de tension
t _{capa}	Espesor de capa Componentes de esfuerzo cortante
t _{ij}	Esfuerzo cortante méximo
τ_{max}	Estueizo coltante maximo
t _{prom}	Espesor prometro
Ux	Desplazamientos en x
Uy	Desplazamientos en y
Uz	Desplazamientos en z
V - n	Digrama de maniobra
V_f	Fracción volumétrica de metriz
v _m V	Fracción volumétrica de norosidad
v _p V	Volumen total
W	Peso
Xc	Esfuerzo máximo de compresión en x
Xt	Esfuerzo máximo de tensión en x
Yc	Esfuerzo máximo de compresión en v
Yt	Esfuerzo máximo de tensión en y
Zc	Esfuerzo máximo de compresión en z
Zt	Esfuerzo máximo de tensión en z

Introducción

Con el reciente surgimiento de empresas dedicadas a la fabricación de aeronaves ligeras en diversos estados de la República [1] se ha hecho evidente la falta de experiencia en el área que pueda satisfacer las necesidades de dichas empresas. Las empresas que se han dado a la tarea de construir aeronaves ligeras han solicitado el apoyo de las autoridades competentes tanto para justificar sus diseños, como para poder certificarlos y comenzar a comercializarlos [2].

En junio de 2005 la empresa Aeromarmi compró los moldes del avión "M1 Stela" (figura i.1) a la empresa de diseño española Aero Moragon, con las intenciones de construirlo y comercializarlo desde San Luis Potosí, México. El Stela – M1, se define como una aeronave monoplano biplaza de ala alta sujetada a la estructura mediante dos apoyos articulados, uno en la parte superior del fuselaje y un montante en la parte inferior. El fuselaje esta constituido en su totalidad de compuesto de fibra de carbono y resina epóxica; es de construcción monocasco desde el cortafuego en el frente, hasta el fin del plano horizontal en la parte trasera. Las partes fijas del estabilizador vertical y horizontal forman parte del fuselaje.



Figura i.1. Aeronave de fabricación nacional "Stela M1"

Habiendo realizado su primer vuelo (septiembre 2008), actualmente se continúa con el desarrollo y certificación de la aeronave, así como su estimado de vida útil. Dado que la aeronave esta hecha en su mayoría de materiales compuestos, los estudios mencionados anteriormente presentan un mayor grado de complejidad que los necesarios para una aeronave construida mayoritariamente en metales. Para poder llevar a cabo esta certificación, la empresa potosina firmó un convenio de colaboración con el Instituto Politécnico Nacional, específicamente con la ESIME UP Ticomán, además de recibir

financiamiento del CONACyT con la finalidad de dar soporte a estos objetivos, así como llevar a cabo investigación y desarrollo de la tecnología necesaria para la culminación de este proyecto.

El proyecto denominado "Aeromarmi – ESIME Ticomán" se ha retomado en marzo de 2007 y actualmente se encuentran en elaboración diversos trabajos que pretenden aportar soluciones de ingeniería para el desarrollo de la aeronave. Dentro del proyecto se ha planteado llevar a cabo un estudio de análisis de integridad de la estructura de la aeronave de fabricación nacional "Stela M-1" [3]. Dicho estudio permite entre otras cosas estimar la vida útil de la aeronave.

Justificación

Desde finales de los años 70s a la fecha la aplicación de materiales compuestos en la industria aeronáutica ha crecido considerablemente, comenzando con pequeñas partes no estructurales, después construyendo elementos estructurales, seguido de aviones ligeros construidos mayormente en compuestos, hasta llegar a grandes aviones fabricados en un gran porcentaje de compuestos, como lo es el avión 787 de Boeing. Con la creciente demanda de estos materiales se ha vuelto muy importante conocer los riesgos inherentes de falla en cualquier diseño que contenga elementos estructurales en materiales compuestos, debido a que estos materiales tienen más variables intrínsecas que los metales debido a su heterogeneidad, y que las propiedades del material varían considerablemente dependiendo de los procesos de manufactura.

De acuerdo con [4] los nuevos diseños de aeronaves se separan dramáticamente de los diseños tradicionales. Si se aplicaran los factores de seguridad históricos que se han utilizado tradicionalmente podrían no ser suficientes para proveer la seguridad adecuada. Por otro lado, la tendencia de diseñar para todos los posibles eventos desfavorables posibles que pudieran presentarse simultáneamente tendría como consecuencia un peso inaceptable. Los análisis realizados anteriormente en el diseño de aeronaves no tomaban en cuenta directamente la naturaleza aleatoria de la mayoría de los parámetros considerados. Por lo tanto si se consideran las propiedades del material, geometría del avión, medio ambiente, y condiciones de carga, como valores de diseño aislados da como resultado una confiabilidad o riesgo desconocidos para la estructura. Si se conoce la contribución de cada parámetro de diseño al riesgo de falla total, se puede saber en qué parte del diseño mejorar la confiabilidad. Así, los procesos de manufactura pueden ser ajustados para concentrarse en los parámetros con mayor influencia sobre la confiabilidad del diseño.

Dentro del estado del arte para este trabajo se encontraron dos filosofías de diseño para lograr estructuras fabricadas en materiales compuestos confiables, estas son la pirámide de ensayos, y los demostradores tecnológicos. Ambas filosofías tienen como objetivo evaluar el comportamiento de las estructuras, analizar los riesgos de falla de las mismas, y minimizar los parámetros que puedan llevar a dichas fallas.

La filosofía de la pirámide de ensayo se basa en analizar desde las formas más sencillas de la estructura, hasta componentes estructurales y su interacción con otros componentes de la aeronave. De este modo el análisis comienza con la evaluación de las propiedades de los materiales constituyentes del compuesto, para después evaluar muestras del compuesto, seguido de elementos estructurales, y así se evalúan formas

más complejas hasta llegar a secciones estructurales del avión. Para cada sección en la estructura, existe un estado de esfuerzo límite que ocurre a partir de una condición de carga específica. Este esfuerzo se conoce como esfuerzo crítico, y la carga que lo ocasiona como condición de carga crítica. El "factor de incertidumbre" también conocido como factor de seguridad, multiplica las cargas o esfuerzos críticos para obtener cargas o esfuerzos de diseño y se utilizan para contar con la posibilidad de que no se excedan los límites de esfuerzo que pueda resistir la estructura. Sin embargo, realizar la evaluación de una estructura mediante la pirámide de ensayos resulta muy costoso complejo, y en los niveles superiores se dispone sólo de un número limitado de datos, además de que para estructuras de aeronaves pequeñas resultaría incosteable la puesta en marcha de un programa de ensayos a escala real, si sólo se tiene contemplado una cadencia de fabricación reducida (algunos ejemplares por año). En cambio la filosofía de ensayos por medio de demostradores tecnológicos resulta más económica, debido a que se enfoca en analizar detalladamente las secciones críticas de una estructura identificada en un análisis previo, mediante el ensayo de probetas representativas de las secciones críticas y su análisis por métodos numéricos.

De acuerdo a los recursos con los que se cuentan en la ESIME Ticomán, llevar a cabo el análisis de integridad estructural en la aeronave mediante la filosofía de los demostradores tecnológicos resulta una estrategia complementaria a la pirámide de ensayos, pero con la ventaja de poder obtener mayor número de mediciones. Por lo tanto, se ha planteado un proyecto de cuatro etapas utilizando los demostradores tecnológicos para realizar el análisis antes mencionado.

El presente trabajo surge a partir del convenio mencionado anteriormente, denominado Aeromarmi – ESIME Ticomán, cuyos objetivos principales son determinar la vida útil del avión Stela – M1 y diseñar una aeronave nueva [1], [5]. Actualmente el convenio se encuentra en su primera etapa en la cual se desea establecer la vida útil de la aeronave a través de un análisis de integridad estructural, ver figura i.2 El estudio de integridad de una estructura en general depende principalmente de cuatro factores, los cuales son a) resistencia estática, b) efectos ambientales, c) fatiga, y d) tolerancia a la presencia de daños o defectos, [6]. Cada uno de estos factores incide en la vida útil de la estructura.

El criterio de resistencia estática requiere comparar las propiedades mecánicas de los materiales con respecto a los esfuerzos producidos en ellos por las cargas impuestas en vuelo. Para considerar los efectos producidos por los factores ambientales, se considera una reducción de las propiedades de resistencia de los materiales debido a estos factores, con base en un análisis de las condiciones ambientales a las cuales la aeronave estará expuesta.



Figura i.2. Objetivos del convenio Aeromarmi – ESIME Ticomán.

En cuanto a la fatiga, un material sometido a cargas cíclicas puede fallar aún si éste no ha excedido su límite de resistencia, [7]. En cuanto al aspecto de la presencia de grietas o defectos se parte de evaluar las propiedades en fractura de los materiales constituyentes, con estos parámetros se pueden establecer las dimensiones tolerables de los defectos sin que se produzca falla. Muchas de las veces las fallas ocurren por una combinación de estos cuatro factores, es por esto que es necesario predecir el número de ciclos que un componente podrá soportar sin presentar falla. Para esto se requiere conocer el perfil de cargas cíclicas que están actuando sobre el componente y las características de comportamiento en fatiga y fractura de los materiales [8]. Realizar un estudio de fatiga de elementos estructurales reales de una aeronave (ensayos en escala 1:1) requiere el uso de infraestructura y equipo de pruebas especial que implica una fuerte inversión, además del empleo de probetas hechas a partir de la estructura real [9], [10], situación que sólo se justifica cuando se tienen altos volúmenes de producción. El estudio de la fatiga de este tipo de materiales también se puede llevar a cabo utilizando herramientas de simulación, con la ayuda de herramientas numéricas como lo es el Método del Elemento Finito.

El objetivo global del análisis de integridad utilizando los demostradores tecnológicos es definir el plan de acción por medio de una metodología para estudiar el comportamiento de los elementos críticos de la estructura utilizando herramientas de análisis numérico, a partir de resultados experimentales de pruebas hechas al material que conforma a la estructura de la aeronave, con la finalidad de evaluar los estados de esfuerzo más críticos que se presentan en dicha parte con geometrías simplificadas. Se busca focalizar el planteamiento a las zonas identificadas como críticas, véase la figura i.3. Estos estados de esfuerzo críticos se presentan generalmente en las uniones con otros componentes, o zonas de alta complejidad como esquinas o bordes.

Dados estos planteamientos y con la finalidad de llevar a cabo, como parte de un objetivo más general, el estudio de integridad estructural, es que se propone esta tesis, la cual abarcará sólo una parte de toda esta metodología.

Sección crítica en análisis.

El "Stela M1" es una aeronave ultraligera monomotor de ala alta con empenaje convencional, dos plazas, y tren fijo tipo triciclo; la cual esta construida en un 95% en materiales compuestos. En la Tabla i.1 se muestra la ficha técnica del M1 Stela.

TABLA 1.1. Datos Técnicos de Stela M1						
Generales						
Plazas		2				
Porta equipaje	20	kg	44	lbs		
Peso Vacío	250	kg	550	lbs		
Peso Máximo	450	kg	990	lbs		
Capacidad de combustible	70	lts	18.5	gal		
Dimensiones						
Longitud	6.6	m	21.6	pie		
Altura	2.5	m	8.2	pie		
Envergadura	9.7	m	31.8	pie		
Planta Motriz						
Motor Jibarú	120 Hp @ 3300 rpm					
Hélice bipala de fibra de carbono. Paso	162.6	cm	64	plg		
variable ajustable en tierra.						
Consumo de combustible	24 lt/hr @ 75% Pot.					
Peso del motor	80	kg	176	lbs.		
Tipo de combustible	А	AVEGAS (+98)				
Aceite	Aeroshell 100					
Desempeño						
Techo de servicio	3964	m	13000	pie		
Autonomía	4 hrs @ 75%					
V _C	170	km/hr	92	nudo		
Vs	81	km/hr	44	nudo		
V _s con flaps 40°	69	km/hr	37	nudo		
V _{NE}	217	km/hr	117	nudo		
Régimen de ascenso	268	m/min	880	nudo/min		
Carrera de despegue (NMM)	128	m	420	pie		
Carrera de Aterrizaje	117	m	384	pie		
Rango	610	km	334	MN		

Este avión actualmente se consolida como el segundo en México hecho de materiales compuestos de construcción nacional, además de que cuenta con tecnología de última generación en instrumentos y las prestaciones del mismo le dan la oportunidad de competir internacionalmente en el mercado. En un trabajo previo realizado por Morales [11] se puede encontrar una descripción más detallada del avión con una mayor cantidad de datos.

Como toda aeronave, el M1 tiene zonas que se consideran críticas por estar sometidos a los más altos esfuerzos y por lo tanto donde pueden presentarse más fácilmente daños, además de que se normalmente estas zonas se encuentran donde se pierde la continuidad del material. Normalmente en estas zonas se encuentran en elementos estructurales críticos que en caso de fallar comprometen la integridad estructural de la aeronave. Las zonas críticas de especial interés identificadas por la ESIME UP Ticomán se muestran en la figura i.3.



Figura i.3. Partes críticas de la aeronave.

Identificando las partes críticas, éstas son las siguientes:

- Unión ala fuselaje (empotre del ala),
- Unión ala montante
- Unión fuselaje montante tren principal, y
- ➢ Unión bancada de motor − tren de nariz − fuselaje.

La sección crítica que se propone analizar en este trabajo es la unión tren principal – fuselaje – montante, que se puede observar en las figuras i.4. e i.5. En esta zona se pueden presentar diversos estados de esfuerzo dependiendo de las condiciones de vuelo. Se requiere un amplio estudio de todos los casos que puedan presentarse en el uso de la aeronave, con la finalidad determinar la condición crítica para un estado de esfuerzo específico. Sin embargo, ya que no es la intención del presente trabajo realizar un estudio de cargas en la aeronave, sino el desarrollo de un modelo numérico representativo para posteriormente en otro trabajo se pueda desarrollar una probeta representativa se considerará una condición de vuelo específica para el análisis, de manera que pueda realizarse posteriormente un análisis detallado.



Figura i.4 Aeronave Stela M-1.



Figura i.5 Acercamiento a la zona crítica del avión Stela M-1

La razón principal de trabajar en esta zona es que Aeromarmi ha proporcionado partes del avión para realizar diversos estudios en ellas, como las mostradas en la figura i.6

Esto permite medir y modelar la sección real sin la necesidad de hacer mediciones en los moldes, además de que se puede caracterizar física y mecánicamente el compuesto.



Figura i.6. Partes del avión proporcionadas por Aeromarmi.

Esta tesis se enfocará a desarrollar la primera fase de cuatro, que contribuirá en alcanzar el objetivo mas general que consiste en predecir numéricamente el comportamiento de cada uno de los elementos críticos de la estructura de una aeronave fabricada en materiales compuestos, a partir de resultados experimentales [12].

Dada la complejidad tanto de las cargas aplicadas como de la geometría de la parte crítica y con la finalidad de determinar experimentalmente el comportamiento global de cada una de las partes críticas arriba mencionadas, se propone en trabajos futuro el desarrollo de "demostradores tecnológicos", esto es, componentes estructurales que se encuentren sometidos a los mismos estados de esfuerzos y condiciones de frontera (cargas y desplazamientos) que la parte crítica, pero adaptados para poder ser ensayados en laboratorio y que de esta manera faciliten la tarea experimental.

Hipótesis.

Para llevar a cabo un análisis por el Método del Elemento Finito, es necesario establecer las condiciones de frontera, que para este caso serán las condiciones de carga del avión, las propiedades mecánicas y físicas del material, y el modelo geométrico de la zona de análisis.

Las condiciones de frontera deben establecerse lo más apegado a la realidad por lo que ser requerirá; un dimensionado detallado de la sección real del avión a analizar, una estimación teórica de las cargas que actúan en la sección durante el vuelo de acuerdo con las regulaciones correspondientes, y la caracterización del material compuesto con el que se trabaja tanto física como mecánicamente para obtener la mayor cantidad de propiedades de manera experimental.

¿Es posible realizar una primera aproximación de los valores de esfuerzo, deformación, y factor de seguridad, de la sección crítica tren principal – fuselaje – montante, que sirvan como punto de partida para el diseño de un demostrador tecnológico, mediante el análisis de una sección por el Método del Elemento Finito?

Objetivo.

Identificar las zonas con mayor probabilidad de falla en la unión considerada crítica tren principal-fuselaje-montante de la estructura de una aeronave utilitaria, biplaza, fabricada en materiales compuestos, a partir de resultados numéricos usando el Método del Elemento Finito, y de la caracterización físico – mecánica del material.

Objetivos Particulares.

- Identificar la parte crítica a analizar.
- > Medir y modelar en ambiente de computadora dicha parte.
- A partir de un estudio de cargas del avión representar las fuerzas que actúan en la parte crítica a analizar.
- > Caracterizar mecánicamente el material compuesto de la parte estudiada.
- Simular mediante el Método del Elemento Finito el comportamiento mecánico de la parte crítica e identificar la(s) zona(s) con mayor(es) probabilidad(es) de falla por resistencia.
- Identificar los estados de esfuerzo en esas zonas de mayor probabilidad de falla por resistencia.

Metodología.

Dado que se trabaja con materiales compuestos en este proyecto, se han planteado objetivos particulares que servirán para lograr el objetivo principal. La falta de experiencia en el trabajo de este tipo de materiales, hace evidente la necesidad del desarrollo de una metodología de análisis que pueda ser reproducida fácilmente para cualquier estudio que se lleve a cabo en el avión Stela – M1. A continuación se describen las etapas planteadas en este trabajo para ir desde la identificación de la parte crítica de análisis, hasta la obtención de los estados de esfuerzo de la misma.

Investigación bibliográfica.

Esta etapa consistirá en llevar a cabo la investigación bibliográfica y de campo sobre: a) los materiales compuestos, b) la programación de elementos finitos en estructuras laminadas, c) la estimación de cargas, d) la caracterización mecánica de materiales compuestos de matriz plástica reforzados con fibras, y e) técnicas para el dimensionado de geometrías complejas.

Para el análisis de esta sección la empresa Aeromarmi, proporcionó a la ESIME Ticomán una parte del avión para su estudio. Es importante conocer la mecánica de los compuestos, para así poder evaluar correctamente su comportamiento. La estructura y composición de un material compuesto real es muy complicada debido a la posición no ordenada dentro de la matriz, presencia de discontinuidades y curvaturas en la fibra, porosidad del material, fenómenos físicos y químicos en las interfaces etc. Es por esto que el desarrollo de teorías de comportamiento de materiales compuestos, está basado en modelos y análisis idealizados.

Por lo tanto se delimitará en esta etapa del proyecto las consideraciones para el análisis de la estructura del material, si es que se tomarán en cuenta los factores ambientales durante su estudio, y las teorías de falla que se planea utilizar. Por otro lado, se tendrá que delimitar el software de análisis por el Método del Elemento Finito que se utilizara, así como los elementos finitos disponibles que puedan comportarse como materiales laminados.

Finalmente en esta etapa recopilará toda la información necesaria para determinar la magnitud de las cargas que actúan en un avión, técnicas para modelado de geometrías complejas, y caracterización de materiales compuestos.

Estado del arte.

El estado del arte se refiere a toda aquella información e investigaciones más recientes al momento de la realización de la tesis que puedan servir como punto de partida, y/o sea de utilidad para el desarrollo del proyecto. Principalmente se desean conocer; investigaciones similares o relacionadas con el ensayo de componentes de aplicación estructural fabricados de materiales compuestos utilizando el MEF, técnicas utilizadas para obtener modelos virtuales de geometría compleja, y métodos para la caracterización de materiales compuestos.

Estas zonas críticas tienen las características de ser uniones entre subcomponentes estructurales y resistir cargas específicas como; la fuerza de levantamiento del ala, el peso del motor, o el peso del avión durante el aterrizaje. Por lo tanto dentro del estado del arte será necesario incluir métodos alternativos para el análisis de estructuras fabricadas en materiales compuestos.

Medir y desarrollar un modelo virtual de la sección crítica.

En la figura i.7 se puede observar sección crítica que se desea analizar, como se puede ver la geometría resulta muy complicada de medir con herramientas comunes de medición. Será necesario entonces, definir un método con el que se obtenga un modelo virtual tridimensional que asemeje lo más posible el modelo real.



Figura i.7. Secciones del avión Stela M1 proporcionadas por Aeromarmi.

Para estos fines, primero a través de la investigación bibliográfica se establecerán los métodos que se encuentren al alcance de los recursos disponibles. Una vez que se establezcan estos métodos, se llevarán a cabo los modelos virtuales por cada uno de los métodos y se evaluarán los resultados.

El software disponible para el análisis por el MEF dentro de la Escuela es ANSYS, el cual resulta complejo al momento de definir geometrías, por lo tanto resultaría sencillo utilizar programas como CATIA V5 o Rhinoceros, en los cuales es más sencillo crear y modificar modelos (en formatos compatibles con ANSYS) a partir de puntos, fotografías o curvas complejas, para posteriormente utilizar formatos de exportación a ANSYS. De los modelos obtenidos será importante evaluar el que tenga la mejor compatibilidad con el software de análisis, es decir:

- Que durante la exportación del modelo se pierda o modifique la geometría lo menos posible.
- Que durante el mallado con elementos finitos se permita la mayor densidad de elementos posible.
- Que el mallado se pueda crear ordenadamente para poder seleccionar elementos en áreas específicas.

Definir las cargas en el avión.

A partir de un estudio de cargas del avión realizado anteriormente por Morales [13] se identificarán las cargas que actúan en la parte en cuestión. Inicialmente se planteó la posibilidad de analizar las cargas producidas en dos condiciones de vuelo; a) vuelo recto y nivelado en un punto crítico de la envolvente de vuelo, y b) aterrizaje con una pierna del tren principal. Sin embargo, se limitará el análisis tan solo en la primera condición de vuelo antes mencionada, ya que no es el objetivo de esta tesis analizar detalladamente los estados de esfuerzo producidos durante las distintas condiciones de vuelo.

Para definir las cargas se necesitará la envolvente de vuelo característica del avión la cual proporciona el factor de carga para cada condición de vuelo permisible, ésta envolvente fue calculada previamente [11], y para dar continuación este trabajo, se analizará el mismo punto de la envolvente de vuelo, con las mismas condiciones atmosféricas, y con el mismo valor para el levantamiento del ala. Estas condiciones deberá transformarse en valores de cargas aplicadas al montante del ala en sus componentes en el cascaron.

Caracterización del material.

La caracterización del material es una de las partes medulares de éste trabajo, ésta se llevará a cabo en dos niveles, caracterización física y caracterización mecánica. Dentro de la caracterización física se obtendrán las fracciones volumétricas de fibras, resina, y porosidad en el material, el número de capas del laminado, y la orientación de las mismas. En la caracterización mecánica se obtendrán los valores experimentales de esfuerzo máximo en tensión del material, el módulo de elasticidad longitudinal – transversal, la relación de Poisson longitudinal – transversal, el esfuerzo máximo cortante, y el módulo de cizallamiento en el plano.

Toda la información mencionada anteriormente se utilizará para ingresar las constantes que se necesiten para el análisis de un material ortotrópico mediante el MEF. Sin embargo para la caracterización física se requerirá de la implementación del método de prueba ASTM D 3171 – 76, Método de Prueba Normalizado para Determinar el Contenido de Fibra de Materiales Compuestos por Matriz de Resina por medio de la Digestión de la Matriz[14].

Como se mencionó anteriormente para la caracterización física de un material será necesario determinar la fracción en volumen del refuerzo, la matriz, y el contenido de porosidad, esto se logra comúnmente mediante la separación de cada uno de los componentes del material compuesto, dentro de los métodos para medir éstas fracciones el más utilizado en ESIME es el ASTM D2734 – 91, Método de Prueba Normalizado para Determinar el Contenido de Porosidad de Plásticos Reforzados por su sencillez y rapidez. No obstante, el método anterior tan solo puede aplicarse en materiales compuestos cuyo refuerzo pueda soportar altas temperaturas sin que se vea modificada su densidad, ya que la separación de los constituyentes se lleva a cabo por la calcinación de la matriz. Por lo tanto será necesario poner a punto y validar el ensayo de disolución [13], utilizando como referencia el procedimiento de calcinación [14]. Para poner a punto el procedimiento de disolución [13] se deberán realizar ensayos piloto, que tendrán como objetivo tomar en cuenta todos los aspectos que no se mencionan en las normas. Durante los ensavos piloto se deberá tomar nota de cualquier cosa relevante para los ensayos posteriores y mejorar la prueba hasta que se tengan controlados todos estos aspectos.

De acuerdo con las normas, el número mínimo de ensayos para obtener valores estadísticos aceptables es cinco, por lo tanto se deberán realizar cinco ensayos para el procedimiento de calcinación [14], y cinco para el procedimiento de disolución [13], todas con probetas de fibra de vidrio que tengan las mismas propiedades físicas entre ellas, ya que comparando un procedimiento que se tiene dominado con uno nuevo se podrá comprobar la precisión del nuevo método. Cuando se haya validado el nuevo procedimiento se deberán realizar ensayos con un mínimo de cinco probetas de fibra de carbono para determinar las propiedades físicas del material fabricado en la empresa Aeromarmi.

La otra parte de la caracterización física será determinar el número de capas que conforman el laminado y la orientación de las fibras de cada capa. En esta etapa será necesario encapsular pequeñas probetas del material, para después pulirlo y hacer una observación en un microscopio.

La caracterización mecánica se llevará a cabo mediante ensayos de tensión y de corte. Las especificaciones y consideraciones para los ensayos se encuentran en diversas referencias [15][16] en las cuales se describe lo mínimo necesario para desarrollar las pruebas. Las probetas para estos ensayos se cortarán de la pieza proporcionada por Aeromarmi, el maquinado de las mismas deberá realizarse con mucho cuidado y la mayor exactitud posible, por lo que resultará importante cortar el material sin dañarlo. Los ensayos se llevarán a cabo utilizando una máquina servohidráulica Instron – 8502 para ensayos universales, y para la recolección de datos se utilizará una tarjeta de adquisición de datos en la cual llegan cuatro señales distintas; la carga y desplazamiento enviadas por la máquina de ensayos mecánicos, y las deformaciones longitudinales y transversales registradas en la probeta ya sea a través de galgas extensométricas o extensómetros. Las señales producidas por la máquina de ensayos mecánicos, para esto se utilizará un medidor de deformaciones P – 3500. Es importante señalar que todos los valores registrados por la tarjeta se registrarán en Voltios, por lo que será necesaria una calibración previa de todos los transductores que se utilicen y obtener las curvas de correlación, para poder transformar las señales (V) a valores que se puedan interpretar por el analista (N y μ E).

Se deberán realizar como mínimo cinco ensayos para cada estado de esfuerzo. Los ensayos de tensión se realizarán con las fibras del material alineadas con la dirección de desplazamiento de la máquina, los ensayos de corte se realizarán con probetas de las mismas dimensiones que las utilizadas para los ensayos de corte, con la diferencia de que las fibras deben estar orientadas a $\pm 45^{\circ}$ de la dirección de ensayo, en estos ensayos las probetas experimentarán esfuerzos combinados, pero los resultados son aceptables para determinar las propiedades al corte del material. Lo último debido a la falta de equipo disponible para realizar ensayos en los que las probetas experimenten esfuerzo cortante puro.

Simulación por el MEF.

La simulación del elemento finito comenzará al importar al software adecuado el modelo virtual de la pieza. Se deberá establecer el tipo de análisis que se quiere realizar (estructural en este caso) y escoger un elemento finito que se comporte como un material laminado o que se conforme por capas que puedan cada una tener sus propiedades individuales. Posteriormente se darán de alta las propiedades teóricas o experimentales del material con el que se trabaja, en este momento es donde se introducen los valores obtenidos en la caracterización del material.

El mallado de la pieza se deberá realizar de manera estructurada, o cuadriculada para poder elegir los nodos de la zona donde actúa la fuerza del montante. El mallado se realizará inicialmente de baja densidad y se refinará la malla en las zonas de mayor interés. Una vez mallada la pieza se procederá a restringir los desplazamientos y rotaciones necesarias para poder simular las condiciones de carga reales que experimenta la sección durante el vuelo, en este momento los valores de carga calculados serán utilizados.

Con las condiciones de frontera establecidas en el software se procederá a dar la instrucción para solucionar las ecuaciones que se hayan generado. Es importante señalar que aunque el mallado de la pieza pueda ser muy fino, las limitantes del software pueden ocasionar que el mallado de la pieza sea menos denso, ya que de otro modo la cantidad de ecuaciones generadas serían excesivas para los recursos informáticos disponibles.

Análisis y discusión de resultados.

Utilizando las opciones de post – procesamiento del software se llevará a cabo el análisis de los resultados, dentro de los aspectos más importantes a analizar se encuentran:

- Esfuerzos normales generados en los ejes de orientación de las fibras.
- Esfuerzos cortantes generados en el plano paralelo a la orientación de las fibras.
- Deformaciones longitudinales y transversales generadas en los ejes de orientación de las fibras.
- Deformaciones angulares generadas en el plano paralelo a la orientación de las fibras.
- Factor de resistencia (equivalente al factor de seguridad), calculado con los valores de salida del análisis numérico, utilizando una teoría de falla adaptada para materiales compuestos, tal como la de Tsai – Wu.

Mediante el análisis de estos resultados se deberán identificar las zonas de la sección crítica con mayores probabilidades de falla, la distribución de esfuerzos en la pieza, y el factor de seguridad en la pieza. Finalmente se darán las conclusiones y recomendaciones del trabajo. En la figura i.8, se propone un diagrama esquemático de la metodología utilizada.



Figura i.8. Metodología de la tesis.



Figura i.8 (continuación). Metodología de la tesis.

Alcance.

Los resultados de este trabajo serán:

- > Un modelo virtual tridimensional de la sección crítica de análisis.
- Las fracciones volumétricas del material compuesto que conforma la sección crítica.
- Los valores experimentales de las constantes que caracterizan el material compuesto mecánicamente de esfuerzo máximo en tensión, esfuerzo máximo en corte, relación de Poisson longitudinal – transversal, relación de Poisson transversal – longitudinal, módulo de elasticidad longitudinal – transversal, módulo de elasticidad transversal – longitudinal, y módulo de cizallamiento.
- > Un modelo de elementos finitos en la zona de análisis
- Identificación de las zonas con mayor probabilidad de falla en la sección crítica, junto con el factor de seguridad correspondiente para esa zona.

Restricciones.

- No se considerarán las condiciones ambientales durante los ensayos mecánicos y la caracterización física, aunque por las condiciones ambientales de la Cd. de México y de los laboratios de la ESIME Ticomán, estas generalmente se mantienen dentro de los valores recomendados por las normas
- Las propiedades en compresión del material se establecerán con una relación entre los valores experimentales de los ensayos de tensión y los valores teóricos encontrados en la bibliografía.
- Las condiciones de carga en la sección se analizarán sólo para una condición de vuelo específica, despreciando la influencia del tren de aterrizaje en la sección, y la componente de resistencia al avance en el ala y montante.

Capítulo 1 Marco teórico.

1.1 Marco teórico sobre materiales compuestos.

Un compuesto es un material heterogéneo que esta formado de dos o más constituyentes distintos, cada componente tiene diferentes propiedades mecánicas que al combinarse dan como resultado un material con características nuevas. Esta definición depende del nivel de análisis ya que todos los materiales pueden ser considerados heterogéneos si la escala de interés es suficiente mente pequeña, lo cual complica la creación de una definición simple y útil, por ejemplo en la figura 1.1 el material puede ser considerado homogéneo y anisotrópico en una escala macroscópica, ya que tiene una composición en diferentes lugares (A y B) pero las propiedades varían con la orientación. En una escala microscópica, el material es heterogéneo e isotrópico, teniendo características diferentes en los volúmenes (a y b)[16].



Figura 1.1. Escalas macroscópicas (A, B) y microscópica (a, b).

De manera práctica el término de materiales compuestos se limita a aquellos que se conforman por una fase dispersa que actúa como reforzante de una fase continua llamada matriz. Los materiales compuestos pueden ser clasificados en dos niveles que son los siguientes: a) la matriz, y b) el reforzante. Las propiedades de la matriz dependen principalmente del tipo de la misma. Dentro de las matrices utilizadas están las orgánicas; dentro de las cuales se encuentran las poliméricas y a base de carbono; metálicas, y cerámicas. La función de la matriz es mantener al refuerzo (fibras) unido,

protegerlo de reacciones debido al medio ambiente, transmitir los efectos de las cargas de fibra en fibra o de partícula en partícula, y proteger el refuerzo del fenómeno conocido como abrasión mecánica.

El refuerzo es el constituyente que se puede controlar dimensionalmente (consta de geometría fija), y puede estar en forma de partículas, fibras u hojuelas. El refuerzo tiene como finalidad incrementar las propiedades mecánicas del material y generalmente soportan la mayor parte de los esfuerzos, por lo que, para obtener un material compuesto útil es necesario que exista un porcentaje en volumen de refuerzo significativo (10% o mayor) del reforzante [17].

Para que un material compuesto pueda ser considerado de aplicación estructural, un material compuesto debe cumplir los siguientes requisitos:

- > Se compone de dos o más materiales con propiedades mecánicas distintas.
- > Pueden ser fabricados de tal manera que la forma, distribución, y cantidad de un material en el otro pueda hacerse de manera controlada.
- Deben tener un comportamiento único, útil y superior al que se hubiese podido predecir haciendo uso de las propiedades, cantidades y arreglos de sus materiales constituyentes y de la mecánica de materiales.

1.1.1 Materiales compuestos laminados de matriz polimérica.

Los refuerzos más utilizados actualmente para compuestos de matriz orgánica son las fibras en forma de filamentos [16]. El material compuesto que se estudia en esta tesis corresponde a un compuesto de matriz orgánica de tipo polimérica, con un reforzante tejido de fibra. A continuación se hace una breve descripción de las características de los constituyentes del compuesto [17].

Matriz polimérica. Las matrices poliméricas se subdividen en termoestables y termoplásticas, dentro de las termoestables las más comúnmente utilizados son las resinas poliéster, epóxicas y las poliamidas, en este caso el material que se analiza está constituido de una matriz epóxica. Las resinas epóxicas, actualmente son ampliamente utilizadas en materiales compuestos avanzados para aplicaciones estructurales y aeroespaciales. A pesar de que el comportamiento de estas resinas es susceptible a la humedad, son generalmente superiores a las del tipo poliéster en cuanto a su resistencia a la humedad, factores ambientales, además de tener mejores propiedades mecánicas.

Fibra de carbono. La fibra de refuerzo más utilizada en compuestos avanzados es la fibra de carbono. Esto es principalmente por dos razones. Primero, la tecnología de manufactura de las fibras, a pesar de ser compleja, es más sencilla que otras fibras avanzadas. Segundo, la fibra de carbono tiene propiedades mecánicas muy útiles que pueden dar como resultado un compuesto con buenas propiedades mecánicas y físicas. Cabe mencionar que las propiedades de las fibras de carbono varían de acuerdo a la temperatura de fabricación, y el modulo de elasticidad y la resistencia a la tensión están controladas por el proceso de fabricación.
Fibras tejidas. Las fibras flexibles como las de vidrio, carbono o aramida, pueden ser tejidas para formar telas, que pueden ser impregnadas con un material que conforme una matriz. Existe una amplia variedad de patrones de tela disponibles en el mercado a los que se les pueden dar diversos usos. Normalmente, los tejidos tienen mejores propiedades mecánicas en el plano se acomodan mejor en configuraciones estructurales con curvaturas considerables y son más manipulables que las láminas unidireccionales.

1.1.2 Concepto de lámina y laminado.

Una lámina, es una capa plana (o curva) de fibras unidireccionales o una tela en una matriz. La lámina es un material ortotrópico, con los ejes principales alineados con las fibras, como se muestra en la figura 1.2.



Figura 1.2. Lámina unidireccional y sus ejes principales.

En esta tesis en particular se analiza la lámina tipo tejido, donde todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí. Las fibras longitudinales están entrelazadas con las fibras transversales. La mitad de las fibras pueden estar orientadas en cada una de estas direcciones, formando un tejido equilibrado, o puede haber más fibras en una dirección que en la otra, formando un tejido no equilibrado. En la figura 1.3 se muestra un ejemplo de una lámina tipo tejido.



Figura 1.3. Ejemplos de láminas tipo tejido [19].

Un laminado se conforma por dos o más láminas unidireccionales o capas apiladas en distintas orientaciones. Las láminas pueden ser de varios espesores y consistir de diferentes

materiales. Como los ejes principales del material difieren de una capa a otra, es conveniente analizar los laminados utilizando un sistema fijo de coordenadas como se muestra en la figura 1.4.



Figura 1.4. Lámina multidireccional con un sistema coordenado de referencia [17].

Los laminados se construyen apilando capas de fibras tanto unidireccionales como tejidas con diferentes orientaciones. Las propiedades efectivas del laminado varían de acuerdo a la orientación de las fibras, espesor, y secuencia de apilamiento de las capas individuales.

1.1.3 Fundamentos de análisis macromecánico en compuestos.

Si el compuesto es estudiado al nivel de lámina, usualmente es recomendable considerar al material como homogéneo, y sin embargo anisotrópico, utilizando las propiedades promedio en el análisis. Este tipo de análisis se llama macromecánico y considera a la lámina unidireccional como un material anisotrópico cuasi – homogéneo con sus valores promedio de rigidez y resistencia. El criterio de falla debe expresarse en términos de esfuerzo promedio sin hacer referencia particular a mecanismos de falla locales. Esta aproximación es recomendada en el estudio del comportamiento general de elasticidad y viscoelasticidad de compuestos laminados y estructuras que asumen continuidad en el material [16].

Relación esfuerzo – deformación

El estado de esfuerzo en un punto en un medio continuo puede ser representado por nueve componentes de esfuerzo σ_{ij} (donde *i*, *j* = 1, 2, 3) actuando en los lados de un cubo diferencial con los lados paralelos a los ejes 1, 2, 3 de sistema coordenado como referencia (figura 1.5). Similarmente el estado de deformación se representa por nueve componentes ε_{ij} .



Figura 1.5. Componentes de esfuerzo que actúan sobre un elemento diferencial de un laminado [19].

En la mayoría de los casos los componentes de esfuerzo – deformación se relacionan con la Ley de Hooke Generalizada, como se indica en (1 - 1).

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \qquad \varepsilon_{ij} = S_{ijkl} \sigma_{kl} \qquad (i, j, k, l = 1, 2, 3)$$

Donde:

 C_{ijkl} = Componentes de la matriz de rigidez S_{ijkl} = Componentes de la matriz de flexibilidad

La matriz de flexibilidad $[S_{ijkl}]$ es la inversa de la matriz de rigidez $[C_{ijkl}]$.

En general se requerirían 81 constantes elásticas para caracterizar completamente un material. Sin embargo, la simetría de los tensores de esfuerzo y deformación reducen el número de constantes elásticas independientes a 36 obteniendo la ecuación (1 - 2).

$$\sigma_{ij} = C_{ij}\varepsilon_j \qquad \qquad \varepsilon_{ij} = S_{ij}\sigma_j \qquad (1-2)$$

$$(i, j, k, l = 1, 2, 3, ..., 6)$$

Entonces, la relación de esfuerzo – deformación para un material anisotrópico se puede escribir como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} C_{12} C_{13} C_{14} C_{15} C_{16} \\ C_{21} C_{22} C_{23} C_{24} C_{25} C_{26} \\ C_{31} C_{32} C_{33} C_{34} C_{35} C_{36} \\ C_{41} C_{42} C_{43} C_{44} C_{45} C_{46} \\ C_{51} C_{52} C_{53} C_{54} C_{55} C_{56} \\ C_{61} C_{62} C_{63} C_{64} C_{65} C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix}$$
(1-3)

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} S_{12} S_{13} S_{14} S_{15} S_{16} \\ S_{21} S_{22} S_{23} S_{24} S_{25} S_{26} \\ S_{31} S_{32} S_{33} S_{34} S_{35} S_{36} \\ S_{41} S_{42} S_{43} S_{44} S_{45} S_{46} \\ S_{51} S_{52} S_{53} S_{54} S_{55} S_{56} \\ S_{61} S_{62} S_{63} S_{64} S_{65} S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{5} \end{bmatrix}$$
(1-4)

En el caso de un material ortotrópico (el cual tiene tres planos de simetría mutuamente perpendiculares) las relaciones de esfuerzo – deformación tienen la misma forma que las ecuaciones de (1-2). Sin embargo, el número de constantes elásticas independientes se reduce a nueve, ya que varios términos de rigidez y flexibilidad se interrelacionan. Esto se puede observar claramente cuando el sistema de de coordenadas de referencia se selecciona a lo largo de los planos principales de simetría del material, por ejemplo en el caso de materiales especialmente ortotrópicos, de modo que se tiene (1-3) y (1-4).

$$\begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} C_{12} C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} C_{22} C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} C_{23} C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix}$$
(1-3)

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} S_{12} S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} S_{22} S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} S_{23} S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{bmatrix}$$
(1-4)

Queda claro entonces que un material ortotrópico puede ser caracterizado por nueve constantes elásticas independientes. Este número no cambia si se modifica el sistema coordenado de referencia a uno en el cual las matrices de rigidez y flexibilidad mostradas en (1 - 3) y (1 - 4) estén llenas por completo. Los términos de ambas matrices, rigidez y flexibilidad, se pueden obtener de la inversa de la otra, por lo que la relación entre C_{ij} y S_{ij} se puede obtener fácilmente.

De manera similar, mientras más ejes de simetría existan en el material serán menos las constantes independientes requeridas para la caracterización del material, por ejemplo un material transversalmente isotrópico, en el cual uno de sus planos principales es un plano de isotropía, puede ser caracterizado por sólo cinco constantes elásticas independientes. Las relaciones de esfuerzo – deformación en este caso se simplifican al notar que tanto los subíndices 2 y 3, como 5 y 6 de las constantes del material son intercambiables en las ecuaciones (1 - 3) y (1 - 4), por ejemplo:

$$C_{12} = C_{13}$$

$$C_{22} = C_{33}$$

$$S_{12} = S_{13}$$

$$S_{22} = S_{33}$$

$$C_{55} = C_{66}$$

$$S_{55} = S_{66}$$
(1-5)

Por otra parte, de acuerdo con la bibliografía especializada [16], se puede demostrar que el elemento de rigidez C_{44} (o el elemento de flexibilidad S_{44}) no es independiente. De modo que la relación esfuerzo – deformación de un material isotrópico transverso se puede reducir a

$$\begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} C_{12} C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} C_{22} C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix}$$
(1-6)

y las relaciones inversas se reducen a

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} S_{12} S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} S_{22} S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} S_{23} S_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{S_{22} - S_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{S_{55}}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{4} \\ \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{bmatrix}$$
(1-7)

Las relaciones que se presentan en las ecuaciones 1 - 6 y 1 - 7 muestran que un material ortotrópico con isotropía transversa se puede caracterizar con sólo cinco constantes elásticas independientes. Cabe mencionar que para el caso de un material isotrópico sólo son necesarias dos constantes independientes.

Existen tres observaciones importantes respecto a la relación esfuerzo – deformación de (1 - 3) y (1 - 4):

- > No existe interacción entre los esfuerzos normales y las deformaciones angulares.
- No existe interacciones entre los esfuerzos cortantes y deformaciones longitudinales.
- No existe interacción entre los esfuerzos cortantes y deformaciones angulares en diferentes planos.

Las relaciones de esfuerzo – deformación mencionadas anteriormente adquieren un mayor sentido físico cuando se expresan en términos de constantes de ingeniería más familiares, como pueden ser módulos de elasticidad y relación de Poisson. El valor de las constantes ingenieriles puede calcularse con ecuaciones encontradas en la bibliografía especializada [16], [17], [18], [19] y dependen del tipo de láminas de las cuales se compone el laminado. A partir de las constantes ingenieriles, se puede obtener la matriz de flexibilidad [*S*], la cual relaciona los esfuerzos normales (σ_i) y cortantes (τ_i) con las deformaciones lineales (ε_i) y angulares (γ_i). Las relaciones de esfuerzo deformación de la ecuación (1 – 4) se puedenexpresar en términos de constantes de ingeniería como se presentan en la ecuación [1–8]

$$\begin{vmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{4} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{1}{E_{1}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{2}} & -\frac{\nu_{31}}{E_{3}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{1}} & \frac{1}{E_{2}} & -\frac{\nu_{32}}{E_{3}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_{1}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{2}} & \frac{1}{E_{3}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ \gamma_{5} \\ \gamma_{6} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \tau_{5} \\ \tau_{6} \end{vmatrix}$$
(1-8)

La relación entre los componentes de flexibilidad S_{ij} y las constantes de ingeniería resultan sencillas de determinar. Sin embargo, éste no es el caso de la relación entre los componentes de rigidez C_{ij} y las constantes de ingeniería. Para obtener dichas relaciones, se necesita invertir la matriz de flexibilidad $[S_{ij}]$ y expresar cada elemento de rigidez C_{ij} en función de los componentes de flexibilidad S_{ij} como por ejemplo:

$$C_{11} = \frac{S_{22}S_{33} - S_{23}^2}{S}$$

$$C_{22} = \frac{S_{33}S_{11} - S_{13}^2}{S}$$

$$C_{33} = \frac{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}{S}$$

$$C_{12} = \frac{S_{13}S_{23} - S_{12}S_{33}}{S}$$

$$C_{23} = \frac{S_{12}S_{13} - S_{23}S_{11}}{S}$$

$$C_{13} = \frac{S_{12}S_{23} - S_{13}S_{22}}{S}$$

$$C_{44} = \frac{1}{S_{44}}, \quad C_{55} = \frac{1}{S_{55}}, \quad C_{66} = \frac{1}{S_{66}}$$
(1-10)

Donde

$$S = \begin{vmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{vmatrix}$$
(1-12)

Sustituyendo las relaciones entre S_{ij} y las constantes de ingeniería en las ecuaciones (1–11) y (1–12) se obtiene:

$$C_{11} = \frac{1 - v_{23}v_{32}}{E_2 E_3 \Delta}$$

$$C_{22} = \frac{1 - v_{13}v_{31}}{E_1 E_3 \Delta}$$

$$C_{33} = \frac{1 - v_{12}v_{21}}{E_1 E_2 \Delta}$$

$$C_{12} = \frac{v_{21} + v_{31}v_{23}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{v_{12} + v_{13}v_{32}}{E_1 E_3 \Delta}$$

$$C_{23} = \frac{v_{32} + v_{12}v_{31}}{E_1 E_3 \Delta} = \frac{v_{23} + v_{21}v_{13}}{E_1 E_2 \Delta}$$

$$C_{13} = \frac{v_{13} + v_{12}v_{23}}{E_1 E_2 \Delta} = \frac{v_{31} + v_{21}v_{32}}{E_2 E_3 \Delta}$$

$$C_{44} = G_{23}, \quad C_{55} = G_{13}, \quad C_{66} = G_{12}$$
(1 - 13)

Donde

$$\Delta = \frac{1}{E_1 E_2 E_3} \begin{vmatrix} 1 & -\nu_{21} & -\nu_{31} \\ -\nu_{12} & 1 & -\nu_{32} \\ -\nu_{13} & -\nu_{23} & 1 \end{vmatrix}$$
(1-16)

Es importante notar que en el caso de un material isotrópico transverso con el plano 2 - 3 como un plano de isotropía se tiene la ecuación [1 - 17]

$$E_2 = E_3$$

 $G_{12} = G_{13}$ (1 - 17)
 $v_{12} = v_{13}$

1.1.4 Comportamiento mecánico de estratificados.

El comportamiento mecánico de un laminado multidireccional se encuentra en función de las propiedades y secuencia de apilamiento de las capas individuales. Mediante la teoría clásica de laminados se calcula el comportamiento global de un laminado de acuerdo con las siguientes consideraciones:

- Cada capa (lámina) del laminado es cuasihomogénea y ortotrópica.
- El laminado es delgado, sus dimensiones laterales son más grandes que su espesor y está sometido a esfuerzos sólo en un plano, por ejemplo, el laminado y sus capas

(excepto por los bordes) se encuentran en un estado de esfuerzo plano ($\sigma_z = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$).

- > Todos los desplazamientos son pequeños comparados con el espesor del laminado.
- Los desplazamientos son continuos a través del laminado.
- Los desplazamientos en el plano de esfuerzo varía linealmente a través del espesor del laminado, por ejemplo los desplazamiento u y v en las direcciones x y y son funciones lineales de z.
- > Las deformaciones angulares transversales γ_{xz} y γ_{yz} son despreciables.
- Las relaciones de esfuerzo deformación y deformación desplazamiento son lineales.
- Las distancias normales de la mitad de la superficie permanecen constantes.

En la figura 1.6 se muestra una sección de un laminado normal al eje y antes y después de la deformación. El plano xy es equidistante de las superficies externas del laminado y se le llama plano de referencia.



Figura 1.6. Sección de laminado antes (ABCD) y después (A'B'C'D') de la deformación [17].

Las deformaciones se pueden relacionar en cualquier punto del laminado al plano de referencia y las curvaturas de laminado como en la ecuación (1 - 18).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_s^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_s \end{bmatrix}$$
(1 - 18)

Si se considera una capa individual k de un laminado multidireccional cuyo plano medio se encuentra a una distancia z_k del plano de referencia (ver figura 1.7). Las relaciones de esfuerzo – deformación referidos para esta capa de los ejes principales son

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{bmatrix}_k$$
(1-19)

Después de la transformación de coordenadas del laminado se tiene:



Figura 1.7. Capa k en el laminado [17].

Sustituyendo las relaciones de deformación de la ecuación (1 - 18) se obtiene la ecuación (1 - 21).

$$\left[\sigma\right]_{x,y}^{k} = \left[Q\right]_{x,y}^{k} \left[\varepsilon^{o}\right]_{x,y} + z\left[Q\right]_{x,y}^{k} \left[k\right]_{x,y}$$

$$(1-21)$$

De las ecuaciones (1-18) y (1-21) se puede observar que mientras que las deformaciones varían linealmente a través del espesor, los esfuerzos no. Debido a la variación discontinua de la matriz de rigideces transformada $[Q]_{x, y}$ de una capa a otra, los esfuerzos también varían de forma discontinua de capa en capa. Esto se ejemplifica con el laminado hipotético de cuatro capas en la figura 1.8, el cual se encuentra bajo esfuerzo uniaxial en la dirección x. Para una cierta variación de deformación, a través del espesor, la variación del módulo de elasticidad E_x de una capa a la otra puede causar una variación discontinua de esfuerzo. El esfuerzo promedio de cada capa se determina conociendo las deformaciones en el plano de referencia $[\varepsilon^{o}]_{x,y}$, las curvaturas $[k]_{x,y}$ del laminado, la ubicación del plano medio de cada capa z_k y la matriz de rigideces transformada $[Q]_{x,y}$.



Figura 1.8. Variación lineal de la deformación y variación discontinua del esfuerzo de un laminado multidireccional [17].



Figura 1.9. Resultantes de fuerza y momentos en una capa [17].

Debido a la variación discontinua de esfuerzos de una capa a otra, es conveniente calcular el efecto acumulado de esfuerzos en el laminado. Por lo tanto se buscan expresiones matemáticas que relacionen fuerzas y momentos del laminado deformado. Los esfuerzos que actúan sobre una capa k de un laminado, como se muestra en la figura 1.7 los cuales pueden ser evaluados mediante la ecuación (1–21) pueden reemplazarse por las resultantes de fuerzas y momentos por unidad de longitud como en la figura 1.9 y se calculan con las ecuaciones (1–22) y (1–23)

$$N_x^k = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz$$

$$N_y^k = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y dz$$

$$N_{xy}^k = N_s^k = \int_{-t/2}^{t/2} \tau_s dz$$
(1 - 22)

$$M_x^k = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz$$

$$M_y^k = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y z dz$$

$$M_{xy}^k = M_s^k = \int_{-t/2}^{t/2} \tau_s z dz$$
(1-23)

Donde

z = La coordenada variable de un punto en la sección transversal.

t = Espesor de lámina.

 N_x^k , N_y^k = Fuerzas normales por unidad de longitud.

 N_s^k = Fuerza cortante por unidad de longitud.

 M_x^k , M_y^k = Momento flector por unidad de longitud.

 M_s^k = Momento de torsión por unidad de longitud.

En el caso de un laminado la fuerza total por unidad de longitud y el momento resultante por unidad de longitud se obtienen de la suma de los efectos de todas las capas. Por lo tanto, para la capa k de la figura 1.10, se tienen las ecuaciones (1–24) y (1–25)

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_s \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_s \end{bmatrix}_k dz \qquad (1-24)$$
$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_s \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_s \end{bmatrix}_k zdz \qquad (1-25)$$

donde h_k y h_{k-1} son coordenadas en z de las superficies externas de la capa k.



Figura 1.10. Laminado multidireccional con notación coordenada para cada capa [17].

Sustituyendo la ecuación (1 - 21) para los esfuerzos en las capas de las ecuaciones (1 - 24) y (1 - 25) se obtiene:

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \\ N_{s} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^{n} \left\{ \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{yx} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{sx} & Q_{sy} & Q_{ss} \end{bmatrix}_{k} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x}^{o} \\ \varepsilon_{y}^{o} \\ \gamma_{s}^{o} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} dz + \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{yx} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{sx} & Q_{sy} & Q_{ss} \end{bmatrix}_{k} \begin{bmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{s} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} zdz \right\} (1 - 26)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x} \\ M_{y} \\ M_{s} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^{n} \left\{ \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{yx} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{sx} & Q_{sy} & Q_{ss} \end{bmatrix}_{k} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x}^{o} \\ \varepsilon_{y}^{o} \\ \gamma_{s}^{o} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} zdz + \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{yx} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{xx} & Q_{sy} & Q_{ss} \end{bmatrix}_{k} \begin{bmatrix} k_{x} \\ k_{y} \\ k_{s} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_{k}} z^{2}dz \right\} (1 - 27)$$

En las ecuaciones anteriores, las rigideces $[Q]_{x,y}^k$, las deformaciones del plano medio $[\varepsilon^o]_{x,y}$, y las curvaturas $[k]_{x,y}$ pueden salir de la integral ya que no están en función de *z*. De estas cantidades solo las rigideces son únicas para cada capa *k*, mientras que las deformaciones y las curvaturas se refieren a todo el laminado y son las mismas para todas las capas. Por lo tanto $[\varepsilon^o]_{x,y}$ y $[k]_{x,y}$ pueden factorizarse fuera de la suma. De acuerdo a la bibliografía especializada las expresiones utilizadas para definir los momentos y las fuerzas pueden combinarse en una expresión general que relaciona las fuerzas y momentos con las deformaciones y curvaturas del plano de referencia, que en su forma breve se expresa como la ecuación (1–28):

$$\begin{bmatrix} N \\ \cdots \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & \vdots & B \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ B & \vdots & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^{\circ} \\ \cdots \\ k \end{bmatrix}$$
(1 - 28)

Las ecuaciones anteriores se expresan en términos de matrices de rigidez del laminado, [A], [B], y [D], las cuales están en función de geometría, propiedades del material y secuencia de apilamiento de las capas. Estos son los parámetros elásticos promedio del laminado multidireccional y su significado es el siguiente:

 A_{ij} Son los elementos de la matriz de rigidez en extensión, relacionando las cargas sobre un plano con las deformaciones en el mismo, los elementos de esta matriz pueden obtenerse mediante la ecuación (1 - 28a)

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{k=n} Q_{ij} (h_k - h_{k-1})$$
 (1-28a)

 B_{ij} Son los términos de acoplamiento de extensión – flexión, relacionando las cargas con las curvaturas y los momentos con las deformaciones y se pueden evaluar mediante la ecuación (1 – 28b)

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{k=n} Q_{ij} (h_k^2 - h_{k-1}^2)$$
 (1 - 28b)

 D_{ij} Son los términos de rigidez en flexión de la lámina relacionando los momentos a las curvaturas y se pueden calcular mediante la ecuación (1 - 28c)

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{k=n} Q_{ij} (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$
 (1 - 28c)

1.1.5 Resistencia de los materiales compuestos.

El término falla es comúnmente mal utilizado en referencia a los materiales compuestos. Los compuestos laminados típicamente exhiben varias fallas locales anteriores a la ruptura total del laminado (separación en dos pates). La primera falla, no necesariamente corresponde a la falla final. Las fallas locales son llamadas entonces daños y la presencia varias fallas locales con un incremento de carga o tiempo son referidas como acumulación de daño.

Los criterios de resistencia mas utilizados frecuentemente corresponden a ampliaciones de criterios similares usados para materiales isótropos como por ejemplo los correspondientes a esfuerzo máximo, deformación máxima y criterios cuadráticos. Todos estos criterios son empíricos, pero son consistentes con los principios mecánicos y son necesarios para llevar a cabo un diseño correcto. El objetivo principal de tener una teoría de falla es que el diseñador la pueda utilizar con confianza en la mayoría de las configuraciones estructurales y condiciones de carga, además de poder incluir nuevos materiales en su diseño que se adapten a sus necesidades.

1.1.5.1 Teoría de esfuerzo máximo.

La teoría de esfuerzo máximo considera que la falla ocurre cuando cualquier componente de esfuerzo alcanza su valor límite, independientemente de los otros componentes de esfuerzo. Los valores permisibles se deben determinar de una serie de ensayos en donde la probeta se encuentra en un estado de esfuerzo uniaxial. Para la notación de los valores de carga se utiliza el subíndice T y C para tensión y compresión respectivamente, X indica el esfuerzo normal último en dirección de las fibras, Y y Z los esfuerzos normales últimos en las dos direcciones transversales, y Q, R, y S los esfuerzo cortantes últimos.

El criterio de falla del esfuerzo máximo requiere que todos los componentes individuales de esfuerzo sean menores que sus respectivos valores límites para que no se presente la falla. Por lo tanto la condición de seguridad para el criterio de falla del esfuerzo máximo puede ser escrita matemáticamente como se describe en la ecuación (1 - 29):

$$\begin{aligned} X_{C} &< \sigma_{1} < X_{T} \\ Y_{C} &< \sigma_{2} < Y_{T} \\ Z_{C} &< \sigma_{3} < Z_{T} \\ & |\tau_{23}| < Q \\ & |\tau_{31}| < R \\ & |\tau_{12}| < S \end{aligned}$$
 (1 - 29)

De acuerdo al criterio de falla del esfuerzo máximo la falla comienza con una o más de las desigualdades en (1–29) se vuelve una igualdad conforme se incrementa el esfuerzo. Para una lámina en esfuerzo plano, ese criterio de falla puede ser representado intersecando líneas de esfuerzo plano en 2D o superficies de esfuerzo en 3D. Un ejemplo de criterio de esfuerzo máximo en el espacio para $\sigma_1 - \sigma_2 - \tau_{12}$.

1.1.5.2 Teoría de deformación Máxima.

La teoría de deformación máxima es la deformación equivalente para la teoría de esfuerzo máximo. Las ecuaciones se escriben en (1 - 6).

$$\begin{aligned} \varepsilon_{1}^{C} < \varepsilon_{1} < \varepsilon_{1}^{T} \\ \varepsilon_{2}^{C} < \varepsilon_{2} < \varepsilon_{2}^{T} \\ \varepsilon_{3}^{C} < \varepsilon_{3} < \varepsilon_{3}^{T} \\ |\gamma_{12}| < \Gamma_{12} \\ |\gamma_{13}| < \Gamma_{13} \\ |\gamma_{23}| < \Gamma_{23} \end{aligned}$$
(1 - 30)

Donde los valores de la máxima deformación normal permitida se definen utilizando los superíndices *T* y *C* para denotar tensión y compresión, respectivamente, y Γ_{ij} denota las máximas deformaciones angulares permitidas. El criterio de falla de deformación máxima puede ser representado en términos de los esfuerzos principales sustituyendo los valores de deformación quedando como en (1 - 31).

$$\varepsilon_{1}^{C} < \frac{\sigma_{1} - v_{12}\sigma_{2}}{E_{1}} < \varepsilon_{1}^{T}$$

$$\varepsilon_{2}^{C} < \frac{\sigma_{2} - v_{21}\sigma_{1}}{E_{2}} < \varepsilon_{2}^{T}$$

$$\left| \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \right| < |\Gamma_{12}|$$
(1 - 31)

1.1.5.3 Teoría de Tsai - Hill.

Existen diversos criterios de falla cuadráticos. Ellos representan intentos de proveer una mejor correlación entre la teoría y la experimentación mediante la inclusión de todos los componentes de esfuerzo en una ecuación que represente el criterio de falla. Este criterio tiene como base la premisa matemática de que una curva de segundo orden tiene más parámetros con los cuales se puede adecuar a los datos experimentales. Mediante esta teoría se puede proveer una mejor correlación entre la teoría y la experimentación en algunas situaciones, estos criterios están limitados debido a que desde el inicio las componentes de esfuerzo normal se deben conocer.

La teoría Tsai – Hill (Tsai, 1986) representa un intento de aplicar la teoría de plasticidad anisotrópica de Hill (Hill 1950) a la falla de materiales anisotrópicos homogéneos. La teoría asume una superficie de falla dada por la ecuación (1 - 32).

Donde *F*, *G*, *H*, *L*, *M*, y *N* son parámetros de resistencia del material y se explican mas adelante. Los estados de esfuerzo dentro de esta superficie indican una zona segura, para el material, mientras que aquellos en los límites o fuera de esta superficie corresponden a una falla. Los parámetros de resistencia se expresan en términos de esfuerzos de falla para una carga unidireccional obtenidos previamente mediante una serie de ensayos. Para esfuerzos cortantes puros $\tau_{12} \neq 0$, con la correspondiente resistencia al corte *S*, y todos los demás esfuerzos iguales a cero, el criterio de falla en la ecuación (1 – 32) da como resultado:

$$2N = \frac{1}{S^2}$$
 (1 - 33)

De forma similar para las otras dos componentes de esfuerzo cortantes con resistencia al corte Q para $\tau_{23} \neq 0$ y R para $\tau_{13} \neq 0$ se tiene:

$$2L = \frac{1}{Q^2}$$

$$2M = \frac{1}{R^2}$$
(1 - 34)

Los tres parámetros restantes , *F*, *G*, y *H*, se determinan de las ecuaciones simultaneas que se obtienen de (1 - 33) y (1 - 34) para las tres condiciones $\sigma_1 \neq 0$, $\sigma_2 \neq 0$, y $\sigma_3 \neq 0$ (todas las demás $\sigma_{ij} = 0$). Los resultados son los siguientes se presentan en las ecuaciones (1–35)

$$2H = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}$$

$$2G = \frac{1}{X^2} - \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2}$$

$$2F = -\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2}$$

(1-35)

Para una condición de esfuerzo plano es decir, $\sigma_3 = \tau_{13} = \tau_{23} = 0$ en de un material transversalmente isotrópico (*Y*=*Z*), el criterio de falla de Tsai – Hill se reduce a

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1$$
 (1-36)

1.1.5.4 Teoría Tsai – Wu.

Los criterios de falla basados en funciones polinomiales de tensores de resistencia representan un intento para superar matemáticamente una de las deficiencias del criterio de ecuaciones cuadráticas, es decir, para tomar en cuenta las diferencias entre las resistencias de tensión y compresión. El criterio de falla de tensores polinomiales fueron considerados inicialmente por Gol'denbalt y Kopnov (1965) y Ashkenazi (1965). Aquí se considera el criterio de tensor polinomial de segundo orden propuesto por Tsai y Wu (1971). Esta es un tensor polinomial cuadrático con los términos lineales incluidos. El criterio asume que existe una función escalar $f(\sigma_1)$ con la forma

$$f(\sigma_i) = F_i \sigma_i + F_{ii} \sigma_i \sigma_i \qquad (1 - 37)$$

Donde F_i y F_{ij} son cantidades tensoriales de parámetros de resistencia. La falla corresponde a la condición

$$f(\sigma_i) \ge 1 \tag{1-38}$$

Se demuestra en (Tsai yWu, 1971) que la condición $f(\sigma_i)=1$ es una superficie cerrada de esfuerzo si

$$F_{ii}F_{jj} - F_{ij}^2 > 0 (1-39)$$

Por lo tanto, los estados de esfuerzo dentro de la superficie indican que el material se encuentra en una zona segura y aquellos en el límite o fuera de la superficie corresponden a la falla. La forma reducida de la función escalar $f(\sigma_t)$ para un material ortotrópico es la que se presenta en la ecuación (1 - 40):

$$F_{1}\sigma_{l} + F_{2}\sigma_{t} + F_{11}\sigma_{l}^{2} + F_{22}\sigma_{t}^{2} + F_{66}\tau_{lt}^{2} + 2F_{12}\sigma_{l}\sigma_{t} = 1 \qquad (1-40)$$

Se considera que F_i y F_{ij} se puede escribir en términos de las propiedades de resistencia $\sigma_{l\max}^{T}$, $\sigma_{l\max}^{C}$, $\sigma_{t\max}^{T}$, $\sigma_{t\max}^{C}$, $\sigma_{t\max}^{C}$, y $\tau_{lt\max}^{2}$ que pueden obtenerse a través de una serie de experimentos con cargas unidimensionales. Por ejemplo considerando una falla por esfuerzo en tensión y compresión $\sigma_l \neq 0$ (todos los demás $\sigma_i = 0$). Para una falla en tensión con un esfuerzo $\sigma_l = \sigma_{l\max}^{T}$, el criterio de (1 - 16) se reduce a la ecuación (1 - 41).

$$F_1 \sigma_{l \max}^T + F_{11} \left(\sigma_{l \max}^T \right)^2 = 1$$
 (1-41)

Para una falla en compresión con un esfuerzo $\sigma_1 = X_C (1 - 16)$ se reduce a la ecuación (1–42)

$$F_1 \sigma_{l_{\text{max}}}^C + F_{11} \left(\sigma_{l_{\text{max}}}^C \right)^2 = 1$$
 (1-42)

La solución de las ecuaciones simultáneas (1 - 17) y (1 - 18) dan como resultado las expresiones (1 - 43).

$$F_{1} = \frac{1}{\sigma_{l_{\max}}^{T}} - \frac{1}{\sigma_{l_{\max}}^{C}}; \qquad F_{11} = \frac{1}{\sigma_{l_{\max}}^{T} \sigma_{l_{\max}}^{C}}$$
(1-43)

De forma similar, los estados de esfuerzo con valores diferentes para cero de σ_t , $\tau_{lt}(\sigma_6)$, dan como resultado las expresiones (1 - 44).

$$F_{2} = \frac{1}{\sigma_{t \max}^{T}} - \frac{1}{\sigma_{t \max}^{C}}; \qquad F_{22} = \frac{1}{\sigma_{t \max}^{T} \sigma_{t \max}^{C}}$$

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{lt \max}^{2}} \qquad (1 - 44)$$

El término F_{12} debe ser obtenido mediante ensayos biaxiales, no obstante una buena aproximación se puede establecer con base en la ecuación (1 - 34)

$$F_{12} = \frac{-\sqrt{F_{11}F_{22}}}{2} \tag{1-45}$$

1.2 El Método del Elemento Finito.

El método del elemento finito es una técnica numérica para analizar problemas que usualmente se consideran muy complicados para ser resueltos satisfactoriamente por métodos analíticos clásicos. Este procedimiento parte de dividir un medio continuo en segmentos de volumen finitos (discretización), esta partición aunada a las ecuaciones que de comportamiento de cada elemento de volumen origina un sistema de ecuaciones simultáneas. Con el avance de la informática existen programas de computo comerciales que, a través de una interfaz visual generan y resuelven las ecuaciones en una computadora. Raramente los resultados son exactos (con respecto a la solución analítica), sin embargo los errores disminuyen al aumentar los grados de libertad del sistema (número de ecuaciones) y los resultados arrojados por estos métodos se consideran satisfactorios para aplicaciones de ingeniería.

En la figura 1.6, se muestra un problema muy sencillo que ilustra la discretización. En este problema se desea obtener los desplazamientos de la barra de sección transversal variable (1.6 a). El planteamiento clásico sería escribir una ecuación diferencial de la barra, resolver la ecuación para el desplazamientote u como función de x, y finalmente substituir x para encontrar el desplazamiento. La aproximación del elemento finito no comienza con una ecuación diferencial. En lugar de eso, la barra es discretizada, modelándola como una serie de *elementos finitos*, cada uno con una sección transversal constante pero variable entre uno y otro elemento (1.6 b). En cada elemento u varía linealmente con x. La elongación de cada elemento puede ser determinada con la fórmula *PL/AE*. El desplazamiento final se obtiene de la suma de los desplazamientos de cada elemento. La exactitud mejora con el número de elementos usados.



Figura 1.11. Discretización de un modelo [21].

Como se pudo observar el MEF se basa en modelar una estructura como el ensamble de pequeñas partes (elementos). Cada parte debe tener una geometría simple y por lo tanto más sencilla de analizar. Un aspecto importante del Elemento Finito es el comportamiento de los elementos individuales. Unos cuantos buenos elementos pueden dar mejores resultados que muchos elementos deficientes. Existen muchos tipos de elementos finitos que sirven para resolver distintos problemas, una correcta solución de un problema depende de una buena selección del elemento finito a utilizar.

El Método del Elemento Finito (MEF), el medio continuo se representa como un ensamble de subdivisiones llamadas elementos. Estos elementos se consideran interconectados por uniones específicas llamadas nodos o puntos nodales. Estos nodos normalmente yacen en los contornos del elemento donde se conectan elementos adyacentes [21]. La variación real dentro del medio (ya sean desplazamientos, esfuerzos, temperatura, presión o velocidad) no es conocida, por lo tanto se asume que la variación del medio dentro del elemento finito puede ser aproximada por una función simple. Estas funciones de aproximación (también llamadas modelos de interpolación) se definen en términos de los valores del medio en los nodos. Cuando las ecuaciones (como las de equilibrio) para todo el medio continuo se escriben, las incógnitas serán los valores en los nodos. Mediante la solución de las nuevas ecuaciones, que generalmente se encuentran en forma de matrices, se conocerán los valores para todos los nodos. Una vez hecho esto, las funciones de aproximación definen la variación del medio a través de los elementos de ensamble.

La solución de un problema por el MEF siempre sigue una serie de pasos, tomando como referencia un problema estructural se mencionan a continuación.

- Discretización de la estructura. Teniendo una estructura modelada se divide en elementos. Los elementos deben ser acorde al tipo de análisis que se plantea en el problema.
- Selección de una interpolación o modelo de desplazamiento adecuado. La solución del desplazamiento de una estructura compleja bajo condiciones de carga específico no se puede predecir exactamente, por lo tanto se trabaja con una solución adecuada para un elemento que se aproxime a la solución desconocida.
- Derivadas de las matrices de rigidez de los elementos y los vectores de carga. A partir del modelo de desplazamiento propuesto, la matriz de rigidez [K(e)] y el vector de carga P(e), del elemento "e" se derivan usando condiciones de equilibrio o un principio de variación adecuado.
- Ensamble de las ecuaciones de cada elemento para obtener las ecuaciones de equilibrio general. Es necesario ensamblar las matrices de cada elemento de manera correcta, ya que la estructura se compone de varios elementos finitos.
- Solución de los desplazamientos nodales desconocidos. Las ecuaciones de equilibrio generales, deben modificarse para tener en cuentas las condiciones de frontera del problema.

Cálculo de esfuerzos y deformaciones del elemento. Teniendo los desplazamientos de cada nodo, si es requerido, se pueden calcular los esfuerzos y deformaciones de los elementos, utilizando las ecuaciones necesarias de mecánica de materiales

Las aplicaciones para éste método lo convierten en una poderosa herramienta para un amplio número de problemas. Siendo un método numérico es necesario contar con un programa de computadora que sea capaz de resolver una gran cantidad de ecuaciones si se pretende resolver problemas complicados. El MEF se ha usado extensamente para predecir las propiedades efectivas elásticas e inelásticas de materiales compuestos fibrosos sometidos en diversas condiciones de cargas. Los elementos finitos son particularmente útiles para realizar estudios detallados de distribuciones de esfuerzo en la fibra y alrededor de la matriz del material en función del arreglo de fibras [21].

Capítulo 2 Estado del Arte.

2.1 Metodología para desarrollo de estructuras en material compuesto.

El desarrollo de estructuras fabricadas en materiales compuestos generalmente no se realiza únicamente con un solo de tipo de análisis de la estructura como en el caso de las estructuras fabricadas en materiales homogéneos. En lugar de eso se realizan pruebas mediante la "pirámide de ensayos" [22] para el desarrollo del diseño, junto con el análisis. Esta aproximación comúnmente se considera esencial para la certificación de estructuras de compuestos debido a la susceptibilidad de compuestos en cargas fuera del plano, las múltiples teorías de falla existentes y la falta de métodos analíticos estándar.

La pirámide de ensayos también se usa para establecer valores de compensación por cambios en el ambiente en el que se realizan en pruebas debido a que estos deben ser realizados en cuartos acondicionados simulando las condiciones reales ya que resulta impráctico realizar estas pruebas en las condiciones de humedad y temperatura en las cuales va a operar la estructura. La pirámide de ensayos se muestra esquemáticamente en la figura 2.1, la cual se puede resumir de los siguientes pasos:

- > Generar valores básicos del material y un diseño preliminar.
- Basados en el análisis y diseño de la estructura, seleccionar áreas críticas para pruebas subsecuentes de verificación.
- > Determinar el esfuerzo crítico en un modo de falla para cada aspecto del diseño.
- Seleccionar las condiciones ambientales en que se producirá el esfuerzo crítico para un modo de falla. Se debe prestar especial atención a la susceptibilidad de la matriz para los modos de falla y potenciales concentradores de esfuerzo.
- Diseñar y ensayar una serie de probetas representativas, las cuales simulan cada una un modo de falla condición de carga específico, comparar con las predicciones analíticas, y ajustar los modelos o el diseño si es necesario.
- Diseñar y realizar ensayos cada vez más complicados para evaluar condiciones de carga más complicadas con posibilidad de falla desde varios criterios de falla. Comparar con predicciones analíticas y ajustar los modelos de análisis si es necesario.

Diseñar (incluyendo factores de compensación) y realizar una prueba de fatiga en un prototipo de un componente para una validación final de cargas internas y una evaluación de la integridad estructural. Comparar con el análisis.



Figura 2.1. Pirámide de ensayos [22].

Los ensayos se pueden definir por dos categorías, por un lado se tiene el nivel de complejidad estructural, y por otro la aplicación de los resultados. Los cinco niveles de complejidad estructural son; materiales constituyentes, lámina, laminado, elemento estructural, y subcomponente estructural. En las etapas tempranas de obtención de datos del material, es necesario determinar las formas de material que se planean ensayar, y determinar la importancia para cada nivel de análisis, las cuales dependerán de muchos factores como son; procesos de manufactura, aplicación estructural, y/o certificación. En raras ocasiones los datos se obtienen en un solo nivel de análisis, la mayoría de las aplicaciones requieren al menos de dos niveles de análisis, y es muy común usar los cinco niveles en una implementación completa de la pirámide de ensayos. Para cualquier nivel de complejidad estructural seleccionado, es necesario respaldar los resultados de las propiedades físicas y mecánicas con una adecuada caracterización física y química de los constituyentes. Los cinco niveles de complejidad estructural se en una continuación:

- Ensayos de los materiales constituyentes. En esta etapa se evalúan las propiedades individuales de cada material como son las fibras, formas de las fibras, matrices, y preformas fibra – matriz. En esta etapa se determina especialmente, la densidad de las fibras y la matriz, así como la resistencia en tensión de la fibra y su módulo de elasticidad.
- Ensayos de láminas. Se evalúan las propiedades de la fibra y matriz juntas en la forma de material compuesto. En esta etapa se incluyen las propiedades de los llamados preimpregnados (fibras impregnadas previamente de la matriz). Las propiedades más importantes a determinar en esta etapa son fracciones volumétricas de fibra, matriz, y porosidad, espesor de lámina, valores de resistencia de la lámina y sus módulos de elasticidad, valores de resistencia en compresión, y la resistencia y módulo cortantes de la lámina.
- Ensayo de laminados. En este nivel se caracteriza las propiedades de un material compuesto para un diseño específico de estratificado, es decir, teniendo conocimiento específico del número de capas, fracciones volumétricas y procesos de manufactura, entre otras cosas. Las propiedades más importantes que se determinan son; resistencia en tensión del laminado y sus módulos de elasticidad, resistencia en compresión, la resistencia y módulo cortantes del laminado, resistencia interlaminar, y resistencia a la fatiga.
- Ensayos de elementos estructurales. Se evalúa la capacidad del material para tolerar discontinuidades de laminado comunes. Las propiedades más importantes a evaluar incluyen resistencia a agujeros perforaciones, resistencia en compresión de dichos agujeros, resistencia al impacto, método de unión y resistencia del método de unión.
- Ensayos de subcomponentes estructurales. En estos ensayos se evalúa el comportamiento y modo de falla de ensambles de estructuras cada vez más complejas.

Los ensayos para determinar las propiedades del material también se pueden agrupar por la aplicación de la información obtenida en uno o más de las siguientes categorías; proyección, calificación del material, aceptación, equivalencia, y justificación estructural, estos se detallan a continuación.

- Ensayos de proyección. Esta es la evaluación de posibles sistemas de materiales a utilizar para una aplicación dada. El propósito de la prueba de proyección es obtener una evaluación inicial de nuevos materiales bajo las condiciones más críticas de carga y ambiente. La base de este ensayo es proveer valores promedio para resistencia en distintos estados de esfuerzo, módulos de elasticidad, y propiedades físicas, se incluyen los niveles de ensayo para lámina y laminado, y esta diseñado para eliminar combinaciones de materiales deficientes durante el proceso de selección de materiales, además de mostrar nuevas combinaciones de materiales prometedores antes de planeaciones subsecuentes.
- Ensayos de calificación del material. Esta etapa estudia la cualidad de un proceso o un material dado para cumplir con los requerimientos de una especificación; también es el proceso para establecer los valores iniciales para una especificación. El objetivo cuantificar la variabilidad de las principales propiedades de un material, utilizando

estadísticas para establecer la aceptación del material, equivalencia, control de calidad, y valores base diseño.

- Ensayos de aceptación del material. Ésta es la tarea de verificar la consistencia del material mediante muestreos periódicos del material y la evaluación de sus propiedades principales. Los resultados de esta prueba de muestras pequeñas se comparan estadísticamente con controles establecidos previamente para determinar si el proceso de producción ha cambiado significativamente.
- Ensayos de equivalencia. En esta prueba se evalúa la equivalencia de un material alternativo con una caracterizado previamente, frecuentemente con la ayuda de una base de datos con propiedades de materiales existentes. El objetivo es evaluar las propiedades principales para poblaciones lo suficientemente grandes para proveer una conclusión definitiva, pero lo suficientemente pequeña para permitir un menor costo que el que se pueda generar de una base de datos completa. Los procesos más comunes de ésta prueba son; evaluación de un constituyente menor, procesado del constituyente, o cambios en los procesos de fabricación para un sistema de material calificado.
- Ensayos de justificación estructural. Mediante este proceso se evalúa la capacidad de una estructura para cumplir los requerimientos de una aplicación en específico. El desarrollo de un diseño, idealmente derivado o relacionado con los valores básicos para un material obtenidos durante ensayos, se considera parte de este esfuerzo.

En la tabla 2.1 se muestra una matriz que puede ser utilizada en la planeación de ensayos para programas de ensayos a gran escala [21]. Las categorías para ensayar materiales de complejidad estructural y aplicación de la información se enlistan en columnas y filas respectivamente, y con cada intersección se describe una distinta actividad de ensayos (algunas combinaciones raramente serán utilizadas). Se pueden utilizar los grupos de celdas para resumir los programas de una aproximación piramidal. El arreglo mostrado en la tabla 2.1 muestra una secuencia común (aunque no necesariamente universal) de ensayos en la justificación de una pieza aeroespacial fabricada en materiales compuestos de aplicación estructural. La secuencia inicia con la celda superior izquierda siguiendo hacia abajo y a la derecha, con número indicando el orden aproximado en el que se pueden realizar los ensayos.

TABLA 2.1. Definición de un programa de ensayo [22].								
Comulaiidad	Aplicación de la información							
Estructural	Proyección	Cualidad	Aceptación	Equivalencia	Justificación estructural			
Constituyentes	1	-		-	-			
Lámina	2		4	-	-			
Laminado	-		5	-	7			
Elemento estructural	3		6	-	8			
Subcomponente estructural	-	-	-	-	9			

La caracterización mecánica y física de un material compuesto es diferente a la realizada para metales o plásticos no reforzados. Algunas de las diferencias críticas que afectan los ensayos y la planeación de ensayos incluyen:

- ≻ Matrices de ensayo.
- Muestreo de materiales.
- Cálculos estadísticos.
- Selección del método de ensayo.
- Variación de procesos y materiales.
- Condiciones del ambiente durante el ensayo.
- > Configuraciones alternativas de probetas.
- Documentación y normalización de la información.
- Aplicación específica del ensayo.

Todos los programas de ensayo deben comenzar con la preparación de un documento que contenga un plan detallado de las pruebas. Un plan de ensayos debe especificar las propiedades del material que se piensan evaluar, la selección de los métodos de ensayo, elimina las opciones encontradas por ensayos estándar mediante la selección de probetas y configuración de pruebas específicas, y define los criterios de lo aceptable.

Existen aproximaciones estadísticas y muestreos alternativos, para obtener los valores básicos de las propiedades de un material, estos procedimientos puede justificarse en algunas circunstancias, a pesar de ser poco comunes. Del mismo modo existen procedimientos alternativos para el análisis de estructuras.

2.2 Nuevas metodologías para el desarrollo de componentes en materiales compuestos.

Un método complementario para el desarrollo de estructuras en materiales compuestos, es el de los evaluadores tecnológicos multi–instrumentados. De acuerdo con [16] esta filosofía se basa en una estrecha relación entre el uso extensivo de probetas representativas de condiciones de singularidad estructural, con el uso de modelos numéricos por medio del método del elemento finito, esta filosofía está siendo desarrollada por Collombet y Grunevald. Una de las ventajas de ésta aproximación es que se pueden realizar una mayor cantidad de ensayos experimentales que en las filosofías tradicionales, ya que en lugar de desarrollar un gran número de estructuras cada vez más complejas, el análisis se basa en los evaluadores tecnológicos que pueden ser ensayos en mayor cantidad, que la pieza real, con la finalidad de obtener una mayor cantidad de datos estadísticos.

La metodología a seguir para los evaluadores tecnológicos comienza de la misma forma que la utilizada para la pirámide de ensayos, es decir se requiere conocer las propiedades de los constituyentes del compuesto, y una caracterización del material compuesto. Después de esta etapa, el procedimiento cambia significativamente ya que se procede a realizar un análisis numérico de un componente estructural o alguna estructura más compleja para identificar los estados de esfuerzo que se producen.

En el análisis numérico se realiza con un modelo virtual en el cual se dan de alta las propiedades del material previamente estimadas. En éste análisis se debe simular lo mejor posible las condiciones reales a las que trabaja la estructura, debido a que posteriormente se diseñará el evaluador tecnológico de acuerdo con los resultados obtenidos.

El evaluador tecnológico debe tener la característica de ser representativo de todas las condiciones que se desean evaluar en la estructura real, y al mismo tiempo debe ser una probeta que sea sencilla de ensayar comparada con la estructura real. Una vez diseñado y fabricado, el evaluador tecnológico se ensaya para producir los estados de esfuerzo calculados previamente y se obtienen los valores de esfuerzo – deformación del evaluador, aplicando también las teorías de falla correspondiente, e incluso someterse a fatiga. Los resultados obtenidos se comparan con los obtenidos en el análisis numérico, y se comienza un proceso iterativo en el cual se reprograman las condiciones de frontera dadas de alta anteriormente de acuerdo con los resultados obtenidos. La iteración se detiene cuando existe un coeficiente de variación lo suficientemente bajo (valor previamente establecido) entre los valores obtenidos en el análisis numérico y el evaluador tecnológico. Cuando se establece la correlación de datos, se puede considerar que los resultados son aceptables, es decir que simulan la realidad lo suficientemente bien para poder estimar la vida útil de la estructura analizada.

Por otro lado se tiene el desarrollo encontrado en [22] en el cual se fabricó un alerón de un material compuesto de plástico reforzado con fibra de carbono, basándose en el diseño de un alerón de aluminio para una aeronave P180 AVANTI. En este proyecto se utilizó un procedimiento alternativo para obtener un elemento estructural en materiales compuestos. La metodología de este proyecto se divide en tres etapas. La primera etapa consiste en un dimensionado estructural preliminar, en el cual se evalúan las cargas internas con la teoría de estratificados. La segunda etapa consiste en optimizar el diseño de acuerdo con las propiedades obtenidas en la primera etapa. La tercera etapa es un proceso iterativo, en el cual, primero se genera un modelo de elementos finitos y se evalúan las cargas internas, después se realiza una optimización del arreglo de capas y espesor del laminado, y se comparan los resultados de la optimización con los resultados iniciales del modelo de elementos finitos, si los resultados convergen se considera el modelo como correcto, en caso de no hacerlo se realiza de nuevo el modelo de elementos finitos teniendo en cuenta la optimización.

Una de las principales justificaciones para reemplazar el alerón original fabricado en aluminio por uno fabricado en materiales compuestos, es reducir el peso del avión y por lo tanto los costos de operación. El alerón de metal se compone de 21 partes y esta unido por más de 100 elementos de sujeción con un peso aproximado de 5.80 kg (ver figura 2.2a), mientras que el alerón de plástico reforzado solo constará de dos partes y se prevé que el peso total sea de 4.42 kg, resultando una reducción del 25% en el peso, (figura 2.2b).



Figura 2.2. Comparación entre el alerón de metal con el alerón de materiales compuestos.

El reporte de este proyecto concluye con el ensayo en torsión, carga estática última, y pruebas no destructivas de algunos alerones fabricados. Los resultados obtenidos fueron satisfactorios de acuerdo con los parámetros establecidos para el proyecto. Se encontró una resistencia a la torsión 60% más alta en el alerón de compuestos que en el de aluminio, una carga última 1.8 veces mayor a la esperada, y valores de deformación y desplazamiento muy cercanos a los valores teóricos, por lo que se consideró que el análisis teórico resulta confiable. En este trabajo se concluye que se ha construido un alerón que cumple con los requerimientos de diseño utilizando un análisis diferente al clásico.

2.3 Simulación de componentes en materiales compuestos.

La variedad de matrices y refuerzos, formas de las secciones transversales, dimensiones de los refuerzos, y los métodos de combinación volumétrica vuelve imposible e irracional la creación de libros con propiedades de materiales compuestos, como los hay para metales o plásticos, [23]. Por otra parte existe una gran demanda de métodos de predicción de las propiedades del compuesto. La necesidad de crear modelos matemáticos que expliquen y estimen el comportamiento real de los materiales compuestos ha dado lugar a una gran cantidad de investigaciones al respecto. En esta sección se mencionan algunos trabajos donde se analizan los materiales compuestos utilizando el Método del Elemento Finito (MEF).

Las complicaciones que se presentan más frecuentemente al momento de trabajar con materiales compuestos utilizando el MEF son la necesidad de contar con elementos finitos que emulen el comportamiento del compuesto, y la complejidad de las geometría que puede tener una estructura fabricada en compuestos. En el trabajo realizado por Karpov[24] se puede encontrar una solución para ambos problemas; en este trabajo se seccionan elementos de 3D para obtener formas más simples de 2D a las cuales se les aplica un mallado denso con un elemento finito tipo COMPRO, desarrollado en Boeing específicamente para materiales compuestos, (ver figura 2.3)



Figura 2.3. Simplificación del análisis de una pieza en 3D.

Posteriormente se transfieren los valores de esfuerzo y deformación al modelo en 3D con un mallado de baja densidad; calculando las reacciones se transfieren al modelo en 2D y se calculan los esfuerzos y deformaciones locales. De acuerdo con este trabajo se han obtenido muy bueno resultados con este procedimiento sin embargo es necesario contar con el elemento finito COMPRO para poder lograr estos resultados.

Por otra parte en el trabajo de Göran [25] también fue utilizado el elemento finito COMPRO para calcular la deformación inducida de un soporte de un Boeing 777. En este trabajo se explica que a pesar de que el elemento finito COMPRO es de 2D y las estructuras reales se encuentran en 3D frecuentemente el efecto de la tercera dimensión es principalmente geométrico y no tiene un efecto significativo sobre los esfuerzos residuales

de construcción. El procedimiento para calcular los esfuerzos en la sección es similar al presentado en [24], y se describe brevemente a continuación.

Se selecciona apropiadamente secciones de 2D de la estructura 3D. Para este caso específico se eligieron cuatro secciones perpendiculares a lo largo de la pieza en análisis, (ver figura 2.4a).



Figura 2.4. A) Sección del Boeing 777 con cuatro secciones 2D. B) Mallado en elementos finitos de la mitad de la sección 2 con el proceso de maquinado incluido.

- Crear y analizar modelos de 2D de las secciones transversales obtenidas. Se crea un modelo de elementos finitos para cada sección. Cada sección consiste de un mallado de elementos finitos, condiciones de continuidad y frontera, propiedades de material, y un ciclo de curado, (figura 2.4b).
- Estudiar las deformaciones de los modelos 2D. Se analizó cada sección con un elemento finito COMPRO, y se obtuvieron esfuerzos y deformaciones.
- Crear un modelo 3D de la parte. Se modela la pieza en 3D, utilizando elementos finitos tipo cascaron. El propósito de analizar de esta forma el modelo es obtener como interactúan las deformaciones de las secciones cuando la parte esta completa, curada y removida del proceso de maquinado (ver figura 2.5).



Figura 2.5. A) Mitad del modelo en elementos finitos en 3d por franjas. B) Correspondencia de las secciones analizadas en el modelo 2D con el elemento finito COMPRO.

Aislar las secciones transversales del modelo 3D y comparar las deformaciones.
Analizar la interacción en 3D, (ver figura 2.6).



Figura 2.6. A) Procedimiento de comparación de los desplazamientos entre el modelo 2D con elementos COMPRO y el modelo 3D en franjas [23].

A pesar de que el procedimiento comentado anteriormente podría ser útil para la realización de este proyecto, es importante recalcar que durante la fabricación de un material compuesto de geometría compleja pueden modificarse las propiedades del material en las zonas con cambios de curvatura drásticos e incluso pueden inducirse esfuerzos residuales. Este fenómeno se analiza el trabajo de Göran [26] donde se estudia cómo se afecta la complejidad de la geometría de la estructura en las propiedades de un material compuesto con un tejido de fibra como refuerzo. Como ejemplo de geometría compleja se tiene una doble curvatura (ver figura 2.7) en la cual las fibras del tejido pueden llegar a reorientarse y redistribuirse, cambiando las propiedades del material y generando esfuerzos residuales.



Figura 2.7. Análisis de geometrías con doble curvatura.

En los resultados de este trabajo, se concluye que las partes que contienen dobles curvaturas, el compuesto experimenta severas deformaciones mediante el proceso de tendido a mano, resultando variaciones significativas en la orientación de la fibra, espesor, y fracciones volumétricas.

2.4 Ensayos mecánicos para la caracterización de compuestos laminados.

En el trabajo desarrollado por Baillaregon [27] se realiza una investigación experimental de laminados con fibras tejidas como refuerzo utilizados para construir componentes estructurales de una aeronave pequeña fabricada en Australia, el cual contiene algunas similitudes en el desarrollo y obtención de resultados en ésta tesis. En este trabajo se comparan los resultados experimentales de cargas estáticas y fatiga con los valores obtenidos con los modelos matemáticos de materiales compuestos y con la base de datos disponible. Posteriormente se realizó un análisis estadístico para cuantificar cualquier desviación estadística de las propiedades del material para evaluar las capacidades operacionales y de tiempo de vida del material obtenido.

A diferencia de éste proyecto en el trabajo de Epaarachi [28] se trabajó con probetas de fibra de vidrio, el material se caracterizó con el método de calcinación de resina y se realizaron pruebas de tensión y fatiga en laminados con configuración [0/90]₄. Además de los ensayos experimentales, se utilizó la micromecánica para obtener valores de resistencia del material teóricos, considerando el laminado como ocho láminas unidireccionales intercaladas de 0 y 90 grados, obteniendo buenos resultados. Dentro de las observaciones más importantes en los resultados se encuentran:

- Diferentes modos de falla para las probetas ensayadas, posiblemente debido a la forma de tejido del reforzante, fibras desalineadas, o probetas desalineadas durante el ensayo.
- Se observaron valores de deformación arriba de 7 kN de carga.
- Los resultados experimentales mostraron valores aceptables comparados con los encontrados en la teoría de estratificados.
- > Valores aceptables de fatiga, comparados con los encontrados en las bases de datos.

Las teorías para la predicción de las propiedades físicas y mecánicas de un material compuesto surgen principalmente de dos etapas:

- Determinar las propiedades elásticas y de resistencia de un compuesto unidireccional, conociendo previamente las propiedades de los constituyentes y sus fracciones volumétricas.
- Determinar las propiedades físicas y mecánicas de un material compuesto laminado con propiedades elásticas y de resistencia para cada capa, conociendo previamente el ángulo de orientación de cada lámina, su espesor y tipo de material.

Para obtener las propiedades antes mencionadas es necesario realizar una serie de estudios al material con el que se trabaja. Los ensayos necesarios para la realización de esta tesis se llevan a cabo de acuerdo con las normas ASTM; a continuación se mencionan brevemente las principales normas requeridas:

ASTM D 3171 – 76, Método de Prueba Normalizado para Determinar el Contenido de Fibra de Materiales Compuestos por Matriz de Resina por medio de la Digestión de la Matriz (Standard test method for fiber content of resin-matrix composites by matrix digestion.) [13]. Mediante este método se determina el contenido de fibra en materiales compuestos de matriz de resina. Ésta técnica se basa en la digestión de la matriz en un medio líquido que no ataque excesivamente las fibras.

ASTM D 3039M – 00, Método de Prueba Normalizado para Determinar las Propiedades en Tensión de Materiales Compuestos de Matriz Polimérica (*Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*) [15]. Éste método determina las propiedades de tensión en el plano para materiales compuestos de matriz polimérica reforzados por fibras con módulos de elasticidad altos. La prueba se limita a los materiales reforzados con fibras continuas o discontinuas en las cuales el laminado esta balanceado y es simétrico con la dirección de la prueba.

ASTM D 3518M – 94, Método de Prueba Normalizado para Determinar las Propiedades al Corte en un Plano de Materiales Compuestos de Matriz Polimérica mediante un Ensayo de Tensión de un Laminado a \pm 45° (*Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matriz Composite Materials by Tensile Test of a* \pm 45° (*Laminate*) [15]. Éste método determina la respuesta al corte en un plano de un material compuesto de matriz polimérica reforzado por fibras de alto módulo de elasticidad. La prueba se limita a materiales reforzados por fibras continuas orientadas a \pm 45°.

2.5. Elementos finitos para el análisis de materiales compuestos.

De acuerdo con la investigación realizada por Singiresu [21], los elementos finitos mas complicados de programar son aquellos que se desea se comporten como cascarones (en inglés shell), y más complicados aún los elementos finitos que se comporten como cascarones laminados. Este tipo de elementos finitos son los más utilizados para realizar el análisis de materiales compuestos por el MEF. Sin embargo todavía existen deficiencias en los elementos finitos más utilizados por los programas comerciales, para imitar un material compuesto como en el caso de las fibras tejidas cuyas propiedades difieren sensiblemente de los unidireccionales.

En la investigación hecha por Sharma[30] se describe el desarrollo de un nuevo elemento finito, para simular grandes deformaciones en la fabricación de materiales compuestos con refuerzo textil, el cual es intermedio de las dos aproximaciones usadas actualmente, el modelado cinemático y el modelado por elemento finito. Este nuevo elemento finito se crea de una celda de cuatro elementos externos y uno interno (ver figura 2.8), con todas las esquinas conectadas con uniones tipo rotoide para simular el entretejido. Los elementos externos tienen un módulo de elasticidad constante E_L , mientras que el elemento interno (o elemento de corte) posee propiedades de esfuerzo – deformación no – lineales $\sigma_s=f(\varepsilon_s)$.



Figura 2.8. Comportamiento de la célula de elementos finitos.

Este elemento surge del estudio de la deformación que ocurre en una tela de fibra de carbono sin impregnar cortada a $\pm 45^{\circ}$, la cual es marcada en el centro con células de elementos finitos, ver figura 2.9. La relación esfuerzo deformación se mide para establecer el comportamiento de la célula en estudio.



Figura 2.9. Ensayo de la probeta de tela de fibra de carbono para medir la deformación de las células.

Con este nuevo elemento finito se pueden establecer las propiedades de corte de un tejido de materiales compuestos, cosa que excluyen la mayoría de los otros elementos finitos, también se hicieron simulaciones de tendido de este elemento sobre sólidos elipsoidales, obteniendo buenos resultados, ya que en la forma que se acomodan los elementos finitos a este tipo de superficies es mas acorde con la realidad.

Por otro lado en la investigación realizada por Zhang [31] se pueden encontrar un compendio de la evolución en el estudio de materiales compuestos con elementos finitos desde 1990 hasta 2008 que es la fecha cuando se realizó el estudio. En esta investigación se presentan los mas recientes avances en el análisis de cascarones laminados fabricados en materiales compuestos utilizando diferentes teorías de laminados, enfocándose en geometrías no – lineales, análisis de deformaciones grandes, y falla y daño de cascarones laminados. Dentro de ésta investigación, se encontró que la investigación en los siguientes aspectos de compuestos laminados es relativamente limitada y puede atraer interés en proyectos futuros:

- Efectos en estructuras de compuestos laminados de materiales no lineales.
- > Análisis de fallas y daños bajo efectos viscoelásticos, como temperatura.
- Análisis de fallas y daños bajo cargas cíclicas.
- > Estudios de micromecánica para análisis de daños.
- Análisis de evolución de daños en compuestos laminados.
- > Modelado en escalas múltiples del inicio de una fractura, propagación, y falla.

Capítulo 3 Desarrollo experimental.

Para llevar a cabo el cálculo de una estructura construida en materiales compuestos se requiere una caracterización del material a utilizar. Ésta es la única manera de conocer con precisión el comportamiento de estos materiales y por consiguiente la única forma de calcular, de manera confiable, una estructura realizada con este tipo de materiales [19]. Existen diversas formas de estimar las características mecánicas y físicas que definen las propiedades de un elemento de material compuesto.

3.1 Caracterización física del material.

La caracterización física del material está basada en conocer la densidad y fracciones volumétricas de materiales que conforman un compuesto, así como la orientación de fibras y número de capas. Para su análisis en la ESIME Ticomán, se cuenta con una pieza del avión fabricado en Aeromarmi. Esta pieza esta construida con fibra de carbono como reforzante en una matriz epóxica. Comúnmente en la ESIME Ticoman se trabaja con fibra de vidrio y para conocer la cantidad de reforzante en el compuesto se recurre a la prueba de calcinación de la fase continua; sin embargo, ésta prueba puede conducir a resultados erróneos por la naturaleza de la fibra de carbono ya que la composición del carbono y su densidad pueden verse alterados y los resultados serían incorrectos. Es por esto que para la caracterización física se ha implementado y validado el método de digestión de resina, el cual permite separar la resina de las fibras de carbono sin dañarlas.

3.1.1 Fracciones volumétricas

El volumen del material compuesto v_t se expresa como la suma del volumen de la matriz v_m , del refuerzo v_f y de la porosidad v_p , como queda descrito en la ecuación (3-1):

$$v_t = v_f + v_m + v_p \tag{3-1}$$

Las fracciones volumétricas se pueden obtener normalizando de la ecuación (3-1), es decir, dividiéndola entre el volumen del compuesto v_t , como queda establecido en la ecuación (3-1a).

$$1 = V_f + V_m + V_p$$
 (3 –1a)

En donde las V_{β} , V_m , V_p son las fracciones de refuerzo (fibra), matriz (resina) y porosidad respectivamente. De la misma manera se tienen también las fracciones másicas.

TABLA 3.1. Definiciones de las fracciones volumétricas y densidad								
	Fra	acción Volumétric	ca Der	nsidad				
Fib	ora	$V_f = rac{v_f}{v_t}$	$ ho_{f}$ =	$=\frac{m_f}{v_f}$				
Mat	riz	$V_m = \frac{v_m}{v_t}$	$ ho_m$ =	$=\frac{m_m}{v_m}$				
Poros	sidad	$V_p = \frac{v_p}{v_t}$		-				

Las fracciones volumétricas son importantes porque ofrecen una indicación de las propiedades mecánicas, por medio de las ecuaciones de micromecánica es posible su determinación, además de que ofrecen también indicativos sobre el proceso de fabricación y la calidad del compuesto. La fracción de refuerzo (fibra) en un compuesto es un parámetro muy importante que hay que controlar, este valor normalmente se encuentra en un intervalo entre el 30% al 65%. Para un compuesto estructural se debe de maximizar esta a fracción a fin poder obtener los mas altos valores de resistencia, siempre y cuando se mantenga una fracción mínima de matriz que aseguré una buena cohesión del compuesto. La porosidad del material afecta sus propiedades mecánicas, resistencia a la fatiga, resistencia a la corrosión, propiedades térmicas, y su dureza. Es por esto que resulta importante tanto conocer la cantidad de porosidad en un compuesto, como desarrollar procesos de fabricación que controlen y eviten la porosidad. Una pieza bien fabricada debe tener un contenido de porosidad de 1% o menor [19], mientras que un compuesto fabricado deficientemente muestra alrededor del 7%.

3.1.2 Medición de densidad.

La densidad de un material se define como la masa por unidad de volumen. En la norma ASTM D792-91 [31] se describe a detalle un método para obtener la densidad de un material compuesto. Este método se emplea tanto para determinar la densidad del compuesto como complementario a los métodos de medición de las fracciones volumétricas de sus constituyentes.

El primer paso se requiere la medición de masa, la cual se lleva acabo empleando una báscula de precisión con intervalo de medición de 0 a 210 g, con resolución de 0.0001 g, para esto se utiliza una balanza analítica marca OHAUS modelo Adventurer. El segundo paso es obtener los valores de volumen total de la probeta y obtener la densidad.. Para la medición de las densidades y de las fracciones volumétricas se cortaron pequeñas muestras de la pieza del avión para poder realizar los ensayos.

El volumen se obtiene por método hidrostático [31], midiendo el empuje del agua sobre la probeta para luego determinar su volumen, utilizando para ello un fluido de referencia, que en este caso fue agua destilada, (ver figura 3.1), a partir de la masa y el volumen de la probeta es posible calcular la densidad del compuesto.



Figura 3.1. Método hidrostático para medir la masa de las muestras.

En la tabla 3.2 se muestran los valores de masa y volumen de las probetas. Se puede observar que además de las probetas de C – Ep se analizaron probetas de G – Ep las cuales fueron utilizadas para validar el proceso de digestión de resina.

VALORES PESO Y VOLUMEN DE LAS PROBETAS ENSAYADAS.								
Número	C-Ep			G-Ep				
	W (g)	T (g)	V_{T} (cm ³)	W (g)	T (g)	$VT (cm^3)$		
1	1.68	0.42	1.26	1.10	0.51	0.59		
2	2.10	0.57	1.53	0.92	0.41	0.51		
3	1.57	0.35	1.21	1.24	0.56	0.67		
4	1.55	0.40	1.15	1.31	0.60	0.70		
5	1.56	0.35	1.21	1.28	0.58	0.69		
6				0.58	0.25	0.33		
7				0.77	0.34	0.42		
8				0.32	0.13	0.18		
9				1.10	0.51	0.59		
10				1.27	0.58	0.69		

TABLA 3.2. VALORES PESO Y VOLUMEN DE LAS PROBETAS ENSAYADAS.

3.1.3 Obtención de las fracciones volumétricas por método de calcinación

En esta sección se describe someramente el método de obtención de las fracciones volumétricas por calcinación, esta explicación se ofrece como una base para poder comprender el método de digestión que se explica en la siguiente sección. Para llevar a cabo la obtención de las fracciones se parte primero de la medición del volumen de la probeta de trabajo, esto generalmente se obtiene por el método hidrostático y de la medición de masa, este método se aplicó para probetas de vidrio y epóxico.

Conociendo tanto la masa como el volumen de la probeta, esta se introduce en un crisol, ambos son pesados para determinar la masa conjunta, enseguida, se introduce el crisol con la probeta en un horno a una temperatura de 600°C durante aproximadamente 45min, esto con la finalidad de permitir que la matriz se calcine completamente (se consuma por

combustión con el aire), posteriormente, el conjunto crisol-probeta (crisol + refuerzo) se pesa nuevamente, la diferencia de la masa antes y después de la calcinación representa la masa de matriz (resina). Por diferencia de masas, se resta la masa de matriz de la masa de la probeta y se obtiene la masa de refuerzo (fibra).

A partir de las densidades previamente medidas, tanto de matriz como de fibra, se pueden calcular los volúmenes tanto de la fase refuerzo, como de la fase matriz. Así mismo, por diferencia de volúmenes se puede obtener el volumen de poros (porosidad). Las fracciones volumétricas se pueden finalmente obtener dividiendo los volúmenes de refuerzo, matriz y poros entre el volumen total original de la probeta.

3.1.4 Puesta a punto de la prueba de digestión de resina.

Como el método de calcinación tiene que exponer al compuesto a altas temperaturas, para estas temperaturas el vidrio no sufre transformación, sin embargo fibras como el carbono o aramida, si sufren por este motivo. El método de disolución (digestión) está adaptado para los materiales compuestos que no pueden ser expuestos a temperaturas elevadas (carbono por ejemplo). La prueba se realiza basándose en el procedimiento A de la Norma ASTM D 3171-76 [13], el cual consiste en disolver la porción de resina de un espécimen de material compuesto, del cual se conoce su peso y volumen, en un medio digestivo caliente, esto es el equivalente a calcinar la resina en el método explicado en la sección anterior. El residuo se filtra, se lava, se seca y se pesa. Los volúmenes de refuerzo y matriz pueden convertirse a fracciones volumétricas si las densidades del compuesto, la fibra y la matriz se conocen. Se puede hacer una corrección de la variación del peso de la fibra, si esta variación es reproducible bajo las condiciones de la prueba y tienen el mismo valor de fibra por si misma, como con la fibra en el compuesto.

Esta prueba es de especial cuidado no sólo para el analista, sino también para las probetas en estudio debido al uso de ácido nítrico concentrado. La prueba consiste en cuatro etapas: 1) determinación del peso y volumen de la probeta, como se explicó anteriormente; 2) digestión de la matriz; 3) secado de las fibras y; 4) determinación de las fracciones volumétricas y porosidad.

A continuación se enlista la instrumentación necesaria para la prueba:

- ➢ Filtro poroso.
- ➢ Soporte universal.
- Balanza analítica.
- → Horno capaz de mantener $100 \pm 3^{\circ}$ C.
- Matraz para vacío.
- Desecador de laboratorio.
- Bomba de vacío con una capacidad de 16.9 KPa (s. inglés)
- ➢ Matraz.
- > Condensador de reflujo de agua con tapa estándar.
- > Baño de agua o aceite, capaz de mantener una temperatura de $75 \pm 1^{\circ}$ C.
- ➤ Acetona.
- ➢ Ácido nítrico acuoso concentrado a más del 65%.

El matraz empleado debe tener varias bocas, con el fin de colocar, un condensador de reflujo tipo rosario, una pipeta con agua oxigenada y un termómetro. Dentro del matraz se coloca la solución ácida en donde la matriz de la probeta se disuelve, el conjunto, se coloca en baño con agua la cual se mantiene a una temperatura determinada utilizando una placa calefactora. El arreglo del montaje requerido para este método se presenta en la figura 3.1a,



Figura 3.2a. Esquema de montaje de dispositivo para disolución ácida

La digestión de matriz se lleva a cabo sumergiendo la probeta en 30 ml de ácido nítrico (HNO_3) concentrado al 65%, a una temperatura de 70 °C durante 5 horas en el matraz en cuya boquilla se coloca el condensador tipo rosario, como se ve en la figura 3-2. Durante el tiempo que se manipule el ácido nítrico el analista debe usar guantes de plástico industriales, protección de ojos y de preferencia todo el rostro, y mascara para respirar con filtro de aire.

Por el condensador tipo rosario debe circular agua para asegurar que los gases tóxicos no salgan por completo, aún así, es recomendable utilizar una mascara para respirar, si se está cerca del condensador. Se recomienda montar toda la prueba antes de verter el ácido al matraz y tener el agua o aceite a una temperatura de unos 50° C a 60° C, también es recomendable que se pueda desmontar fácilmente. Resulta más sencillo retirar el matraz de bola para extraer las fibras del mismo, que remover el condensador, el termómetro, y la pipeta, ver figura 3.2.

Esta prueba se puede llevar a cabo con un matraz normal conectado a un condensador de gases, sin embargo para este caso se utilizó un matraz de bola con 3 boquillas. La pipeta con peróxido de hidrógeno tiene tres funciones; diluir el ácido en caso de ser necesario, aclarar la solución para poder visualizar la prueba, y asegurar mediante la inspección visual la disolución de la resina, lo anterior es muy importante ya que no debe retirarse la probeta antes de que se disuelva por completo la resina, ni tampoco mucho después de que esto ocurra ya que las fibras pueden llegar a dañarse, ver figura 3.3.



probeta sumergida en ácido

baño de aceite

Fig. 3.2. Prueba preliminar de digestión de la resina



Figura 3.3. Comparación de la prueba sin H_2O_2 (izquierda) y con H_2O_2 (derecha).

Como se mencionó anteriormente la agresividad del HNO₃ debe ser considerada en todo momento, ya que si su temperatura llega a los 90 °C aproximadamente, la sustancia se vuelve tan agresiva que incluso daña las fibras de carbono y los tapones. Dadas las dificultades que implica trabajar con este ácido, se hicieron algunas modificaciones en el procedimiento de la norma ASTM; se cambió el baño de aceite por baño de agua para mantener el límite de temperatura a 90 °C, se reemplazó material de los tapones, en lugar de hule se usó corcho natural, ya que a pesar de que ambos presentan daños por el ácido, el hule desprende partículas pequeñas que contaminan el ácido y las fibras, causando un error en los resultados de la prueba.

Con respecto al secado de las fibras, éstas se deben poner en un recipiente que filtre el ácido; debido a la dificultad de conseguir vidrio sinterizado de mediana porosidad, se utilizó papel filtro dentro de un crisol con poros (coladera). Las fibras se deben lavar tres veces con agua destilada y una vez con acetona en el recipiente para posteriormente secarlas en un horno durante una hora a 100 °C, véase la figura 3.4. Por último, el crisol con las fibras se coloca en un desecador durante una hora hasta que se enfríe, para poder así pesar el crisol con las fibras.



Fig. 3.4. Lavado de la fibra.

3.1.5 Validación del ensayo de digestión de resina y medición de fracciones volumétricas del compuesto de trabajo.

Para la validación del ensayo se realizaron tanto pruebas de calcinación de resina [14] como de digestión de resina [13] en probetas de fibra de vidrio con resina epóxica, (G – Ep). Los especímenes fueron cortados de un mismo laminado fabricado por el método de bolsa de vacío en el Laboratorio de Plásticos y Materiales Compuestos de la ESIME Ticomán, (ver figura 3.54). Mediante estas pruebas se pretende encontrar la variación entre ambos procesos para determinar si la prueba de digestión de resina es válida. Se escogió

comparar el método de digestión de resina con el de calcinación, debido a que el método de calcinación se ha utilizado frecuentemente con muy buenos resultados y se tiene ya bastante experiencia, además de que se tiene poca variación entre las probetas que se han sometido a este ensayo.



Fig. 3.5. Fabricación de un laminado de fibra de vidrio, para el método de tendido a mano.

Materiales y fabricación de las probetas.

Se fabricó una lámina de material compuesto de fibra de vidrio tipo petatillo 600, tejida bidireccionalmente usando dos telas orientadas a $0^{\circ}/90^{\circ}$, en las que se utilizaron 125 g de resina epóxica con 10% de catalizador. Los valores de densidad de la resina fueron reportados previamente en [33], con un valor de 1.197 g/cm³; la densidad de la fibra de vidrio es de 2.6 g/cm³, [20].

El laminado se fabricó de acuerdo al método de bolsa al vacío según lo expuesto en [34] para simular los procesos utilizados en la fabricación de los componentes de la aeronave Stela M1. La secuencia de apilamiento de los materiales de la bolsa está mostrada en la figura 3.6, en la que se pueden apreciar las capas que se emplearon en el proceso. Listando de abajo hacia arriba, se utiliza una placa de vidrio para dar soporte al sistema y un acabado liso al laminado; a continuación se coloca una hoja de papel mylar que sirve como

desmoldante sobre el que se colocan las telas de fibra de vidrio una por una impregnándolas con resina epóxica, cuidando no dañar las fibras ni modificar su orientación.

Para permitir el paso de resina excedente hacia las capas superiores se coloca una hoja de PVC agujerada, luego se coloca algún material que absorba el exceso de resina como puede ser algún tipo de tela en este caso colchoneta de fibra de vidrio. Sobre el material que absorbe el excedente se coloca una hoja de mylar que impida el flujo de la resina. Para propiciar que el vacío sea uniforme se usa una capa de tela de fieltro. Finalmente se cierra el sistema en la periferia por medio de una hoja de plástico transparente y un material sellante. Se conecta la bolsa por medio de una manguera a una bomba generadora de vacío; para este material el vacío se mantuvo por tres horas continuas, el arreglo y los insumos del proceso se esquematizan en la figura 3-6.



1, superficie de trabajo; 2, cinta sellante; 3, capa de mylar; 4, pieza de trabajo; 5, capa de tela de nylon; 6, capa de PVC perforada, 7, capa absorbente; 8, capa no perforada; 9, fieltro; 10, bolsa de plástico; 11, línea de vacío; 12, manómetro.

Fig. 3.6. Sistema de bolsa al vacío hecha a partir de insumos nacionales.

Posteriormente se cortó el laminado con un disco abrasivo lubricado con agua para obtener 12 probetas para su ensayo posterior.

Calcinación de resina en probetas G – Ep.

De acuerdo a [35], la probeta se coloca en un crisol de alta alúmina como el que se muestra en la figura 3.7a, el cual es previamente calentado a 700 °C por 30 minutos y posteriormente enfriado a temperatura ambiente en un desecador (figura 3.7b); enseguida se realiza la medición de la masa de la probeta y del crisol. A continuación se introduce en un horno a 650 °C (figura 3.7c) durante 90 minutos; de esta manera la resina se inflama y se consume quedando únicamente la fibra (figura 3.7d), posteriormente se deja enfriar en un desecador. Finalmente se mide la masa del crisol con la fibra; la diferencia con respecto a la primera medición es la masa de la resina.



b) desecador

d) restos de fibra después de la calcinación de la resina

Fig. 3.7. Prueba de calcinación de la resina

Resultados de la validación.

La fracción de volumen de cada probeta se determina de acuerdo lo descrito en las secciones precedentes. Los resultados gráficos por probeta se presentan para ambos tipos de prueba y para cada material en la figura 3.8.



Fig. 3.8. Determinación de fracciones volumétricas por probeta

A partir de los resultados de las fracciones volumétricas obtenidas en ambas pruebas para probetas de compuesto G-Ep y analizando los resultados se tiene, las siguiente observaciones:

1. Se obtiene V_f ligeramente menor con el método de digestión.

2. La V_m es ligeramente mayor.

3. La V_p presenta una alta dispersión con ambos métodos; sin embargo, es menor en el caso de la digestión.

4. En la prueba de calcinación, que es la que se ha trabajado más en la ESIME Ticomán, presenta más dispersión en sus resultados por probeta que la de digestión. La variación de la desviación estándar entre ambos métodos es reducida (para $V_f = 3\%$, para $V_m = 2\%$).

Por lo tanto se concluye que se implementó y se validó la prueba de digestión de resina para *composites* G-Ep La variación entre ambos tipos de prueba es aceptable, por lo que se pueden considerar como equivalentes.

Los resultados numéricos de la comparación entre ambas métodos de prueba se presentan en la tabla 3-3, en cual se puede observar que las desviaciones estándar y los coeficientes de variación en ambos casos (calcinación y digestión) son del mismo orden de magnitud por lo que se puede concluir que el método de medición de fracciones volumétricas por digestión fue puesto a punto y quedo validado.

R ESULTADOS DE LA PRUEBA DE DIGESTIÓN Y CARBONIZACIÓN EN G – EP.						
Duchata		Digestión			Carboniza	ción
Probeta	V_{f}	V_m	V_p	V_{f}	V_m	V_p
1	0.497	0.466	0.037	0.473	0.437	0.090
2	0.449	0.533	0.018	0.497	0.428	0.076
3	0.483	0.479	0.038	0.481	0.403	0.116
4	0.483	0.495	0.022	0.508	0.458	0.035
5	0.477	0.499	0.024	0.482	0.482	0.036
6	-	-	-	0.509	0.434	0.056
Promedio	0.478	0.494	0.028	0.492	0.440	0.068
s	0.018	0.025	0.009	0.015	0.027	0.032
CV [%]	3.711	5.089	31.996	3.083	6.107	47.133

TABLA 3.3.

3.1.6 Fracciones volumétricas y número de capas del material compuesto.

Se realizó finalmente la medición de las fracciones por el método de digestión que se puso a punto y se valido en la sección anterior, para el *composite* C-Ep de la aeronave, A partir de estos resultados se puede decir que el material C-Ep muestra en sus propiedades un valor alto de fracción volumétrica de resina, además las propiedades presentan una cierta periodicidad, que puede ser debida a su vez por variaciones en el proceso de fabricación, esto se puede observar en la gráfica mostrada en la figura 3-8II. Los resultados numéricos experimentales presentan en la tabla 3.4.

TABLA 3.4. Resultados de la prueba de digestión en C – Ep.			
Probeta	V_{f}	V_m	V_p
1	0.426	0.493	0.081
2	0.526	0.377	0.097
3	0.378	0.528	0.095
4	0.461	0.448	0.091
5	0.382	0.522	0.096
Promedio	0.434	0.474	0.092
S	0.062	0.063	0.007
CV [%]	14.220	13.258	7.083

El número de capas en el compuesto se tuvo que determinar experimentalmente, para lo cual se encapsuló una muestra del material para poder observarla en un microscopio metalográfico (figura 3.9) y determinar el número de capas y orientación de las fibras del compuesto. Para el encapsulado se cortaron dos pequeñas muestras del material y se pusieron en un molde donde se vertió resina epóxica, (ver figura 3.10). Posteriormente se pulió una cara para poder observarla adecuadamente en el microscopio óptico Axioscop.



Figura 3.9. Microscopio metalográfico Zeiss.



Figura 3.10. Muestras de fibra de carbono encapsuladas.

En la figura 3.11 se puede observar un corte transversal del material con un aumento de 10x, en éstas se aprecian capas de fibra de carbono con capas de fibra de vidrio en ambos extremos. En todas las capas se observan orientaciones de fibra intercaladas. Recordando que se utilizaron tejidos de fibra de carbono para el compuesto es lógico encontrar capas por pares, por lo tanto por cada grupo de fibras con una orientación determinada se debe observar un grupo de fibras orientadas a 90° de dicha orientación. En la imagen se puede observar que tan solo hay dos tipos de orientación por lo que se concluye que todas las capas son de fibra tejida a $0^{\circ}/90^{\circ}$.



Fig. 3.11. Imágenes sobrepuestas del encapsulado tomadas de un microscopio con un aumento de 10x.

También se puede observa en la figura 3.11 la alta porosidad que esta presente en todas las probetas. Para definir el número de capas de fibra de carbono que componen al material, se debe recordar que éste fue fabricado con tela de carbono tejida a 0° y 90° , por lo que un segmento de fibras orientadas a 90° mas un segmento a 0° conforman una capa. De este modo se hizo el conteo en varias secciones y se encontró que el material esta conformado de siete capas de fibra de carbono en el centro y en sus extremos hay recubrimientos de

TABLA 3.5 Configuración del laminado del Stela-M1			
Capa	Material/Orientación		
1	Tela fibra de vidrio (0°/90°)		
2	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
3	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
4	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
5	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
6	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
7	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
8	Tela fibra de carbono (0°/90°)		
9	Tela fibra de vidrio (0°/90°)		

fibra de vidrio que en la figura 3.11 se pueden observar como los puntos más oscuros la configuración del laminado se puede observar en la tabla 3.5.

3.2 Caracterización mecánica.

El diseño y análisis de estructuras en compuestos requieren datos confiables y experimentales. La caracterización experimental puede realizarse en diversas escalas; micromecánica, macromecánica y estructural. Las pruebas realizadas tienen tres objetivos principales, uno es la determinación de las propiedades básicas de una lámina unidireccional para su uso en los cálculos de diseño y análisis estructural; investigación y otra es verificación de predicciones analíticas de comportamiento mecánico; y un estudio experimental independiente del comportamiento de materiales y estructuras con condiciones de carga y geometrías específicos.

Existen una gran variedad de métodos experimentales utilizados para varias aplicaciones. La mayoría de estos, tienen que ver con la medición de esfuerzos y deformaciones. Los métodos experimentales de compuestos son más complejos que los realizados para materiales isotrópicos y requieren modificaciones significativas. Los tres métodos principales con los cuales se miden las deformaciones son el uso de extensómetros, galgas extensométricas, y los métodos ópticos

Para definir por completo el comportamiento mecánico de un laminado de material compuesto se requiere conocer el valor de las siguientes constantes:

- \succ E_x Módulo de elasticidad en la dirección de las fibras.
- \succ E_v Módulo de elasticidad en dirección transversal a las fibras.
- > $\sigma_{L_{max}}$ Esfuerzo máximo en tensión, en sentido longitudinal.
- > $\sigma_{T_{max}}$ Esfuerzo máximo en tensión, en sentido transversal.
- \succ G_{xy} Módulo al cortante en el plano principal de la lámina.
- ➢ τ_{max} Esfuerzo máximo en corte
- \triangleright v_{xy} Relación de Poisson en la dirección de las fibras.
- \triangleright v_{yx} Relación de Poisson en la dirección transversal a las fibras.
- > $\sigma_{C_{l_{max}}}$ Esfuerzo máximo en compresión, en sentido longitudinal
- > $\sigma_{c_{r}}$ Esfuerzo máximo en compresión, en sentido transversal.

3.2.1 Extracción y geometría de las probetas para los ensayos.

Estos datos se pueden obtener o aproximar con pruebas experimentales de tensión, compresión y corte, por lo que es necesario realizar los distintos ensayos para obtenerlas. Para estos fines se utilizó el volumen 15 de las normas ASTM, el cual esta relacionado con los materiales compuestos. Las probetas se extrajeron de la pieza proporcionada por la empresa, cortándolas con una máquina por chorro de agua, como se puede ver en las figuras 3.12 y 3.13. Las normas utilizadas son [15] para tensión, y [16] para el ensayo de corte. La finalidad de la caracterización mecánica en este trabajo, radica en que, las propiedades obtenidas son necesarias como valores de entrada para poder realizar la simulación numérica mediante el MEF.



Figura 3.12. Maquina cortadora por chorro de agua.



Fig. 3.13. Corte de la sección de análisis por chorro de agua.

Las dimensiones de las probetas de tensión y corte se definieron cumpliendo los requerimientos mínimos de [15], sin embargo no fue posible obtener probetas de las dimensiones recomendadas, debido a que las dimensiones de la pieza disponible limitaban algunas las dimensiones de las probetas. La geometría de las probetas de tensión y corte se puede observar en la figura 3.14.



Fig. 3.14. Geometría de las probetas para los ensayos de tensión y corte.

A continuación se presenta en la tabla 3.6 los valores promedio de cinco mediciones de las dimensiones de las probetas, y se muestran en la figura 3.15 algunas de las probetas obtenidas.

TABLA 3.6. Valores promedio de las dimensiones de las probetas.				
	Ten	sión	Co	orte
Probeta	Ancho	Espesor	Ancho	Espesor
	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
1	12.44	5.74	12.37	5.80
2	12.42	5.81	12.31	5.79
3	12.37	5.77	12.24	5.80
4	12.42	5.69	11.85	5.85
5	11.95	5.80	-	-



Figura 3.15. Probetas cortadas para ensayo de tensión y corte.

3.2.2 Equipo de pruebas e instrumentación.

Para los dos tipos de prueba se utilizó la máquina servohidráulica para ensayos universales marca INSTRON 8502 con capacidad de 500 KN mostrada en la figura 3.16, cuyas características se enlistan en la tabla 3.7.



Fig. 3.16. Máquina servohidráulica Instron para ensayos universales (configurado para ensayo de compresión con dispositivo normalizado IITRI).

CARACTERÍSTICAS DE LA MÁQUINA INSTRON MODELO 8502			
Característica	Descripción		
Medio de aplicación de carga	Control de deformación, carga o posición a velocidad constante usando		
	un cilindro hidráulico.		
Capacidad de Carga	500 KN en condiciones estáticas; 250 KN en condiciones cíclicas		
Unidad de potencia hidráulica	para el circuito de las modrazas		
Bomba hidráulica	OTC, bomba de dos velocidades		
Presión hidráulica máxima	$68 \text{ MPa} (10\ 000\ \text{lb/plg}^2)$		
Aceite hidráulico	Instron Part No. 105–1–1051 (reemplazo total Mobil DTE – 26)		
Cantidad de aceite	7.61 (2 galones US)		
Unidad de potencia hidráulica	para el cilindro hidráulico		
Bomba hidráulica	De dientes de engrane, hidrodinámica, smergida		
Presión hidráulica máxima	20.7 MPa (3 000 lb/plg ²)		
Gasto	10 g/min (37.85 l/min)		
Aceite hidráulico	Mobil DTE–25		
Cantidad de aceite	1361 (36 galones US)		

 TABLA 3.7.

 Características de la máquina Instron modelo 8502

Para medir la deformación longitudinal se utilizó el extensómetro mostrado en figura 3.17; y para la deformación transversal se colocaron galgas extensométricas, como la mostrada en la figura 3.18. El equipo se puede apreciar colocado en la probeta de ensayo en la figura 3.19. Las dos mediciones de deformaciones longitudinales y transversales se requieren para poder determinar la relación de Poisson del material.



Figura 3.17. Extensómetro.



Fig. 3.18. Galga extensométrica [33].



Figura 3.19. Probeta instrumentada montada en la máquina Instron.

La máquina de ensayos mecánicos produce desplazamiento en un actuador por medio de presión hidráulica suministrada por una bomba, todas las señales provenientes de los sensores se la máquina son enviadas a una consola central (ver figura 3.20), las cual a su vez envía las señales de control a los dispositivos motrices. La consola central tiene una interfaz con el usuario por medio de botones y pantallas con información digital (ver figura 3.21). Las mordazas son hidráulicas y tiene su propio circuito independiente del circuito principal de la máquina.



Figura 3.20. Consola de conexión.

Figura 3.21. Consola de control.



El extensómetro, encargado medir el desplazamiento longitudinal, se conecta en la parte posterior de la consola central como se puede ver en la figura 3.22.

Figura 3.22. Conexión del extensómetro.

La consola central tiene puertos para salida de señal analógica, modulada en tensión de -10V a 10V, los cuales pueden ser configurados para la adquisición externa de las diferentes variables del ensayo, estos puertos se muestran en la figura 2–23. En este caso las variables adquiridas son; la carga, el desplazamiento del actuador, el desplazamiento registrado por el extensómetro. Las señales de estas variables, procedentes de la máquina de ensayos mecánicos, fueron dirigidas a una caja de conexiones, como se muestra en la figura 3.24 y posteriormente adquiridas a través de una tarjeta de adquisición en una PC portátil.





Figura 3.23. Vista posterior de la unidad de procesamiento de datos

Figura 3.24. Caja de conexión gris.

La galga extensométrica utilizada es de 120 ohms con un factor de galga de 2.1, las terminales se conectan al medidor de deformaciones P–3500, (ver figura 3.25). El indicador de deformación tiene un puerto de salida analógica de -2.5 a 2.4 V, el cual se conecta directamente a la tarjeta de adquisición de datos de la misma manera que las señales provenientes de la caja de conexiones. El arreglo tarjeta de adquisición y PC

portátil, se presenta en la figura 3.26. En la figura 3.27 se puede observar todo el equipo preparado para un ensayo mecánico y en la figura 3.28 un esquema de instrumentación.



Figura 3,25. Medidor de deformaciones P – 3500.



Figura 3.26. Cables conectados al Vernir Labpro y computadora.



Figura 3.27. Preparación para la recolección de datos.



Figura 3.28. Diagrama de conexión.

3.2.3 Desarrollo del ensayo y obtención de propiedades axiales.

Las pruebas de tensión uniaxial se realizan en láminas unidireccionales para determinar las siguientes propiedades:

- Módulo de elasticidad (de Young) transversal y longitudinal.
- > Relación de Poisson longitudinal transversal y transversal longitudinal.
- > Esfuerzo de ruptura en tensión en sentido longitudinal y transversal.

En la referencia [14] se puede encontrar un procedimiento detallado y recomendaciones para realizar pruebas de tensión en probetas hechas de materiales compuestos de matriz polimérica. A continuación se mencionan los aspectos de la norma que resultan relevantes para los ensayos de esta tesis.

El método determina las propiedades de tensión en el plano de materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras. Una tira plana y delgada del material con una sección transversal rectangular constante se monta en las mordazas de una máquina de ensayos mecánicos y se carga a tensión pura mientras se registra la carga y las deformaciones axial y transversal. Con los datos registrados se puede obtener la gráfica esfuerzo – deformación, de la cual se puede obtener las propiedades antes mencionadas. Los factores de importancia de las pruebas son los siguientes:

- Alineamiento y sujeción de las probetas.
- > Velocidad de la prueba.

Para obtener una estadística aceptable, al menos cinco probetas deben ser ensayadas para cada condición [14]. El diseño y fabricación de las probetas sigue siendo en gran parte un arte mas que una ciencia, y no existe un consenso en la industria de como debe ser la interfase de las mordazas y la probeta, ni las dimensiones de las últimas. Por esta razón se tienen tres niveles de discusión para la geometría de las probetas, las cuales son: a) requerimientos generales, b) recomendaciones específicas y c) ejemplos detallados. Los requerimientos generales se pueden observar en la tabla 3.8.

TABLA 3.8 Requerimientos geométricos de las probetas de tensión		
Parámetros	Requerimientos	
Forma	Sección transversal constante	
Longitud mínima	Longitud de sujeción + 2 veces el espesor + longitud calibrada	
Ancho	Lo necesario	
Tolerancia del ancho	$\pm 1\%$ del ancho	
Espesor	Lo necesario	
Tolerancia del espesor	$\pm 4\%$ del espesor	
Planicidad	Perceptible al tacto	

Las pruebas se llevaron a cabo de acuerdo a las recomendaciones de la referencia [14], de las cuales se resaltan en este trabajo las siguientes:

- Se debe medir inicialmente el área de la sección transversal promedio del espécimen en su longitud calibrada.
- La prueba se lleva a cabo con una velocidad de 2 mm/min.
- La probeta debe estar bien alineada y la presión de sujeción debe ser registrada.

Una vez revisado lo anterior, se aplica el desplazamiento con la velocidad requerida (2 mm/min) y se obtienen los datos hasta que se llega a la ruptura del espécimen.

Los valores de esfuerzo máximo se definen como el valor de carga más alto registrado durante la prueba entre el área transversal sobre la que actúa la carga, a partir de la ecuación (3-5)

$$\sigma_{\max} = \frac{F_{\max}}{A_{trans}}$$
(3 - 5)

Para obtener al módulo de elasticidad es necesario graficar el esfuerzo (σ) contra la deformación (ϵ). De acuerdo a la tabla 3 de [14], para obtener el módulo de elasticidad se calcula la pendiente que tiene entre dos puntos, para este caso el primer punto se encuentra intersecando la línea de la gráfica en las 1000µ ϵ y el segundo punto se localiza a las 3000µ ϵ . Otra alternativa es tomar en cuenta todos los puntos del intervalo, por lo que de acuerdo a [34] se realiza una regresión lineal tomando en cuenta todos los puntos entre las 1000µ ϵ hasta las 3000 µ ϵ , ecuación (3 – 6).

$$E = \frac{n\left(\sum \varepsilon_{axial} \sigma\right) - \left(\sum \varepsilon_{axial}\right)\left(\sum \sigma\right)}{n\left(\sum \varepsilon_{axial}^{2}\right) - \left(\sum \varepsilon_{axial}\right)^{2}}$$
(3-6)

Por último la relación de Poisson se obtiene de manera similar, utilizando los mismos puntos que se utilizaron para el módulo de elasticidad, pero en este caso se utilizan los puntos obtenidos de la deformación axial y la deformación transversal, entre las 1000 μ ε hasta las 3000 μ ε, ecuación (3 – 7).

$$v = \frac{n\left(\sum \varepsilon_{axial} \varepsilon_{trans}\right) - \left(\sum \varepsilon_{axial}\right)\left(\sum \varepsilon_{trans}\right)}{n\left(\sum \varepsilon_{axial}^{2}\right) - \left(\sum \varepsilon_{axial}\right)^{2}}$$
(3 - 7)

3.2.4 Desarrollo del ensayo y obtención de propiedades en corte

Existen diferentes métodos que se utilizan para determinar las propiedades en corte de materiales compuestos con fibra como refuerzo, el que se emplea en esta investigación es el ensayo de tensión utilizando probetas con orientación de fibras a $\pm 45^{\circ}$, utilizando mediciones de deformación axial y deformación transversal de la probeta. Este tipo de ensayo se seleccionó por la disponibilidad de los equipos requeridos.

Estos ensayos son básicamente una tensión uniaxial de un laminado con todas las fibras de cada capa orientadas a $\pm 45^{\circ}$, sin embargo de acuerdo con [15] para éste ensayo existen restricciones en la secuencia de apilamiento y espesor de las muestras. Utilizando expresiones derivadas de la teoría de estratificados, el esfuerzo al corte sobre el plano en el

sistema de coordenadas del material se calcula directamente a partir de la carga axial, y la deformación angular se determina a partir de las deformaciones axial y transversal. Con estos datos es posible graficar la curva de esfuerzo al corte – deformación angular. Cuando la probeta se somete a esfuerzo uniaxial, los esfuerzos actuando en la lámina de acuerdo a la circunferencia de Mohr (figura 3.29) se obtienen con la ecuación (3 - 8).



Figura 3.29. Circunferencia de Mohr.

$$\sigma_{1} = \frac{\sigma_{x}}{2} + \tau_{xy}$$

$$\sigma_{2} = \frac{\sigma_{x}}{2} - \tau_{xy}$$

$$\tau_{6} = \frac{\sigma_{x}}{2}$$
(3-8)

Donde τ_{xy} es el esfuerzo cortante generado en el plano debido a la orientación de las fibras. Las deformaciones angulares en el laminado se calculan utilizando las ecuaciones (3 – 9).

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2}$$

$$\gamma_6 = \varepsilon_x - \varepsilon_y$$
(3 - 9)

Donde ε_x y ε_y son las deformaciones axiales y transversales de la probeta.

Los factores que tienen influencia en los resultados de la prueba son los mismos que para la prueba de tensión. Es importante recalcar que la longitud calibrada de la probeta no se encuentra en un estado de esfuerzo cortante puro, ya que se realiza un ensayo de tensión y el estado de esfuerzo se vuelve complejo debido a los grados de libertad de la probeta. A pesar de esto, de acuerdo a la referencia [34], se considera que el método provee resultados

iniciales confiables y se puede establecer una respuesta esfuerzo cortante – deformación dentro de una región no lineal. Sin embargo los valores de esfuerzo cortante al momento de la ruptura de la probeta es un valor aproximado a la resistencia real del material, así que estos valores hay que utilizarlos con cuidado, ya que a pesar de los intentos por minimizar estos efectos, los valores obtenidos a partir de éste método, aún para materiales idénticos aunque sólo difieren en espesor de capas o peso neto de tela, pueden tener diferentes modos de falla por lo que se debe tener esto en consideración si se desea tener un dato estadístico confiable.

Existe un interés particular en los efectos de esfuerzo normal durante la prueba. Esta componente se presenta en todas las capas y en toda la longitud calibrada de la probeta. El efecto de este esfuerzo en una capa específica se minimiza por los refuerzos en las fibras de las capas vecinas. Mientras los grados de libertad de una capa se reducen con el incremento de capas en el laminado, el espesor individual de cada capa es un parámetro importante que afecta los valores de esfuerzo cortante y esfuerzo último. Por otra parte, las capas en la superficie de la probeta representan el eslabón más débil de la probeta ya que son restringidas sólo por una capa vecina al contrario de las capas interiores, que se restringen por una capa a cada lado. Durante la tensión de la probeta, las primeras capas que fallan principalmente se dan por esfuerzo normal (o esfuerzo combinado). Debido a esto, la resistencia al corte obtenida de este método, presenta una diferencia con respecto de la real del material y la falla por esfuerzo cortante del material puede llegar a ser subestimada.

Durante el ensayo es importante tener en cuenta los efectos del espesor total. Tomando en cuenta el comportamiento del material durante la falla explicado anteriormente, la gráfica de esfuerzo deformación en los niveles de deformación más altos depende del número de capas. Un incremento del número de capas en la probeta tiene como resultado un decremento de la carga que es soportada en las capas externas, las cuales son las más débiles. Después de que las capas superficiales fallan, la porción de carga distribuida en ellas se distribuye a las capas intactas. Entre más alto es el numero de capas, mayor es la posibilidad de que las capas restantes sean capaces de resistir la carga sin presentar una falla inmediata de la probeta. Sin embargo, con cada falla sucesiva el número de capas intactas disminuye, hasta que la carga aplicada ya no se puede soportar. A causa de este proceso las probetas con mayor número de capas presentan esfuerzos últimos más altos.

El diseño y fabricación de las probetas debe realizarse de acuerdo a lo discutido en los ensayos de tensión. Del mismo modo deben realizarse cinco ensayos para obtener una estadística confiable. Las propiedades que pueden ser derivadas de esta prueba incluyen las siguientes:

- > Gráfica del esfuerzo al corte contra la deformación angular.
- Módulo de cizallamiento.
- > Esfuerzo máximo al corte para un laminado a $\pm 45^{\circ}$,
- > Deformación máxima al corte para un laminado a $\pm 45^{\circ}$.

Para los fines de este trabajo sólo se reportaran el módulo de cizallamiento, el esfuerzo máximo al corte, y la grafica de esfuerzo – deformación. El desarrollo de esta prueba es prácticamente idéntico al realizado en los ensayos de tensión, teniendo cambios solamente

al reportar los resultados. Para esta prueba el esfuerzo cortante máximo se calcula sustituyendo de la ecuación (3 - 8) el término $\sigma_x/2$ obteniendo:

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_{\max}}{2} \tag{3-10}$$

El módulo de cizallamiento se obtiene de la gráfica de esfuerzo cortante contra deformación angular. La deformación angular esta definida por la ecuación (3 - 11). El procedimiento para obtener la pendiente de la gráfica de esfuerzo – deformación es idéntico al descrito para calcular el módulo de elasticidad.

$$\gamma = \mathcal{E}_{long} - \mathcal{E}_{trans} \tag{3-11}$$

3.3 Resultados de la caracterización mecánica.

3.3.1 Resultados del ensayo de tensión.

La información recolectada durante los ensayos de tensión se exporta al programa Excel para simplificar su interpretación. Los valores de esfuerzo máximo, módulo de elasticidad y relación de Poisson se calculan de acuerdo a las ecuaciones (3 - 6), (3 - 7), y (3 - 8). Los resultados de los ensayos se muestran en la tabla 3.9.

TABLA 3.9. Resultados de los ensayos de tensión.			
Probeta	Esfuerzo Máximo (MPa)	Módulo de Elasticidad (MPa)	Relación de Poisson.
1	193.79	43209.05	0.010
2	315.17	28867.47	0.002
3	287.54	26511.60	0.085
4	389.07	30533.64	0.111
5	241.42	33609.35	0.091
Promedio	308.30	29880.52	0.060
S	74.10	6496.66	0.050
CV [%]	25.96	19.96	83.08

De acuerdo con la referencia [19] la resistencia mecánica de un compuesto de un 45% de fibra de carbono y resina epóxica, sometida a un esfuerzo normal es de 450 MPa, por lo que se espera que la resistencia mecánica de un material compuesto con fibra de carbono como reforzante esté alrededor de este valor. Sin embargo se puede apreciar en la tabla 3.8 que en ninguna de las probetas ensayadas se alcanzó este valor, siendo la probeta número uno la primera en ser ensayada, y también la que presenta el valor de resistencia mecánica más bajo, por lo cual no se consideró para obtener el promedio.

Existen diversos factores que pueden influir para que se presenten los resultados comentados anteriormente, uno de ellos es la porosidad del material, ya que ésta disminuye notablemente la resistencia del material, adicional a este factor también puede atribuírsele el tamaño de las probetas ensayadas, el cual estuvo limitado al espacio disponible de la pieza para su extracción.

Otro de los factores que se pensó que puede tener repercusión es la presión ejercida por las mordazas en la zona de sujeción del material (aproximadamente 350 kPa) ya que puede ser lo suficientemente alta como para causar daños locales en el material y disminuir por ende la resistencia global. Para comprobar esto se analizó una muestra con el microscopio Zeiss

utilizando un aumento de 50x antes y después de ser sujetado por la máquina de ensayos mecánicos, con lo cual se comprobó que la compresión durante la sujeción es suficiente para generar diversas fracturas locales que se pueden observar encerradas en círculos en la figura 3.30.



Figura 3.30. Fallas locales en la probeta después de la sujeción vistas con un aumento de 50x.

Para amortizar los efectos de compresión en la zona de sujeción y así tratar de mejorar los resultados de la prueba, se colocaron lengüetas de material compuesto de G – Ep en ambos lados de la zona de sujeción de la probeta 2, en la cual se observó una mejoría en las propiedades del material, sin embargo éstas se encontraron aún por debajo de lo esperado. A causa de la falta de material que permitiera realizar los ensayos necesarios para hacer correcciones en la prueba, se decidió disminuir la presión con la cual se sujeta las probetas y realizar los ensayos restantes con lengüetas en la zona de sujeción de las probetas. Como era de esperarse los resultados presentaron altos coeficientes de variación en las tres propiedades a evaluar tal como se observa en la tabla 3.8. $(CV_{\sigma} = 26\%, CV_{\varepsilon} = 20\%, CV_{\nu} = 83\%)$ por lo que se recomienda un posterior estudio más detallado de las propiedades en tensión del material. Las gráficas de esfuerzo deformación de las probetas se muestran de las figuras 3.31 a 3.35.



Deformación [mm/mm]

Figura 3.31. Resultados de la probeta ensayada a tensión número 1.



Figura 3.32. Resultados de la probeta ensayada a tensión número 2.



Deformación [mm/mm]

Figura 3.33. Resultados de la probeta ensayada a tensión número 3.



Figura 3.34. Resultados de la probeta ensayada a tensión número 4.



Figura 3.35. Resultados de la probeta ensayada a tensión número 5.

3.3.2. Resultados de los ensayos de corte.

	RESULTADOS DE LOS ENSAYOS DE CORTE.			
Probeta	Esfuerzo Máximo Cortante(MPa)	Módulo de Cizallamiento (MPa)		
1	58.76	5948.23		
2	59.10	6620.17		
3	60.27	6761.72		
4	59.96	7038.15		
5	-	-		
Promedio	59.52	6592.07		
S	0.70	462.99		
CV [%]	1.18	7.02		

Los valores de esfuerzo cortante máximo, y módulo de elasticidad se calcularon de acuerdo a las ecuaciones (3 - 10) y (3 - 11), y se muestran en la tabla 3.9.

A diferencia de los ensayos de tensión, los ensayos de corte arrojaron resultados satisfactorios, obteniendo valores de esfuerzo máximo y módulo de cizallamiento por arriba de lo esperado. Lo anterior puede ser el resultado de la naturaleza de la prueba, ya que como se trató anteriormente las capas externas fueron las primeras en fallar, teniendo fallas posteriores de las capas externas a las internas como se muestra en la figura 3.36.



Figura 3.36. Probetas de tensión a 45° después del ensayo.

Cabe mencionar que durante todos los ensayos el indicador de deformaciones P - 3500 alcanzó su límite de medición, por lo que la señal del canal correspondiente a la deformación transversal se saturó. Aún así fue posible registrar los valores dentro de las 1000 µm a las 3000 µm, necesarios para el cálculo del módulo de cizallamiento.

Los valores obtenidos para esta prueba fueron satisfactorios ya que se registraron valores por arriba de lo esperado con un coeficiente de variación bajo en las dos propiedades evaluadas ($CV\tau = 1.18\%$, $CV\gamma = 7\%$), además de que la prueba se desarrolló de acuerdo a lo citado en [15]. A continuación se muestran las gráficas de esfuerzo cortante – deformación angular de la figura 3.37 a la figura 3.40.



Deformación Angular [µm/µm]

Figura 3.37. Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 1.



Deformación Angular [µm/µm]





Deformación Angular [µm/µm]

Figura 3.39. Resultados de la probeta ensayada en tensión a ± 45 número 3.



Deformación Angular [µm/µm]

Figura 3.40. Resultados de la probeta ensayada en tensión a ±45 número 4.

Capítulo 4 Simulación del comportamiento mecánico de la sección crítica.

4.1 Determinación de las cargas del avión.

Las cargas de una aeronave son aquellas fuerzas y cargas aplicadas a los componentes estructurales del avión que establecen un nivel de resistencia de toda la aeronave. Estas cargas pueden ser ocasionadas por la presión del aire, fuerzas de inercia, o reacciones en tierra durante el aterrizaje. La determinación de las cargas de diseño incluye un estudio de la presión del aire y fuerzas de inercia durante ciertas maniobras preestablecidas, ya sea en el aire o en tierra. Ya que el objetivo principal es obtener un avión con un nivel de resistencia mecánica satisfactorio, los medios por los que este resultado se logra a veces carecen de importancia. Algunas de las maniobras preestablecidas son por lo tanto arbitrarias o empíricas y son determinadas mediante un cuidadoso análisis de los criterios considerados. Cuando el estado del arte lo permite se pueden utilizar valores de carga y maniobras racionales, mientas que las herramientas computacionales permiten la simulación de comportamiento cada vez mas realista. Sin embargo el factor tiempo también resulta relevante en estos análisis, [35]

4.1.1 Diagrama de maniobra

Cuando una aeronave realiza ciertas maniobras tiene que ser capaz de generar una fuerza de sustentación igual a n veces su propio peso y soportar los esfuerzos resultantes. Adicionalmente, las fuerzas que se generan sobre la aeronave son proporcionales al cuadrado de la velocidad, por lo que se puede concluir que los esfuerzos a que se ve sometida la aeronave son proporcionales al factor de carga n y al cuadrado de la velocidad. Los límites de resistencia operacional en vuelo de una aeronave se presentan en forma de un diagrama V-n o V-g. En la figura 4.1 se muestra un diagrama típico V - n., [36].



Figura 4.1. Importancia del diagrama V – n [36].

Cada aeronave posee su diagrama particular con V_s y n_s específicos. La resistencia de vuelo operacional de un aeronave se presenta en una gráfica donde las ordenadas son la velocidad (V) y las abscisas son el factor de carga (n). La resistencia de la aeronave depende de cuatro factores: 1) El peso máximo del avión; 2) La configuración de la aeronave (polar limpia, polar sucia, flaps, y tren extendido); 3) Aterrizaje simétrico; 4) Altitud aplicable. Cualquier cambio en una de estos factores puede resultar en cambios importantes de los límites operables. La velocidad de vuelo límite es una referencia de diseño para el avión, si éste sobrepasa este límite la aeronave puede experimentar: a) ráfaga límite, b) turbulencia destructiva, c) reversa de los alerones, d) divergencia del ala, e) efectos de compresión críticos, f) problemas en el control y estabilidad.

El método más confiable para representar la combinación de los esfuerzos que producen las variables factor de carga y velocidad es la envolvente de vuelo o diagrama V - n. De [37] se pueden obtener los valores de las velocidades necesarios para la construcción del diagrama envolvente de vuelo por maniobra. Los factores de carga límites a los que está sometida la aeronave son +4.4 y -2.2. La construcción del diagrama V - n por maniobra de la aeronave denominada Stela-M1 se especifica en [10], el resultado se muestra en la figura 4.2. De acuerdo a [37] el diagrama por ráfaga de viento no afecta al diagrama por maniobra, lo cual fue comprobado analizando [38] donde se especifica que si la velocidad seleccionada para el análisis es igual o menor que la velocidad crucero el diagrama por ráfaga caerá dentro del diagrama por maniobra.


Figura 4.2. Diagrama de maniobra del Stela M1 [10]

4.4.2 Carga transmitida del montante al fuselaje.

Para dar continuidad al trabajo realizado en [10] se propone analizar el mismo punto del diagrama de maniobra, lo cual es la condición de diseño especificada por el punto D, a la velocidad crítica y con un factor de carga de +4.4, es decir, cuando la aeronave soporta 4.4 veces su peso y está sometida a valores máximos de fuerza de levantamiento y resistencia al avance en proporción con la velocidad, por lo que los esfuerzos que debe soportar la estructura serán los máximos.

El levantamiento generado por la semi – ala en esta condición de vuelo ha sido calculado previamente en [10] y esta representada por el polinomio mostrado en la ecuación (3 - 12).

$$L = \int_{5}^{10} \left(-0.9618x^{6} + 39.465x^{5} - 662.56x^{4} + 5824.5x^{3} - 28307x^{2} + 72201x - 74880 \right) dx \quad \textbf{(3-12)}$$

Esta función polinomial da como resultado la curva que define el comportamiento aproximado de la fuerza de levantamiento como se muestra en la figura 4.3.



Figura 4.3. Aproximación polinomial del comportamiento de la fuerza de levantamiento a lo largo de la semienvergadura.

Mediante la integración de la función polinomial a lo largo de la semiala se obtiene la magnitud de fuerza de levantamiento para la condición de diseño analizada, para la semi ala sólo se toma desde 5.65 hasta 10 para considerar sólo el levantamiento de la semiala que es la sección de nuestro interés.

$$L = \int_{5.65}^{10} \left(-0.9618x^6 + 39.465x^5 - 662.56x^4 + 5824.5x^3 - 28307x^2 + 72201x - 74880\right) dx \quad (3 - 13)$$
$$L = 2002.46N$$

Para simplificar los cálculos este resultado puede ser dividido entre la distancia de la semiala para así tener una fuerza uniformemente distribuida que pueda ser representada más fácilmente en los cálculos de la estructura. Siguiendo con la simplificación, el sistema ala – fuselaje – montante puede ser considerado como una armadura debido a las formas de sujeción de los elementos estructurales mostrados en las figuras 4.4a, 4.4b, y 4.4c.



a) Sujeción del montante al fuselaje



b)Sujeción del ala y fuselaje



c) Sujeción del ala y montante

Figura 4.4. Formas de sujeción del sistema ala – montane – fuselaje.

En las figuras anteriores se puede observar que todos los apoyos son articulados por lo que tendremos la simplificación mostrada en la figura 4.5.



Figura 4.5. Simplificación de la reacciones en el sistema ala – fuselaje – montante.

Se puede observar en la figura 4.5 que existen más incógnitas que ecuaciones de equilibrio, por lo que la estructura se indetermina. Para resolver esto, se idealiza el problema como una viga con un apoyo articulado en el extremo y un apoyo simple en el otro. La parte de la carga distribuida que se encontraba en cantiliver se transforma en un momento y una carga que actúan en el apoyo simple, (ver figura 4.6).



Figura 4.6. Idealización de la armadura formada por el sistema ala – montante – fuselaje.

De las ecuaciones de equilibrio se tiene que:

$$\sum F_{y} = Q(L) + A_{y} - B_{y} + F$$

$$\sum M_{B} = M - Q(\frac{L^{2}}{2} - A_{y}(L)$$
(3-14)

Resolviendo estas ecuaciones se obtiene que:

$$C_y = B_y = 2199.65 N$$

 $C_x = 4355.31 N$ (3 - 15)

De esta forma se obtiene el valor de B_y el cual se transmite directamente al montante del ala; utilizando funciones trigonométricas, se considera el valor B_y como el cateto opuesto a un triángulo y con ayuda de los valores de distancia del avión se calcula el valor para la hipotenusa. Aplicando el factor de carga correspondiente tenemos finalmente el valor de la fuerza que se transmite del montante al fuselaje, (ecuación 3 – 16). Es importante señalar que la resistencia al avance en esta zona se ha considerado despreciable, debido a que la superficie que genera resistencia al avance es muy pequeña.

$$F_{max} \square n = 21\ 4698.77N \tag{3-16}$$

4.2 Modelado de la parte crítica.

Para lograr el análisis con el MEF con un software es necesario establecer un modelo de tres dimensiones que se acerque lo más posible a la realidad, por lo que para el modelado de la pieza se utilizará el segmento de fuselaje proporcionado por el fabricante correspondiente a la zona crítica. Es importante resaltar que se tiene un especial interés de que la zona donde se observan los agujeros quede definida lo más fielmente posible.

4.2.1. Método topológico por metrología dimensional

Inicialmente se realizaron mediciones en la pieza con el equipo de metrología con el que se cuenta en el Laboratorio de Ensaye de Materiales (LEM). Las geometrías más sencillas de la pieza se midieron con un calibrador vernier y equipos para medir radios, por otro lado las curvaturas más complejas se midieron adaptando un calibrador de carátula a un calibrador de altura, para poder obtener profundidad versus altura, y así definir toda la pieza (figura 4.7).



Figura 4.7 Método de medición de los puntos de la curva

Se establecieron en la aeronave ejes que sirvieron de referencia durante el dimensionado, de acuerdo a ejercicios observados sobre análisis estructural de las aeronaves [36]. Como se muestra en la figura 4.8, el eje x se refiere al eje longitudinal del avión, el eje y para la envergaduraza dirección transversal y el eje z para el eje transversal vertical del avión.



Figura 4.8. Ejes de referencia utilizados en el Stela.

En la figura 4.9 se muestra una de las secciones ya mencionadas que se obtuvieron de un corte longitudinal del avión (a lo largo del eje x) y en la figura 4.10 se tiene un corte transversal (a lo largo del eje y). Ya que la pieza es simétrica, con la medición de esta parte del fuselaje se puede obtener la geometría completa de la sección a analizar.



Figura 4.9. Corte longitudinal de la sección crítica.

Figura 4.10. Corte transversal de la sección crítica.

Debido a la complejidad de la parte se simplificó su geometría, estableciendo las siguientes consideraciones.

- Se discriminaron todas las protuberancias de la pieza resultado de la forma en que se cortó, así como las partes en que el recubrimiento de fibra de vidrio fue dañado.
- El corte que se observa en la figura 4.3 se consideró constante a lo largo del eje y hasta donde se observó el comienzo de la curvatura.
- Se consideró que el corte de la figura 4.3 se conforma por tres placas paralelas entre sí y a diferentes alturas cada una, unidas por dos placas con un ángulo específico, con redondeos constantes a lo largo del corte en las uniones de las placas.
- En la parte curva de la pieza que se observa en la figura 4.4 se consideró una curvatura variable tanto a lo alto como a lo largo del avión, con una placa plana incrustada, donde se realizaron ocho agujeros.

Los instrumentos de medición utilizados se muestran en la tabla 4.1.

TABLA 4.1. Instrumentos realizados en la medición.							
Instrumento	Marca	Unidades	Rango	Resolución			
Calibrador Vernier	Starrett	mm	0 - 350	0.02			
Calibrador de carátula		plg	0 - 1	0.001			
Calibrador de profundidad	Mitutoyo	mm	0 - 200	0.02			
Goniómetro	Mitutoyo	0	0 - 360	5'			
Vernier para medir alturas	Mitutoyo	cm	0 - 110	0.02			
Mesa de mármol	Mitutoyo						
Plantillas para medir radios		plg	1/64 - 1/2	1/64			
Micrómetro	Mitutoyo	mm	0-25	0.01			

Inicialmente se midió y modeló la sección que está en contacto con el tren de aterrizaje que se puede observar como un corte longitudinal del avión en la figura 4.3. Esta

sección se midió con un Vernier para medir alturas con el cual se definió la longitud hasta la cual se considera constante

Posteriormente se realizaron cuatro mediciones sobre el eje z. Considerando la parte donde se sujeta el tren de aterrizaje como la parte más plana y por lo tanto la de referencia se colocó la pieza sobre este plano para hacer las mediciones variando de 3 en 3 cm la altura y registrando el cambio de profundidad en el calibrador de carátula. Para los valores a lo largo del eje x se volvió a utilizar la parte donde se sujeta el tren de aterrizaje como referencia, así que se colgó la pieza usando dos soportes universales y se puso a escuadra con la ayuda de bloques patrón y una escuadra. Por último se realizaron cinco mediciones variando de 2 en 2 cm la altura, la forma de medición se muestra en la figura 4.11



Figura 4.11. Medición con el calibrador de carátula adaptado al vernier de alturas.

Las mediciones anteriores sirvieron para definir la compleja curvatura de la pieza que se presenta en dos planos dificultado considerablemente su modelado. Finalmente para modelar la placa incrustada en la superficie curva se utilizó el vernier para medir alturas con lo que se establecieron los límites de la placa mostrados en la figura 4.12 Después, con las funciones del programa CATIA V5 se realizó algo parecido a lo que se conoce como estampado en procesos de manufactura, dando como resultado la figura 4.13. En el anexo (modelado) se describe de manera más detallada el proceso de modelado.



Figura 4.12. Límites de la placa plana.



Figura 4.13. Estampado de la placa plana.

Debido a algunas curvaturas complicadas de definir se obtuvo una aproximación muy burda, que no satisfacían los requerimientos establecidos para los cálculos, especialmente la zona de los agujeros, por lo cual se recurrieron a otros métodos con ayuda de alumnos de ESIME Ticomán.

4.2.2 Digitalización.

El otro método disponible para definir la geometría de la pieza fue la digitalización de la pieza. Ésta se basa en obtener puntos específicos de la geometría mediante el método de fotogrametría, para su caracterización y normalización por medio de un software de modelado en 3D de forma libre llamado Rhinoceros.

La desviación máxima que arroja este procedimiento es de 0.02 mm, la cual es calculada en función de la cámara que se utiliza, en este caso de 10.2 Megapixeles. El error de este procedimiento se calcula con la fórmula (4 - 1).

$$Error = \frac{(tamaño de la pieza)(45)}{(tamaño de la pieza)(resolucion de la camara)}$$
(4 - 1)

Para obtener los puntos característicos de la geometría que permitan modelarla se toman fotografías de distintos ángulos de la pieza a fin de lograr la triangulación de los puntos en 2D que se convertirán en puntos tridimensionales después de ser analizados y calculados por medio de la herramienta RhinoPhoto.

Para que el programa sea capaz de procesar la información se necesita calibrar la cámara con la que se toman las fotografías, este proceso consiste en tomar 27 fotografías de la hoja de calibración, se toman 3 fotografías en 9 posiciones que permiten cubrir la hoja de calibración en su totalidad (figura 4.14). La hoja de calibración se imprime desde la interfaz de RhinoPhoto en Rhinoceros. Es recomendable utilizar una cámara digital de por lo menos 6 Mega pixeles. El proceso de calibración se describe de manera detallada en al anexo (calibración).



Figura 4.14. Calibración de la cámara en la hoja de calibración

Una vez calibrada la cámara, se procede a imprimir lo que se conoce en el programa Rhinoceros como "targets" y su tamaño estará en función de la pieza a digitalizar. Este script correrá directamente de la interfaz de Rhinoceros, (figura 4.15).



Figura 4.15. Targets generados por el programa Rhinoceros.

Este script se encargará de generar las hojas de código necesarias de acuerdo al tamaño de hoja y de target que se tenga. Una vez impresos se posicionan las primeras 5 calcomanías que corresponderán al origen, vector x0, vector x+, vector y0, vector y+, (figura 4.16).



Figura 4.16. Targets impresos para generar el origen de la pieza.

Lo anterior definirá y ubicará los puntos restantes en el espacio de manera que puedan ser ubicados por el software. Para este caso los targets del origen se ubicaron en un inicio en la mesa donde se trabajo la pieza; sin embargo después de realizar algunas pruebas se observó que resultaba difícil que leyera correctamente los puntos de origen y los puntos sobre la pieza por la diferencia de alturas, (figura 4.17).



Figura 4.17. Reconocimiento de la ubicación de los targets.

Posteriormente se toman una serie de fotografías. En este caso particular se realizaron 18 pruebas a fin de poder obtener los resultados deseados, debido a la irregularidad geométrica de la pieza y la cantidad de defectos de fabricación que presentaba, fue muy complicado obtener un resultado confiable y que estuviese dentro de tolerancia. Pues estas deficiencias eran detectadas por los puntos al momento de tomar las fotos, (figura 4.18).



Figura 4.18. Fotografías tomadas a la pieza para reconocimiento de los targets.

Se decidió entonces que se colocarían los puntos del origen directamente sobre la pieza. Una vez que se obtuvieron los resultados esperados, se generaron las curvas que definirían las fronteras del modelo y se comparó mediante medición, la concordancia de estas con las reales.

Se obtuvieron los puntos que dieron como resultado la curva de la sección que está en contacto con el tren de aterrizaje, las curvas laterales se obtuvieron por medio de una planilla que se escaneo, y sobre la imagen se trazaron las curvas, figura (4.19).



Figura 4.19. Curva base para el modelado

Con las curvas base trazadas se realizaron diversas orientaciones de los perfiles que dan forma a la pieza, y sucesivamente se generó la superficie por medio de una operación de Rhinoceros llamada Loft, la cual extrapola perfiles sobre curvas preestablecidas como guías, (figura 4.20).



Figura 4.20. Curvas guía para el loft.

Para realizar la parte faltante se utilizó la operación barrido a lo largo de dos guías "sweep along two rails" la cual crea una superficie utilizando los perfiles y los puntos obtenidos de la digitalización, guiándose por las curvas laterales como límites. Al resultado se le corto la parte sobrante por medio de la operación trim, (figura 4.21).



Figura 4.21. Resultado del modelado.

Es importante recordar que la sección de los agujeros debe cuidarse al máximo, y es precisamente aquí donde las ventajas del modelado libre no paramétrico se hacen evidentes, pues fue posible conservar la parte plana de la geometría y lograr la transición de una forma curva a una forma plana de manera suave, como se observa en la figura 4.22, en la cual se analiza la curvatura de la pieza, poniendo de distintos colores las zonas con mayora o menor curvatura.



Figura 4.22. Análisis de la curvatura de la pieza.

Es también importante señalar las virtudes del software para arreglar de forma automática la continuidad de tangencia y curvatura, así como permitir modelar en tolerancias de hasta G5, pues otros programas de diseño solo permiten hasta G2 o bien G3. La continuidad de curvatura se define en base a G es decir que cuanto mas alto sea el numero de G's la continuidad es mayor y el enlace es más suave, como se puede apreciar en la figura 4.23.



Figura 4.23. Continuidad de la curvatura para diferentes valores de G.

4.3 Simulación del comportamiento de la sección por MEF.

Para llevar a cabo la simulación de la sección de análisis, se utiliza el software denominado ANSYS el cual se especializa en el método numérico de análisis por elementos finitos. Para correr la simulación en dicho programa es necesario alimentarlo con diversas constantes como lo son en este caso; un modelo geométrico que pueda ser interpretado por el programa, las propiedades teóricas y/o experimentales del material del cual se conforma la estructura en análisis, y por último las fuerzas que actúan en la sección.

El modelo obtenido de en la sección 4.1.2 de éste trabajo, se graba en formato STEP y se exporta al software CATIA V5, el cual puede ser guardado como una superficie que puede ser leído por ANSYS, resultando la figura 4.24.



Figura 4.24. Modelo exportado a ANSYS.

Siguiendo con la lógica del programa se establecen los parámetros en orden. Antes que nada se debe escoger el tipo de elemento que se utilizará para el análisis, de acuerdo con [40] los elementos de ANSYS; SHELL 91, y SHELL 99, son los más adecuados para el tipo de análisis que se realiza en este trabajo. De acuerdo a las especificaciones obtenidas de los tutoriales del software el elemento finito más apropiado es el denominado SHELL 99, el cual muestra su configuración en la figura 4.25.

El elemento SHELL 99 está definido por; ocho nodos, una configuración de capas, dirección de cada capa, y propiedades de material ortotrópicas. El elemento cuenta con seis grados de libertad en cada nodo (UX, UY, UZ, ROTX, ROTY, ROTZ), es decir con 48 en total. La ventaja de utilizar este elemento sobre el SHELL 91 es que el SHELL 99 es más eficiente si se utiliza un material con más de tres capas, además de que, de ser necesario es posible introducir la matriz constitutiva del material, [39].



x_{IJ} Eje coordenado x del elemento si el sistema no ha sido cambiado
 x Eje coordenado x del elemento si el sistema ha sido cambiado

4.25. Configuración del elemento SHELL 99.

Se escogió este elemento ya que fue diseñado para moldear cascarones delgados en estratificados, teniendo tan solo definidas áreas en el espacio, sin la necesidad de contar con un sólido. En este elemento es posible dar de alta hasta 250 capas, y cuenta con la posibilidad de dar de alta solo la mitad de capas si el laminado es simétrico.

A continuación se establecen las constantes reales exclusivas del elemento finito que se utiliza, las opciones disponibles para dar de alta se explican los tutoriales de ANSYS [39]. A pesar de contar con distintas opciones para este caso tan solo se dan de alta los valores del número de láminas, su espesor, y su orientación respecto a los ejes principales. En el capítulo tres "Desarrollo experimental" se estableció que el número de láminas para esta zona es de siete más una capa de fibra de vidrio en un extremo y dos en el otro, y la orientación de todas las capas es de 0°/90°. Por otro lado el espesor para cada capa se determinó dividiendo el espesor total promedio entre el número de capas, como se muestra en la ec. (4 - 2).

$$\frac{t_{prom}}{n_{capas}} = t_{capa} \qquad \therefore \qquad \frac{0.57846cm}{10} = 0.057846cm \qquad (4-2)$$

Primero, se elige en el menú la opción de constantes reales (real constants), para dar de alta el número de capas que componen al material en una tabla como la que se muestra en la figura 4.26 (en las demás opciones de la tabla se dejan valores de cero). Cuando se da aceptar a la tabla antes mencionada, aparece una nueva tabla donde se dan de alta el material, orientación de las fibras, y espesor de cada capa, (ver figura 4.27).

▲ Real Constant Set Number 1, for SHELL99	×		
Element Type Reference No. 1			
Number of layers (250 max) NL	7		
Layer Symmetry Key LSYM	0		
First layer for output LP1	0		
Second layer for output LP2 0			
Elastic foundation stiffness EFS	0		
Added mass/unit area ADMSUA	0		
OK Cancel	Help		

Figura 4.26. Tabla de constantes reales 1.

at no., X-axis rotation, layer thk MAT THETA TK	
Layer number 1	þ 0 0.0578
Layer number 2	1 0 0.0578
Layer number 3	1 0 0.0578
Layer number 4	1 0 0.0578
Layer number 5	1 0 0.0578
Layer number 6	1 0 0.0578
Layer number 7	1 0 0.0578

Figura 4.27. Tabla de constantes reales 2.

Lo siguiente es definir las propiedades del material teóricas y/o experimentales de cada material. Solo se dan de alta las propiedades de del material C – Ep, el cual se define dentro del software como un material ortotrópico con isotropía transversal. Se considera que la fibra de vidrio no esta presente ya que su función tan solo es darle acabado y protección a la pieza y no tiene mucha influencia en la resistencia de la misma. En la figura 4.28 se muestra la ventana donde se introducen los valores de las propiedades mecánicas necesarias para la definición del material, los valores se introducen en N/cm².

	T1				
Temperature	s O				
EX	2.988E+006				
EY	2.988E+006	2.988E+006			
EZ	1.4E+006				
PRXY	0.45	0.45			
PRYZ	0.028				
PRXZ	0.028				
GXY	5E+005				
GYZ	6.5E+005				
GXZ	6.5E+005				

Figura 4.28. Definición del material C – Ep.

Para los valores de EY, EX, PRXZ, PRYZ, GYZ, y GXZ se utilizaron los valores experimentales promedio obtenidos en la sección 3.2, mientras que para EZ, PRXY, y GXY se utilizaron los valores teóricos para el compuesto [19].

Por tratarse de materiales compuestos se necesita utilizar alguna teoría de falla para predecir la resistencia de la pieza. Es por esto que se necesita dar de alta los valores de esfuerzo máximo, en la figura 4.29 se muestra la ventana donde se introducen los valores teóricos o experimentales según el caso de los esfuerzos máximos.

	х	Y	Z				
Strain in Tension				0	0	0	
Strain <mark>i</mark> n Compressio	n			0	0	0	
	XY	YZ	XZ				
Strain in Shear				0	0	0	
	х	Y	Z				
Stress in Tension				30800	30800	10500	
Stress in Compressio	n			-26440	-24640	-10500	
	XY	YZ	XZ			15	
Stress in Shear				5950	5250	5250	
	XY	YZ	XZ	1.00			
Stress Coupling Coef	fficients			-1	-1	-1	
				1			
		ОК		Cancel		Help	

Figura 4.29. Valores para el criterio de falla.

Los valores de esfuerzo mostrados en la figura 4.29 se dan en N/cm², para los esfuerzos máximos en tensión para los ejes x y y se utilizó el promedio obtenido de las pruebas experimentales. Por otra parte para el eje z se consideró que por lo menos el esfuerzo máximo de la pieza es el valor teórico para la resina epóxica el cual se puede encontrar en [19]. Del mismo modo para el esfuerzo cortante en el plano xy se utilizó el valor experimental de las pruebas y para los demás planos el valor teórico de la resina epóxica [20]. Sin embargo, el esfuerzo de compresión no pudo obtenerse de manera experimental, y el valor teórico para un laminado con 45% de fibra de carbono con matriz de resina epóxica es de 360 MPa, este valor es superior al obtenido experimentalmente en tensión de 308 MPa. De acuerdo a la teoría el valor de esfuerzo máximo de compresión debe estar por debajo del valor del esfuerzo máximo en tensión, así pues para poder definir el valor de compresión se recurre a los valores teóricos del mismo laminado en tensión obtenidos de la referencia [20] y se establece una proporción con los valores experimentales, aplicando la misma proporción a los valores teóricos para compresión y se define que el valor está alrededor de 246.4 MPa.

Posteriormente se hizo una malla de elementos finitos en la pieza, la cual ser refinó para obtener el mayor número de elementos que pudiera soportar el programa especialmente en la zona donde actúan las fuerzas producidas por el montante del ala, como se muestra en la figura 4.30.



Figura 4.30. Sección mallada.

Para terminar de establecer las condiciones de frontera se aplican las restricciones de desplazamiento en la pieza y se simulan las fuerzas producidas por el montante. Debido a que la pieza se corta de una sección más grande del avión en casi todos los extremos se restringen todos los desplazamientos (UX, UY, UZ), exceptuando la parte curva de la pieza que se encuentra en contacto con la puerta del avión y por lo tanto libre en todos los desplazamientos, ver figura 4.31.



Figura 4.31. Desplazamientos restringidos.

El valor de la fuerza que transmite el montante a la sección se transforma en una presión distribuida uniformemente en el área de la placa que se sujeta al fuselaje, ver figura 4.32a. Para lograr que esta sección se comporte como si estuviera la placa presente se restringen las rotaciones (ROTX, ROTY, ROTZ) en todos los nodos que se encuentren dentro del área de la placa, figura 4.32b.



a) Placas de sujeción al montante.

b) Giros restringidos en los nodos de elementos finitos.

Figura 4.32. Representación de la placa en el fuselaje.

Para simular la carga del montante sobre la superficie de la pieza es necesario representarla mediante varias fuerzas que actúan sobre la superficie donde se encuentra la placa, descomponiendo la dirección de la fuerza del montante por sus componentes *y*, y *z*. De esta forma se aplican doscientas fuerzas distribuidas sobre el área de la placa dividiendo el valor total de la fuerza entre el número de fuerzas aplicadas, ver figura 4.33.



Figura 4.33. Descomposición de la fuerza del montante en sus componentes.

Una vez establecidas todas las condiciones del análisis se procede a darle la instrucción al software de resolver el sistema de ecuaciones originado por el programa a partir de los datos introducidos, el análisis de estos se presenta en el siguiente capítulo.

Capítulo 5 Resultados y discusión.

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos a partir del análisis por el Método del Elemento Finito, mostrando las imágenes de los campos de esfuerzo, resumiéndolas en una tabla, para después aplicar los valores obtenidos en la teoría de falla de Tsai – Wu. Los resultados de la caracterización física y mecánica se presentan en el capítulo tres "Desarrollo experimental".

5.1 Distribuciones de esfuerzo y deformación.

En las figuras 5.1, 5.2 y 5.3 se muestran los componentes de esfuerzo normal en los ejes x, y, y z respectivamente en la sección de análisis del aeronave, con el objetivo de identificar las zonas estructuralmente críticas. En las figuras se puede observar que la máxima concentración de esfuerzos se genera alrededor de las placas donde se sujeta el montante, teniendo los valores máximos de esfuerzo en la parte inferior de la placa.



Figura 5.1 Campo de esfuerzos en el eje x.



Figura 5.2 Campo de esfuerzos en el eje y.



Figura 5.3 Campo de esfuerzos en el eje z.



En las figura 5.4, 5.5, y 5.6 se pueden observar los campos de esfuerzo cortante en los planos *xy*, *yz*, y *zx* respectivamente.

Figura 5.4 Campo de esfuerzos en el plano xy.



Figura 5.5 Campo de esfuerzos en el plano yz.



Figura 5.6 Campo de esfuerzos en el plano xz.

Por último se muestra en la figura 5.7 el valor del factor de resistencia obtenido por medio de la teoría de falla de Tsai – Wu.



Figura 5.7 Distribución del factor de Tsai – Wu.

5.2. Análisis de resultados.

Como se puede observar en las figuras anteriores, los esfuerzos máximos se encuentran en la parte interior de la placa, también es donde se localiza la máxima concentración de esfuerzo, por lo tanto será importante en trabajos posteriores poner especial atención en los estados de esfuerzo alrededor de las placas, ya que a pesar de tener valores de esfuerzo menores a los máximos del material y el valor de Tsai – Wu menores que 1, lo que implica que no se presenta falla, pueden presentarse daños en esas zonas por fatiga y/o factores ambientales.

En la tabla 5.1 se recopilan los valores de esfuerzo máximos y mínimos en los tres ejes y planos del nodo considerado crítico, en el cual se encuentran los valores máximos de esfuerzo normal en x, en z y esfuerzo cortante en xz.

TABLA 5.1. Resultados nodales de los esfuerzos.					
Esfuerzo	Máximo (MPa)	Mínimo (MPa)			
Normal en $x(\sigma_l)$	375.88	- 269.67			
Normal en y	82.73	- 75.62			
Normal en z (σ_l)	355.81	- 267.65			
Cortante en <i>xy</i>	27.16	- 31.93			
Cortante en yz	112.73	- 145.53			
Cortante en $xz(\tau_{lt})$	44.04	- 34.05			

Con estos valores es posible obtener el factor de seguridad de acuerdo a la teoría de falla de Tsai – Wu esta teoría se aplica a un estado de esfuerzos individual para cada estado de esfuerzos (σ_l , σ_t , τ_{lt}), el estado de esfuerzos en el momento d falla se define como R(σ_l , σ_t , τ_{lt}), donde R es el factor de seguridad de la sección crítica. Al sustituir el estado de esfuerzos de falla en la expresión del criterio de falla de Tsai – Wu se tiene:

$$F_1 R \sigma_l + F_2 R \sigma_t + F_{11} R^2 \sigma_l^2 + F_{22} R^2 \sigma_t^2 + F_{66} R^2 \tau_{lt}^2 + 2F_{12} R^2 \sigma_l \sigma_t = 1$$
 (5 - 1)

Por lo que agrupando términos semejantes, se tiene la ecuación

$$R^{2} \Big[F_{11}\sigma_{l}^{2} + F_{22}\sigma_{t}^{2} + F_{66}\tau_{lt}^{2} + 2F_{12}\sigma_{l}\sigma_{t} \Big] + R \Big[F_{1}\sigma_{l} + F_{2}\sigma_{t} \Big] - 1 = 0 , ó$$

$$aR^{2} + bR = 1; \text{ dónde:}$$
(5 - 2)

$$a = F_{11}\sigma_l^2 + F_{22}\sigma_l^2 + F_{66}\tau_{ll}^2 + 2F_{12}\sigma_l\sigma_l$$

$$b = F_1\sigma_l + F_2\sigma_l$$
(5 - 3)

La ecuación (5-2) se resuelve como una ecuación de segundo grado teniendo:

$$R = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \tag{5-4}$$

Para la solución de esta ecuación se debe determinar primero los valores para F_1 , F_2 , F_{11} , F_{22} , F_{66} , y F_{12} , reiterando las ecuaciones necesarias para determinar estos valores que se encuentran en el Capítulo 1 en la sección 1.1.5.4 Teoría Tsai – Wu se tiene que:

$$F_1 = \frac{1}{\sigma_{l_{\text{max}}}^T} - \frac{1}{\sigma_{l_{\text{max}}}^C}; \qquad F_1 = 7.03 \, x \, 10^{-3} \, MPa$$
 (5 - 5)

$$F_{11} = \frac{1}{\sigma_{l\max}^T \sigma_{l\max}^C}; \qquad F_{11} = -1.23 \, x \, 10^{-5} MPa \qquad (5-6)$$

$$F_2 = \frac{1}{\sigma_{t \max}^T} - \frac{1}{\sigma_{t \max}^C}; \qquad F_2 = 7.03 \, x 10^{-3} \, MPa$$
 (5 - 7)

$$F_{22} = \frac{1}{\sigma_{t\max}^{T} \sigma_{t\max}^{C}}; \qquad F_{22} = -1.23 \, x 10^{-5} MPa$$
 (5 - 8)

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{l_{l}\max}^2};$$
 $F_{66} = 2.82 \, x 10^{-4} \, MPa$ (5 - 9)

$$F_{12} = \frac{-\sqrt{F_{11}F_{22}}}{2};$$
 $F_{12} = -6.14 \times 10^{-6} MPa$ (5 - 10)

Los valores de esfuerzo necesarios para resolver las ecuaciones (5 - 5) a (5 - 10) se muestran en la tabla 4.1 del capítulo 4. Con estos valores obtenidos se puede calcular *a* y *b*, dando como resultado:

$$a = -4.383$$

 $b = 5.123$ (5 – 11)

Resolviendo la ecuación (5-4), se obtiene el factor de seguridad.

$$R = 1.343$$
 (5 – 12)

El valor de la ecuación (5 - 12), es el menor encontrado en la sección crítica de análisis, que se encuentra en la zona mostrada en la figura 5.8, y por lo tanto el valor que define el factor de seguridad de toda la sección. Este valor permite establecer que en esta zona el avión no presentará una falla estructural para las condiciones de análisis establecidas, ya que de acuerdo con el criterio de Tsai – Wu esta sección puede soportar un excedente en magnitud de esfuerzo del 34% con referencia a las que soporta durante un ascenso que produzca el máximo levantamiento a la velocidad máxima permisible, sin embargo es menor al que normalmente se utiliza para aeronaves que es de 1.5.

El factor de seguridad es bajo comparado con los comúnmente utilizados para aviones construidos mayormente en metales, es importante recordar que las teorías de falla utilizadas para los materiales compuestos no son exactas sino modelos semiempíricos y sirven como referencia para el diseño y análisis de estructuras de compuestos, y de acuerdo con [37] en muchos casos la resistencia de los materiales compuestos es sobreestimada. Por otro lado es importante recordar también que el factor de seguridad obtenido corresponde únicamente a una condición de vuelo que puede resultar crítica para un estado de esfuerzo específico, pero no necesariamente para todos los estados de esfuerzo que puede experimentar la aeronave, por lo tanto es necesario realizar en trabajos futuros un estudio de todas las condiciones de vuelo que puedan resultar



críticas y los estados de esfuerzo que se presentan en dichas condiciones, para garantizar que no se presenten fallas.

Figura 5.8 Zona con la mayor probabilidad de falla (MX).

Los valores obtenidos en el capítulo 3 influyen directamente en los resultados observados en la figura 5.8 y en la ecuación (5 - 12), por lo tanto es muy importante llevar a cabo la parte experimental de la mejor forma posible. Por ejemplo, si se contara con probetas adecuadas para los ensayos mecánicos los resultados podrían variar significativamente, de la misma forma, una mejora en las propiedades del material resultaría en un factor de seguridad más alto.

Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones.

Después de realizar todo el trabajo que se explica en este documento y considerando los objetivos planteados al inicio del mismo, se pueden establecer las siguientes conclusiones:

- Se identificó la parte crítica analizar que en este caso fue la unión fuselaje-tren de aterrizaje-montante.
- De la parte crítica a analizar se generaron tanto los modelos numéricos de geometría como modelo de elementos finitos, mediante la puesta en práctica de diversos métodos para la medición de geometrías complejas, que se encuentran disponibles en la ESIME Ticomán para su interacción con programas de diseño por computadora
- Se realizó un cálculo de cargas sobre la parte crítica, a partir de un análisis previo de distribución de levantamiento para una condición de vuelo específica.

Para llevar a cabo la caracterización del material esta se dividió en dos partes, la caracterización física y la caracterización mecánica.

Las conclusiones arrojadas de la caracterización física son las siguientes:

- Se implementó la prueba de digestión de resina para materiales compuestos de epóxico reforzados con fibra de carbono.
- Se realizó una comparación del método de digestión con respecto al método de calcinación para le determinación de las fracciones volumétricas para validar la puesta a punto del método de digestión. De aquí se desprenden algunas observaciones:
- 1. Se obtiene V_f ligeramente menor con el método de digestión.
- 2. La V_m es ligeramente mayor con el método de digestión.
- 3. La V_p presenta una alta dispersión con ambos métodos; sin embargo, es menor en el caso de la digestión.
- 4. En la prueba de carbonización, que es la que se ha trabajado más en la ESIME Ticomán, presenta más dispersión en sus resultados por probeta que la de digestión. La variación de la desviación estándar entre ambos métodos es reducida (para $V_f = 3\%$, para $V_m = 2\%$).
- 5. El material C-Ep muestra un valor alto de fracción volumétrica de resina y periodicidad en sus propiedades. Lo anterior no es muy conveniente debido a

que un material compuesto de aplicación estructural debe tener al menos una fracción volumétrica de fibra del 60%.

En lo que respecta a la caracterización mecánica se tienen las siguientes conclusiones:

- Las probetas de los ensayos de tensión se comportaron de manera frágil, presentando fracturas desde la sujeción de las mismas, por lo que los valores de esfuerzo máximo resultaron por debajo de lo esperado respecto a los valores encontrados en [19]. Lo anterior puede deberse al alto grado de porosidad encontrado en el material el cual se encuentra en un promedio del 9.2%, y como se demostró en la sección... ó en la figura ...
- Se encontró que la fractura durante la compresión en la zona de sujeción disminuye considerablemente si se colocan lengüetas de de G Ep en ambos lados de la zona de sujeción de la probeta; sin embargo, las propiedades aún se encontraron por debajo de lo esperado, por lo que es probable que aún con las medidas tomadas se presentan pequeñas fracturas. Los resultados tuvieron altos coeficientes de variación en las tres propiedades evaluadas $(CV_{\sigma} = 26\%, CV_{\epsilon} = 20\%, CV_{\nu} = 83\%)$.
- ► Los ensayos de corte arrojaron resultados satisfactorios, se obtuvieron valores de esfuerzo máximo y módulo de cizallamiento por arriba de lo esperado. Lo anterior puede ser el resultado de la naturaleza de la prueba, ya que las capas externas fueron las primeras en fallar teniendo fallas posteriores de las capas externas a las internas, como se describe en [15]. El coeficiente de variación fue bajo en las dos propiedades evaluadas (CV $\tau = 1.18\%$, CV $\gamma = 7\%$).
- Mediante el análisis con el Método del Elemento Finito, se identificaron las zonas con mayor probabilidad de falla, las cuales se encuentran alrededor de las placas de aluminio que sirven para unir al fuselaje y el montante.

Los estados esfuerzo en las zonas de mayor probabilidad de falla se analizaron mediante la teoría de falla de Tsai-Wu, que hasta el momento es la teoría que integra de mejor manera un estado de esfuerzos combinado en una estructura de material compuesto. En el análisis se destacaron las siguientes conclusiones:

- Considerando como condición crítica un vuelo en ascenso a la máxima velocidad del avión generando el máximo levantamiento se obtiene el factor de seguridad mínimo de la sección con un valor de 1.3, resultado por debajo de lo esperado, tomando en cuenta que las aeronaves construidas principalmente en metales son fabricadas con un factor de seguridad de 1.5.
- Lo anterior puede ser resultado de la incertidumbre inherente en las teorías de falla de los compuestos, además hay que tener en cuenta que no se ha realizado un estudio completo de todas las condiciones críticas existentes para distintos estados de esfuerzo.

Como conclusión global del trabajo se tiene que:

Con este trabajo se establece un precedente de una metodología para analizar otras secciones críticas de esta y otras aeronaves fabricadas en materiales compuestos, sirviendo, como punto de partida y referencia para trabajos futuros.

Recomendaciones

- Se requiere un análisis que estudie todas las condiciones de vuelo que puedan presentar condiciones críticas de diferentes estados de esfuerzo en el avión para poder asegurar la integridad estructural.
- Los procedimientos e instrumentos disponibles en la ESIME Ticomán son insuficientes para llevar a cabo todas las pruebas requeridas para la caracterización de los materiales compuestos, por lo que se recomienda poner a punto y estandarizar el resto de los ensayos de caracterización mecánica que permitan un análisis completo de las propiedades.
- Es necesario optimizar los procesos de manufactura en la producción de la aeronave Stela M1, hasta obtener un material compuesto de mayor concentración de fibra y mucha menos porosidad. Las discontinuidades debidas a la porosidad complican la utilización de una teoría de falla, ya que los poros se pueden considerar como pequeños defectos.
- Debido a los resultados de la prueba de tensión en el material, se recomienda un estudio posterior más detallado.
- Es importante recordar que esta tesis es el primer paso para poder concluir un análisis de integridad estructural de la aeronave.

Referencias Bibliográficas

[1] Vargas Rojas, E. **Proyecto Aeromarmi – ESIME Ticomán: desarrollo integral de una aeronave utilitaria fabricada en materiales compuestos**. pp6.

[2] <u>http://www.aeromarmi.com</u>. (10 de marzo de 2009)

[3] Hernández, H. **Propuesta de estudio de la integridad estructural de la aeronave Stela M1**. pp10.

[4] US Department of Transportation. **Probabilistic Design Methodology for Composite Aircraft Structures.** Spirngfield Virginia 1999. pp 138.

[5] Bello-Olvera, O. E. **"Diseño conceptual de una aeronave de 6 plazas en materiales compuestos".** pp 6.

[6] US Department of Defense. Handbook Polymer Matriz Composites Vol. 1, Guide lines for characterization of structural materials. MIL-HDBK-17-1E. DOD. 1997. p. 6–1 6–11.

[7] Franchon, J–L, Guide des sciences et technologies industrielles, AFNOR– NATHAN Paris, 2001. p. 148–150.

[8] Aublin, M, et al. **Systèmes mécaniques, théorie et dimensionnement**. Dunod, Paris, 1992. p 594 – 657.

[9] Karen E. et al. A history of full-scale aircraft and rotorcraft crash testing and simulation at NASA Langely Research Center, 15-18 Novembre 204; 4th terminal International Aircraft and Cabin Safety research Conference, Lisbon. Portugal.

[10] Tomblin, J., Seneviratne, W., **FAA Research on large-scale test substantiation, damage tolerance and maintenance workshop**. Rosemont, Chicago, IL, July 19-21, 2006.

[11] Morales Hernandez, A. "Análisis de esfuerzos para el diseño preliminar de un registro de inspección en el ala de la aeronave stela-m1 fabricada en materiales compuestos". 2008. Tesis de licenciatura, ESIME Ticomán. México.

[12] Camarena Arellano, D. Medición de fracciones volumétricas en materiales compuestos C – Ep y G – Ep por digestión y calcinación de resina. pp5.

[13] ASTM Standard D 3171-76. Standard test method for fiber content of resinmatrix composites by matrix digestion.

[14] ASTM Standard D 2734 – 91; Standard test method for void content of reinforced plastics.

[15] ASTM D 3039M – 00, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

[16] ASTM D 3518M – 94, Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matriz Composite Materials by Tensile Test of a ± 45° Laminate.

[17] Daniel, I., Ishai, O., **"Engineering Mechanics of Composite Materials"**. Oxford University Press. New York, 1994. pp. 299 – 300.

[18] Herakovich, Carl T. **Mechanics of fibrous composites.** New York : Wiley, c1998. pp. 460.

[19] Miravete A., Larrodé E., Castejón L., "Materiales Compuestos I" Editorial Reverté S.A., España, 2000.

[20] Gay, D., "Matériaux composites" Édition Hermes – Lavoiser, France 2005.

[21] Singiresu S. Rao. "The finite element method in engneering" Boston Butterworth Heinemann, c 1999. pp 556.

[23] F. Romano, J. Structural design and test capability of a CFRP aileron. pp 9.

[24] Karpov, I. S. "Mechanics of composite materials". XAI, Jarkov, 2004, pp 104.

[25] Göran, Fernlund. Modeling of process induced deformations of Composite shell structures. pp 8.

[26] Göran, Fernlund. Process induced deformations of the Boeing 777 aft strut trailing edge fairing. pp 9.

[27] Y. Baillaregon, T. Prediction of fiber orientation and microstructure of woven fabric composites after forming. pp 7.

[28] Epaarachi, Jayantha A. An experimental investigation of the properties of crossply laminate used for manufacturing of small aircraft components. pp 7.

[29] Ch. Hochard. **Behaviour up to rupture of woven ply laminate structures under static loading conditions.** pp 7.

[30] Sharma, S.B. A simplified finite element model for draping of woven material. pp 7.

[31] Y.X. Zhang. Recent developments in finite element análisis for laminated composite plates. pp 11.

[32] ASTM Standard D 792 – 91; Standard test method for density and specific gravity (relative density) of plastics by displacement.

[33] Vargas Rojas, E. "Caracterización mecánica de tubería metálica reforzada con material compuesto fabricado por el proceso de enrollado de filamento". 2007. Tesis de maestría, SEPI ESIME UPALM. México.

[34] V. M. Sauce Rangel, E. Vargas Rojas, H. Hernández Moreno, J. L. González Velázquez. **"Fabrication and characterization of GFRP, using vacuum bagging technique and low cost environmental materials"**. XVII IMRC Congress. Cancún, Quintana Roo, México. August 17th – 21st, 2008.

[35] Hernández Moreno, H. "Monitoring de la fabrication de tubes composites réalises par enroulement filamentaire et comportement mécanique sous pression externe". Tesis doctoral presentada en la Universidad Paul Sabatier – Toulouse III. France, 2006.

[36] Niu, Michael C. Y. "Airframe structural design". Hong Kong, Conmilit press LTD. 1999. pp 612.

[37] Bruhn, Elmer Franklin. Analysis and design of aircraft structures. Cincinnati : Tri-State Offset Co., 1958.

[38] Stela-M1, "Memoria de cálculo", Aeromarmi S.A. de C.V., España 2005.

[39]. FAA. FAR part 23. Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes.

[40] Release ANSYS 10.0 Documentation

[41] Tsai, Stephen W. "Diseño y análisis de materiales compuestos". Barcelona Reverté, 1988.
Anexos

Se presentan algunas constancias de la difusión que ha tenido este trabajo a lo largo de su desarrollo.



Compuestos C-Ep y G-Ep por Digestión y Calcinación de Resina"

México, D.F., 10 al 14 de noviembre de 2008

DR. JAIME ROBLES GARCIA Jefe de la Sección de Estudios de Posgrado e Investigación de la ESIME

M. EN C. JESÚS REYES GARCÍA Director de la ESIME Unidad Zacateno

Figura A.1. Constancia de la participación en el 5º Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, noviembre 2008.



Figura A.2. Constancia de la participación del Ciclo de Conferencias con motivo del 20 Aniversario de la ESIME Ticomán, febrero 2009.