



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD PROFESIONAL TICOMAN

**SIMULACIÓN EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO
DE REPARACIONES ESTRUCTURALES
EN AERONAVES**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
I N G E N I E R O E N A E R O N A U T I C A



P R E S E N T A:

**DOLORES HERNANDEZ LEONARDO
REYES ROMERO ARMANDO**

Dr. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO
MBA. MARCOS FRAGOSO MOSQUEDA

MEXICO, D.F. FEBRERO 2010



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS COLECTIVA
DEBERÁN PRESENTAR: LOS CC. PASANTES:
DOLORES HERNÁNDEZ LEONARDO
REYES ROMERO ARMANDO

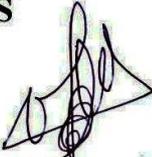
“SIMULACIÓN EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO DE REPARACIONES ESTRUCTURALES EN AERONAVES”

RESUMEN
ÍNDICE GENERAL
ÍNDICE DE FIGURAS
ÍNDICE DE TABLAS
GLOSARIO
CAPÍTULO I GENERALIDADES
CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE
CAPÍTULO III DESARROLLO DE LA TESIS
CAPÍTULO IV DISEÑO DE LA PROBETA
CAPÍTULO V FABRICACIÓN DE PROBETAS Y VALIDACIÓN EXPERIMENTAL
CAPÍTULO VI CONCLUSIONES
BIBLIOGRAFÍA

México, DF., a 04 de febrero de 2010.

A S E S O R E S


DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO


M.B.A. MARCOS FRAGOSOS MOSQUEDA

Vo. Bo.


ING. MIGUEL ÁLVAREZ MONTALVO
DIRECTOR



AGRADECIMIENTOS

Agradezco a mi Dios Padre todo poderoso por haberme permitido el llegar a este día tan importante en mi vida profesional.

A mi familia y novia por todo ese gran apoyo que me brindaron durante mi preparación académica.

A la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán por haberme brindado las bases académicas para un desarrollo profesional en el ramo Aeronáutico.

A mis asesores de Tesis el Doctor Hilario Hernández Moreno y al MBA Marcos Fragoso Mosqueda por haberme brindado su apoyo incondicional, y asesorarme a lo largo del desarrollo de esta tesis, muchas gracias por todas y cada una de las facilidades brindadas de corazón se los agradezco mucho.

Al Señor Melesio Trejo Becerra Jefe de Mantenimiento Mayor por su gran apoyo para la autorización de la fabricación y salida de las probetas del taller de materiales compuestos.

Al Señor Jesús Almaraz Delgado encargado del taller de materiales compuestos por su apoyo técnico y moral en la realización de las probetas.

A el Señor Odiseo Flores Técnico profesional por su dedicación y apoyo brindado, durante el proceso de fabricación de las probetas, y al personal técnico restante que también colaboro.

Al Señor Salvador Montiel Méndez Encargado del Laboratorio de Metrología y Pruebas no destructivas, por su sincero y gran apoyo que me brindo.

A mis compañeros del laboratorio de Metrología y Pruebas no destructivas les agradezco por su sincera amistad, consejos brindados y apoyo, en especial a mis amigos Gilberto Ortiz Castañeda, Ángel Bonilla Zaldivar y a Paulo de Jesús Estrada.

Al Ing. Muganes Musharraffie por su apoyo para la validación experimental de las probetas elaboradas.

Al Ingeniero Armando Furio Carballo.

Al Ingeniero Alberto Rojas.

Al Ingeniero Benjamín Lira.

Al Ingeniero Juan Mario Luis Reyes.

Al Señor Benjamín Jiménez Tarratachea

Al Señor José Ernesto Suarez Oregel.

Al Técnico profesional Daniel.

A la compañía Mexicana de Aviación.

A la compañía Aeroméxico.

A la compañía CIMCO S.A de C.V.

Finalmente me despido con un pensamiento propio que dice así.

“Es fácil mirar al cielo, pero difícil el contemplar su infinita belleza.”

Leonardo Dolores Hernández Febrero 2010

‘La Técnica al Servicio de la Patria’

ARMANDO:

Primeramente quisiera agradecer a Dios por haberme dado la oportunidad de hacer realidad este sueño.

A la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán por haberme brindado las bases académicas para un desarrollo profesional en el ramo Aeronáutico.

Quiero agradecerle a mis asesores de Tesis, Doctor Hilario Hernández Moreno y al MBA Marcos Fragoso Mosqueda por su amistad y confianza; pero sobre todo, por haberme brindado su apoyo incondicional en cuanto asesorías y desarrollo de la tesis, porque a pesar de sus largas jornadas de trabajo, estuvieron trabajando asiduamente en este proyecto, en honor a sus esfuerzos y sacrificios les dedico este ejemplar, que en gran parte les pertenece.

Al Ing. Jesús Tiscareño de la empresa OCEANSTREAM por su amistad y confianza depositada, así como por su apoyo brindado laboralmente y en cuanto a las facilidades otorgadas para cumplir con este objetivo.

A mis compañeros de trabajo y amigos de la empresa OCEANSTREAM por sus amistad y apoyo brindado.

- ING. MACKMAN
- ING. OW3N
- ING. RODRIGO

Les dedico este logro a mis carnales el AGE y el AVISPA, en agradecimiento a su lealtad, honestidad, por su grande y sincera amistad y por su apoyo incondicional. Siempre estarán correspondidos de mi parte y de igual manera hagan cumplir sus sueños, a pesar de las circunstancias y adversidades que se presenten.

Por otra parte quiero decirles que siempre estaré con ustedes.

“SOMOS ARRIEROS Y EN EL CAMINO ANDAMOS”

“La Técnica al Servicio de la Patria”

RESUMEN

La tesis que a continuación se presenta, trata sobre el diseño de probetas representativas para reparaciones estructurales en componentes aeronáuticos de material compuesto, específicamente para el radomo de la aeronave B757-200. Para esto se realizó una investigación de campo y bibliográfica de donde se obtuvieron materiales, dimensiones y constitución. Con estos datos se estimaron en primer lugar las cargas a las que está sometido el cascarón con base en las condiciones de operación y factores de carga para el tipo de aeronave. Se caracterizó el material identificando número de capas, materiales, orientación, secuencia de apilado y fracciones volumétricas. Posteriormente, se aplicó la metodología del QFD para el diseño de una probeta representativa.

ABSTRACT

This thesis work which is presented here, deals with the design of representative specimens of aeronautical composite structural repairs, focused on aircraft B757-200 radome. In order to achieve these, bibliographic and field researches were made, in order to obtain: materials, dimensions and constitution. With these data, loads on the shell were estimated based on operational conditions and load factors for the specific type of aircraft. Shell material was characterized identifying: number of layers, materials, alignment, stacking sequence and volume fractions. Next, the QFD methodology was applied in order to design a representative specimen.

INTRODUCCIÓN	Pág.
Resumen	V
Índice General	IDC - I -
Índice Figuras	IDC - III -
Índice Tablas	IDC - VI -
Glosario	GLO - I -
CAPITULO 1 GENERALIDADES	
1.1 Introducción	1
1.2 Antecedentes	1
1.3 Planteamiento del problema	1
1.4 Objetivos	2
1.4.1 Objetivo General	2
1.4.2 Objetivos Específicos	2
1.5 Justificación	2
CAPITULO 2 MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE	
2.0 Introducción	3
2.1 Material Compuesto	3
2.2 Comportamiento mecánico de una lamina de material compuesto.	5
2.3 Comportamiento de un estratificado.	15
2.3.1 Propiedades Globales de un estratificado en membrana	15
2.3.2 Cascarón delgado estratificado	16
2.4 Criterios de falla.	20
2.4.1 Criterio de diseño de Tsai-Wu.	20
2.4.2 Criterio de diseño de Tsai-Hill	21
2.5 Reparaciones Estructurales en material Compuesto	21
2.5.1 Generalidades de las Reparaciones	21
2.5.2 Reparaciones con sujetadores	25
2.5.3 Aspectos que influyen en el diseño de reparaciones	26
2.5.4 Ejemplos de Reparaciones	28
2.6 Metodología QFD	29
2.6.1 Definición de los requerimientos de calidad del producto	29
2.6.2 Diseño conceptual	30
2.6.3 Diseño de detalle	32

CAPITULO 3 DESARROLLO DE LA TESIS	
3.1 Descripción del radomo y su constitución.	35
3.2 Caracterización física	36
3.2.1 Obtención de muestras	36
3.2.2 Identificación de la geometría y secuencia de apilado	38
3.2.3 Obtención de las densidades.	38
3.2.4 Obtención de las fracciones volumétricas	40
3.3 Cargas sobre el Radomo	42
3.3.1 Identificación de las cargas	42
3.3.2 Calculo del arrastre y flujos de carga por unidad de longitud	43
CAPITULO 4 DISEÑO DE LA PROBETA	
4.1 Aplicación de la metodología QFD	51
4.1.1 Identificación del cliente	51
4.1.2 Determinación de los requerimientos del cliente	51
4.1.3 Ponderación de los requerimientos del cliente.	52
4.1.4 Estudio comparativo	52
4.1.5 Fijación de las metas de diseño.	57
4.2 Diseño conceptual	57
4.2.1 Análisis funcional	57
4.2.2 Generación y evaluación de los conceptos.	58
4.3 Diseño a detalle	68
4.4 Calculo de ruptura de las probetas	77
4.5 Cálculo de las sujeciones	79
4.5.1 Análisis de cargas sobre los tornillos de sujeción	79
4.5.2 Análisis para los tornillos de respaldo	80
CAPITULO 5 DISEÑO DE PROBETAS Y VALIDACIÓN EXPERIMENTAL	
5.1 Fabricación	83
5.2 Realización de la reparación	89
5.3 Validación experimental	92
CAPITULO 6 CONCLUSIONES	
Conclusiones	94
Bibliografía	96

CAPITULO 2 MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE		
FIGURA	ENCABEZADO DE LA FIGURA	Pág.
1	Constitución de un material compuesto.	3
2	Tejido sencillo (Cada fibra de la trama corre a través de un hilo de la urdimbre)	4
3	Tejido Satinado (Cada fibra de la trama corre a través de tres de la urdimbre)	4
4	Material compuesto con estructura de tipo sándwich.	4
5	Ciclo de curado de un material compuesto temperatura vs tiempo.	5
6	Tipos de láminas. a) Unidireccional , b)Tejida, c) Omnidireccional (Mat).	9
7	Representación de las componentes del tensor de tensiones en un material laminado.	9
8	Representación de los ejes “x, y” y “l, l’	12
9	Visualización de diferentes orientaciones con respecto a los ejes “x, y “	14
10	Espesor del compuesto y de capas.	15
11	Laminado trabajando en esfuerzo plano (a) y laminado trabajando a flexión (b)	16
12	Desplazamiento por carga y giro. a)Giro de la sección, b) Desplazamiento axial por el giro de la sección.	17
13	Diagrama de Diseño de vida útil.	22
14	Orientación de capas de manera simétrica.	23
15	Curva de esfuerzo cortante vs deformación angular.	24
16	Distribución típica de esfuerzos cortantes sobre la línea de pegado.	24
17	Secuencia de falla de pieles pegadas.	25
18	Diagrama de dimensiones para la separación de sujetadores.	26
19	Delaminación en el alerón de una semi ala.	28
20	Corte de piel y refuerzo.	28
21	Análisis de función.	30
22	Árbol de funciones.	31
23	Diseño de interfaces.	33
24	Definición del dibujo.	33
25	Diagrama de síntesis de las etapas de diseño.	34
CAPITULO 3 DESARROLLO DE LA TESIS		
FIGURA	ENCABEZADO DE LA FIGURA	Pág.
26	Tipos de radomo comunes. a) Radomo con núcleo de Honeycomb (Nordam). b) Radomo con núcleo Weather master (Cobham advance composites).	35
27	Radomo del B-757. a) Radomo en reparación. b) Esquema del segmento de radomo en corte A-A (Aeroméxico 2008).	36

28	Capas del compuesto en forma escalonada.	36
29	Localización de la extracción de probetas e identificación de la orientación con respecto al radomo.	37
30	Extracción de muestras del radomo: a) Instrumentos utilizados, b) Trazado de círculos concéntricos, c) Calentamiento de la superficie, d) Desprendimiento de muestra, e) Trazo de flecha para identificar la orientación, f) Vista del núcleo del radomo (Honeycomb).	37
31	Microscopia óptica: a) Microscopio utilizado, b) Micrografía del tejido de fibra de vidrio.	38
32	Balanza electrónica	39
33	Arreglo experimental para la medición de volumen por técnica hidrostática. a) Recipiente, b) Colocación de la balanza, c) Soporte metálico.	39-40
34	Método de calcinación, a) Peso de crisol + probeta, b) Calcinación en horno, c) Enfriamiento en desecador, d) Peso de crisol después de calcinación.	42
35	Cargas sobre el radomo. a) Cargas globales, b) Flujos de carga en los tres puntos de análisis	43
36	Área y volumen del segmento esférico	44
37	Muestra de Honeycomb	45
38	Flujo de carga a cortante	46
39	Límites del radomo.	47
40	Momento generado por el peso del radomo.	48
41	Centro de gravedad del radomo	49
42	Caso de análisis de cargas sobre el radomo	49

CAPITULO 4
DISEÑO DE LA PROBETA

FIGURA	ENCABEZADO DE LA FIGURA	Pág.
43	Árbol de funciones	58
44	Conceptos de sujetadores de Maquina Instron - Probeta	58-59
45	Conceptos para aplicar cargas a cortante en el plano, en donde el concepto (a) es el de Referencia	61
46	Conceptos para aplicar cargas a tensión en donde el concepto (a) es el de referencia.	62
47	Conceptos para aplicar cargas de compresión en donde el concepto (a) es el de referencia.	63
48	Conceptos para aplicar cargas de impacto en donde el concepto (a) es el de referencia.	64
49	Conceptos para aplicar cargas combinadas, en donde el concepto (b) es el de referencia.	66
50	Conceptos para transmitir cargas al especimen en donde el concepto (a) es el de referencia.	67
51	Concepto global	68
52	Pieza Metálica.	69
53	Reparación y Pieza Metálica.	70
54	Refuerzo.	71
55	Ensamble del Refuerzo	72

56	Ensamble de Sujeción A	73
57	Ensamble de Sujeción B	74
58	Sujetador	75
59	Componentes de la probeta	76
60	Concepto de interfaz probeta-máquina.	79
CAPITULO 5		
DISEÑO DE PROBETAS Y VALIDACIÓN EXPERIMENTAL		
FIGURA	ENCABEZADO DE LA FIGURA	Pág.
61	Preparación del panal de abeja: a) Dimensionamiento del panal de abeja, b) Recorte de Material excedente.	83
62	Material base para fabricación de probetas: a) Rollos de fibra preimpregnada, b) Fibra de vidrio pre-impregnada lista para cortarse	84
63	Obtención de las capas de preimpregnado, a) Dimensionamiento de la fibra de vidrio, b) Recorte de la fibra de vidrio	84
64	Pegado de capas a) Pegado de 3 capas de fibra de vidrio, b) Unión de capas con el adhesivo	85
65	Unión de Honeycomb con capas de fibra de vidrio y capa de adhesivo	85
66	Preparación para el curado a) Plancha de aluminio preparada, b) Preparación para aplicar vacío c) Probetas curadas (capas interiores).	86
67	Preparación para la colocación de la pieza metálica a) Colocación de adhesivo espumoso b) Colocación de película de adhesivo, c) Colocación de placa metálica sobre el adhesivo, d) Colocación de pernos guía para las placas metálicas	86-87
68	Proceso de curado de capas exteriores a) Colocación de capas exteriores, b) Colocación de las placas metálicas, c) Colocación de termocoples y válvulas de vacío d) Capas exteriores curadas y barrenadas de acuerdo a la guía de la pieza metálica	87
69	Preparación y pegado de soportes de refuerzo a) Dimensionamiento de los soportes, b) Recortes de las 5 capas de los soportes, c) Pegado de los soportes a la probeta, d) Preparación para la aplicación de vacío, e) Probetas con soportes curados y barrenados nuevamente.	88
70	Reparación practicada en la probeta con preimpregnados	89
71	Reparación practicada en probeta por impregnación in-situ (Wet-layup)	90
72	Diseño y fabricación de reparaciones en probetas, a) Diseño de reparación Prepreg, b) Diseño de reparación Wet lay up, c) Proceso de remoción de Honeycomb y lijado, d) Probetas con núcleo removido y lijado de capas.	91
73	Reparaciones concluidas a) Reparación Prepreg, b) Reparación Wet lay up, c) Soportes metálicos con probeta sin reparación.	92
74	Imagen por correlación mostrando el campo de deformaciones presente.	93

CAPITULO 2 MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE		
TABLA	ENCABEZADO DE LA TABLA	Pág.
1	Contracción de subíndices para las componentes de deformación	6
2	Contracción de subíndices para las componentes de tensión.	6
3	Relación de corrección entre matrices de flexibilidad abreviadas y no abreviadas.	6
4	Relación de corrección entre matrices de rigidez abreviadas y no abreviadas	7
5	Características mecánicas de materiales compuestos.	10
6	Esfuerzos máximos del material compuesto	20
7	Tipos de fallas	26
CAPITULO 3 DESARROLLO DE LA TESIS		
TABLA	ENCABEZADO DE LA TABLA	Pág.
8	Espesores del radomo de acuerdo al SRM	35
8a	Espesores y orientaciones	38
9	Volúmenes obtenidos por medición hidrostática	40
10	Fracciones volumétricas de cada muestra.	42
11	Resistencia y factor de carga	44
12	Especificaciones de celda (Honeycomb)	45
13	Peso del Radomo de la Aeronave B757-200	46
14	Flujo de carga circunferencial	48
15	Flujo de carga por flexión	49
16	Resumen de los flujos de carga	50
CAPITULO 4 DISEÑO DE LA PROBETA		
TABLA	ENCABEZADO DE LA TABLA	Pág.
17	Ponderación de requerimientos deseables.	53
18	Ponderación de los ensayos del espécimen.	54
19	Estudio comparativo.	55
20	Análisis comparativo.	56
21	Traducción de requisitos en términos mensurables.	57
22	Sujeción del espécimen a la máquina de ensayos mecánicos.	59
23	Evaluación de los conceptos para los diferentes ensayos a aplicar sobre el espécimen.	60
24	Evaluación de los conceptos a cortante	61
25	Evaluación de los conceptos a tensión.	62

26	Evaluación de los conceptos a compresión.	63
27	Evaluación de los conceptos a impacto	65
28	Evaluación de los conceptos para aplicar cargas combinadas.	66
29	Evaluación de los conceptos para transmitir cargas combinadas.	67
30	Espesores y orientaciones	77
31	Propiedades de la lámina elemental	77
32	Matrices de rigidez de las capas constituyentes	77
33	Rigidez y flexibilidad globales	78
34	Resultados del análisis sobre tornillos de sujeción	80
35	Condensado de resultados para el análisis de los tonillos de respaldo	81
CAPITULO 5 FABRICACIÓN DE PROBETAS Y VALIDACIÓN EXPERIMENTAL		
TABLA	ENCABEZADO DE LA TABLA	Pág.
36	Material empleado en la fabricación de las probetas	82

GLOSARIO

Alerón. Superficie aerodinámica de control que se encuentra en los extremos de las semi alas, la cual tiene por función llevar a cabo los virajes a la izquierda y a la derecha de la aeronave a través de un movimiento de alabeo.

Anisótropo. Material cuyas propiedades físicas varían con respecto a la dirección en que sea considerado el material.

Avellanado. Proceso por el cual se remueve material del sujetador para ofrecer menor resistencia al avance de la superficie.

Acabado aerodinámico. Término utilizado para determinar la preparación final de una superficie la cual debe de cumplir con la mínima resistencia al avance durante su operación.

Bolsa de vacío. Proceso de fabricación de un laminado, mediante el control en el tiempo de temperatura y presión. Consiste en cubrir el laminado con una cubierta de maylar perforada, un tejido de sangrado y una bolsa transparente (bolsa de vacío); una vez sellada la bolsa, se aplica vacío entre bolsa y laminado para eliminar el aire atrapado.

Carga ultima de diseño. Carga a la cual fue sometida la superficie durante un proceso de evaluación para determinar la resistencia de la misma.

Carga cíclica. Carga la cual tiene como cualidad repetirse constantemente.

Carga post- falla. Carga a la cual se ensaya un material para determinar su comportamiento mecánico después de la falla (inestabilidad, daño o cedencia), pero antes de la ruptura.

Coefficiente de expansión térmica. Es la deformación producida por unidad de temperatura (1 °C.)

Concentración de esfuerzos. Efecto producido a nivel macromecánico del valor de una carga a tensión existente, en la proximidad de un cambio de sección, hueco, agujero o inclusión.

Confabilidad. Concepto clave de la calidad por el cual se analiza un producto, una vez que se ha puesto en servicio, esto se realiza mediante un estudio de probabilidad y estadística, el cual toma como variable aleatoria, el tiempo transcurrido entre fallas, con lo cual se determina su comportamiento de operación y finalmente se ve reflejado, en un producto seguro para el consumidor.

Curado. Proceso por el cual, el material compuesto es sometido en etapa final de su fabricación a una temperatura controlada con el fin de llevar a cabo la reacción de polimerización de la matriz.

Tiempo de vida de diseño. Lapso de tiempo en el cual el fabricante de un componente, reparación o material pone en servicio al mismo con fecha de manufactura y fecha de caducidad.

Delaminación. Falla del material compuesto en la cual se tiene la separación de las capas de material en un laminado por degradación del adhesivo.

Escalonamiento de capas (step-sanding). Proceso por el cual se remueven las capas del material compuesto en el cual se deja una distancia generalmente de 0.5 a 1 pulgada entre cada capa de una superficie o estructura esto con la finalidad de, determinar la orientación original de secuencia de apilado de la misma.

Esfuerzo residual. Esfuerzo presente en estado de equilibrio de las piezas terminadas, provocado por la aplicación de cargas que generan deformación plástica en el material durante el proceso de fabricación.

Falla interlaminar. Es aquella falla que se da entre las capas de un laminado la cual comúnmente se tiene físicamente como la separación de capas, resultado de defectos en la fibra y adhesivo.

FOD. Daño provocado por objetos extraños los cuales pueden impactar a la aeronave en: superficies, motores y cubiertas, ya sea en tierra o durante su operación normal, el término proviene del idioma inglés por sus siglas (FOREIGN OBJECT DAMAGE).

Galga extensométrica. Dispositivo diseñado para medir deformaciones puntuales sobre una superficie, tiene como principio la variación de resistencia eléctrica al ser sometida a elongaciones.

Hidrofilia. Propiedad del material compuesto para absorber la humedad del medio ambiente.

Inspección no destructiva por instrumentos (NDI). Inspección en la cual se emplea equipo especializado para monitorear componentes en busca de daños no visibles sobre la superficie.

Isotropía. Material que tiene las mismas propiedades en todas las direcciones.

Isotropía transversal. Material con las mismas propiedades en todas las direcciones, en un plano perpendicular al de las fibras.

Lámina tipo tejido. Tela en la cual todas las fibras están orientadas en dos direcciones. La urdimbre (fibras longitudinales) esta entrelazada con la trama (fibras transversales). El 50% de las fibras puede estar orientada en cada dirección (tejido equilibrado) o puede haber más fibras en una dirección que en la otra (tejido no equilibrado). Se considera que existe ortotropía en este tipo de lámina.

Lamina tipo Mat. Tela compuesta por fibras cortadas y orientadas aleatoriamente. Se considera que existe isotropía (mismas propiedades en todas las direcciones) en el plano de la lámina.

Lamina Unidireccional. Tela en la cual, las fibras están ordenadas en una dirección únicamente, confiriendo a esta dirección la mayor parte de las propiedades del compuesto.

Laminado. Conjunto de varias láminas apiladas entre sí sobre el mismo plano, las características finales del laminado dependen de las orientaciones de cada una de ellas. El espesor global se considera como la suma de los espesores de cada lámina.

Laminado angular. Laminado constituido por láminas unidireccionales que forman ángulos entre sí, y que se repiten a lo largo de la secuencia de apilamiento.

Laminado cruzado. Laminado constituido por láminas unidireccionales que forman ángulos de 0° y 90° con respecto al eje longitudinal.

Laminado desequilibrado. Laminado en el que predominan dos direcciones de orientación de las fibras principalmente y en donde el porcentaje de fibra en una de estas direcciones es diferente de la otra.

Laminado equilibrado. Laminado en el que predominan dos direcciones de orientación de las fibras principalmente y en donde el porcentaje de fibra en las dos direcciones es la misma.

Laminado simétrico. Laminado en donde el apilamiento de las láminas se realiza a lo largo del espesor de manera simétrica, con respecto al plano central del espesor del laminado.

Núcleo. Es un material compuesto usado principalmente en la parte central de dos laminados que conforman una estructura tipo sándwich. La finalidad del núcleo en una estructura del tipo sándwich, es para: obtener estructuras de mayor inercia, trabajar como una barrera térmica para la transmisión de calor, normalmente está fabricado por materiales como: fibra de vidrio, aluminio y aramida etc.

Panal de Abeja. Configuración especial del núcleo en una estructura tipo sándwich, la cual está formada por celdas hexagonales en forma de panal de abeja la cual hace referencia a su término original en idioma inglés, Honeycomb.

Parche externo. Reparación estructural en la cual se utiliza una sección de laminado con la misma orientación del área, a sustituir en la superficie reparada.

Porosidad. Es la relación entre el volumen de los espacios vacíos de un material y su volumen total. Así mismo, la porosidad natural es una de las principales causas de la degradación del material y generalmente esta expresada como porcentaje del volumen de huecos de una masa.

Prepeg. Término usado para designar el insumo para la fabricación de materiales compuestos constituido de una tela preimpregnada de resina.

Radomo. Superficie aerodinámica del tipo cascarón delgado constituida por una estructura tipo sándwich la cual tiene por función el proteger al radar meteorológico de la aeronave, de las condiciones del medio ambiente, así como de impactos producidos por rayos, aves y FODS.

Resistencia al avance. Característica aerodinámica en la cual una superficie ofrece resistencia al avance en un flujo o fluido.

Rugosidad. Característica física de una superficie determinada que hace referencia al acabado final en cuanto a textura, es considerada de importancia en cuanto al uso final que se le vaya a dar, ya que influye en: la capacidad de desgaste, lubricación, resistencia a la fatiga etc.

Secuencia de apilado. Indicación del orden de orientación y colocación de las capas incluidas en un laminado.

Semi ala. Término utilizado para definir a la mitad de un ala en la aeronave, por lo cual en conjunto semi ala izquierda y semi ala derecha hacen un ala completa.

Traslape. Distancia que hay entre cada capa a sustituir, en una reparación estructural con escalonamiento (step-sanding).

Tolerancia al daño. Característica que se usa en el diseño para tolerar la presencia de grietas en los componentes de una aeronave, estas grietas no deben superar el tamaño crítico durante su vida de servicio.

Urdimbre. Dirección perpendicular a la trama.

Weather master. Material compuesto en forma de espuma color naranja el cual es usado como núcleo de radomo y otras aplicaciones.

CAPITULO 1 GENERALIDADES

1.1 INTRODUCCIÓN.

El mantenimiento programado y no programado siempre se ha mantenido a la vanguardia, desde que surgieron las primeras aeronaves hasta las más recientes que hoy en día se ven volar, todo ello con el fin de mantener la aeronavegabilidad de las mismas [26].

Dentro del mantenimiento realizado a una aeronave, se tienen inspecciones del tipo rutinario, en las cuales se podría encontrar daños estructurales menores, es decir, daños que no requieren reparación porque no rebasan los límites establecidos por el fabricante y con los cuales las aeronaves pueden volar de manera segura [26] [26b].

Cuando dicho daño ha superado los valores establecidos, se recurre al manual de reparaciones estructurales (SRM) del fabricante, en donde se define claramente, cuándo la dimensión de un daño es menor o cuando puede ser crítico en un componente estructural, así como los procedimientos autorizados para efectuar la reparación del componente dañado. Sin embargo, en este manual no se especifica el comportamiento mecánico del componente después de haber sido reparado [28].

Esto último representa una incertidumbre para el operador, contrariamente al fabricante, el cual en todo momento conoce su comportamiento, además, el estudio del comportamiento de las reparaciones, es un reto ya que se tiene que, determinar los criterios de diseño de reparaciones estructurales desde una perspectiva de ingeniería inversa con el fin de crear la experiencia y el saber hacer, para poder diseñar en México este tipo de reparaciones.

1.2 ANTECEDENTES

Durante una visita realizada a la compañía Aeroméxico, se observó que las aeronaves eran propensas a sufrir daños en partes específicas tales como: el ala, radomo (nariz de la aeronave) y en las cubiertas de motores (cowlings), todas estas partes tienen la peculiaridad de estar fabricadas en materiales compuestos.

1.3 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Hoy en día, las empresas manufactureras desarrollan aeronaves que tienden a ser más ligeras, por lo que el uso de materiales compuestos en sus componentes ha crecido notoriamente [9] [14]; pero de igual manera, están expuestos a sufrir daños estructurales, los cuales deben ser reparados.

Como se menciono anteriormente, para llevar a cabo la reparación de dicho daño, se recurre al SRM del fabricante pero ahí, no se especifican los siguientes puntos: cargas a las cuales se encuentra sometido el elemento estructural reparado, los criterios de diseño aplicados, como son: teorías de falla aplicables y los factores de seguridad.

Por lo tanto es necesario de disponer de una plataforma experimental que ayude a obtener datos sobre los criterios de diseño utilizados, y el comportamiento mecánico de dichas reparaciones. Por lo expuesto anteriormente, se propone esta tesis, teniendo como objetivos los que se exponen en la siguiente subsección.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo general

- Diseñar una probeta que sirva para simular el comportamiento mecánico de una reparación estructural común en aeronaves de materiales compuestos poliméricos, con el fin de utilizarse de forma experimental en el laboratorio de ensayos de materiales de la ESIME Ticomán, con uso de máquinas convencionales de ensayos mecánicos.

1.4.2 Objetivos específicos

- Identificar una reparación estructural común en aeronaves utilizando materiales compuestos.
- Especificar las características geométricas (dimensiones) y secuencia de apilado de una probeta que simule el comportamiento mecánico de la reparación estructural, para poder ser ensayada en laboratorio (utilización de máquinas de ensayos mecánicos convencionales).
- Validación experimental de la probeta como simulación física de la reparación.

1.5 JUSTIFICACIÓN

El análisis del comportamiento mecánico de una reparación en el radomo, se podría estudiar a partir de una probeta representativa, misma que podría ser sometida a diferentes cargas en el laboratorio de ensaye de materiales para disponer así de una plataforma experimental. El disponer de una plataforma experimental ayudará a obtener datos sobre la resistencia y comportamiento mecánico de dichas reparaciones.

CAPITULO 2 MARCO TEORICO Y ESTADO DEL ARTE

2.0 INTRODUCCIÓN

En el siguiente capítulo, se describirán los temas que sirven como fundamentos teóricos y metodológicos para el diseño de reparaciones en componentes estructurales fabricados en material compuesto, así como los procedimientos, límites y tolerancias establecidos por el fabricante. Por lo que en las siguientes secciones se explica a detalle: los materiales compuestos, materiales que lo constituyen, características físicas, propiedades mecánicas; criterios de falla utilizados por los fabricantes de aeronaves para determinar la resistencia del compuesto, de acuerdo a la distribución de las capas que lo conforman; por otra parte, se describen los procedimientos convencionales para llevar a cabo dichas reparaciones y la metodología QFD para diseñarlas. A continuación, se describen cada uno de los temas antes mencionados.

2.1 MATERIAL COMPUESTO.

Día con día se hace más frecuente escuchar el término de “MATERIAL COMPUESTO”. De hecho se sabe que reducen aproximadamente hasta un 30% del peso de las estructuras típicas de aluminio y que cada vez son más las partes fabricadas usando esta tecnología; [14] pero, ¿Qué son los materiales compuestos? Material Compuesto es aquel que contiene una combinación de, dos fases una continua (matriz) y una dispersa (refuerzo) las cuales conservan sus propiedades individuales después de haber sido mezcladas. Dentro de las características de dicha mezcla se tiene que ningún material se disuelve en el otro como se muestra en la figura número 1.

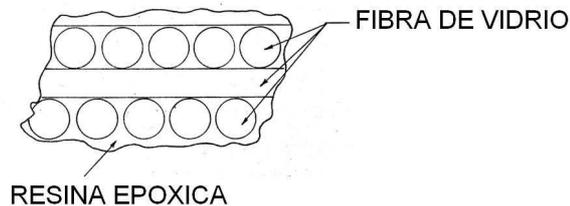


Figura 1 Constitución de un material compuesto [14].

Existen dos tipos básicos de estructuras de materiales compuestos:

- a) Estructuras laminadas
- b) Estructuras de tipo “Sándwich”

Las estructuras laminadas están constituidas por un arreglo específico (orientación) de múltiples láminas, curadas en conjunto. A este conjunto de láminas se le puede dar cualquier forma, dependiendo de las herramientas y los moldes con que se dispongan. Los tipos más comunes de fibras usadas en el ramo aeronáutico son: vidrio, carbono, aramida y kevlar principalmente.

Las estructuras de fibra de vidrio y de carbono, no absorben fácilmente la humedad, mientras que el kevlar presenta una mayor hidrofilia, además es más resistente a los impactos que las primeras [14]. Independientemente del tipo de fibra del que se trate, los hilos que la constituyen pueden entretorsearse de diferentes maneras a continuación se describen dos de estas formas:

1. Tejido sencillo: Es aquel en el que cada hilo de la trama se entreteteje en cada hilo de la urdimbre, como se muestra en la figura 2.
2. Tejido satinado: Es aquel en el que cada hilo de la trama se entreteteje sobre varios hilos de la urdimbre, como se muestra en la figura 3.

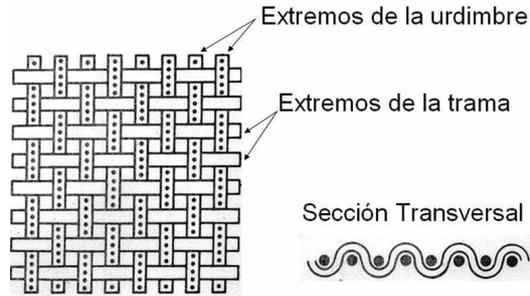


Figura 2 Tejido sencillo (Cada fibra de la trama corre a través de un hilo de la urdimbre) [14].

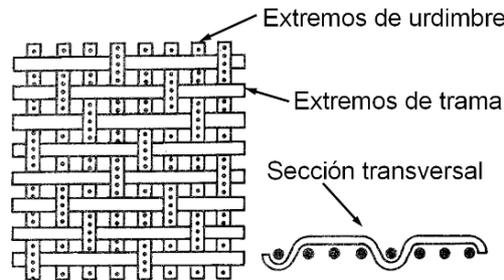


Figura 3 Tejido Satinado (Cada fibra de la trama corre a través de tres de la urdimbre) [14].

En el caso de tener una tela con tejido tipo satinado, será importante distinguir cual es la dirección de la trama, ya que con ello conoceremos la dirección en que la tela proporcionara mejor resistencia. Esto se consigue fácilmente al tejer una fibra de diferente color en las fibras de los hilos que conforman la trama. En términos generales y sin que sea determinante el tipo de fibra o tejido de la tela, esta puede presentarse seca o preimpregnada, mas a delante se explicara la diferencia que existe entre estas. Ahora se definirá las estructuras tipo “Sándwich”, la figura 4 muestra este tipo de estructuras, que están formadas básicamente por un núcleo unido a dos pieles por medio de adhesivo. El núcleo puede ser de panal de aluminio, Honeycomb o espuma, las pieles pueden estar fabricadas de aluminio o plástico reforzado (fibra de vidrio, carbono o Aramida).

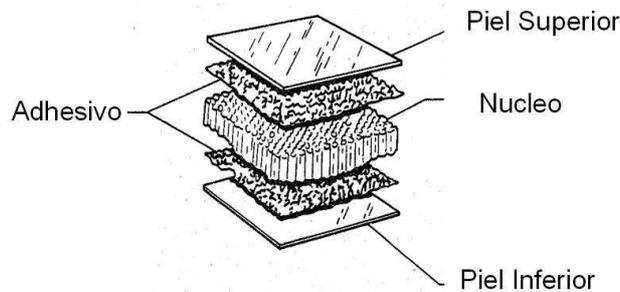


Figura 4 Material compuesto con estructura de tipo sándwich [14].

Al inicio de este capítulo se definió lo que es un material compuesto, ahora se explica brevemente el proceso con el que se logra que los materiales formen una estructura. Por ejemplo, se desea fabricar una placa con fibra de vidrio por lo cual, los pasos necesarios para conseguirlo son los siguientes:

- a) Cortar los segmentos de tela de refuerzo del tamaño deseado
- b) Impregnar cada segmento con resina.
- c) Integrar los diferentes segmentos en capas
- d) Curar el conjunto tela-resina.
- e) Dar acabado final a la placa.

El curado es el proceso por el cual se lleva a cabo la reacción de polimerización de la matriz del material compuesto, por lo cual, las fibras de refuerzo son impregnadas antes de iniciar dicha reacción. El proceso de curado puede llevarse a acabo a temperatura ambiente, si el tipo de resina lo permite, o por medio de la aplicación de un perfil de temperatura controlada, denominado ciclo de polimerización, el cual es similar al que se muestra en la figura 5. La aplicación de temperatura es lo más común para la fabricación de componentes estructurales.

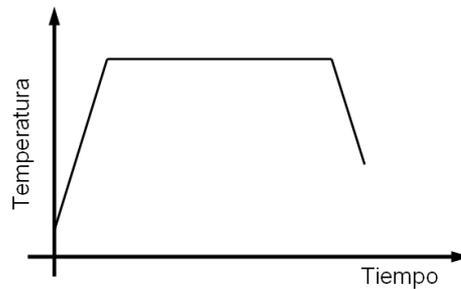


Figura 5 Ciclo de curado de un material compuesto Temperatura vs. Tiempo.

Como se observa en la figura 5, la resina requiere de un aumento gradual y controlado de temperatura, hasta llegar a un determinado valor, en la que permanecerá un lapso de tiempo, para después disminuir su temperatura, de forma gradual. Este proceso se complementa al someter a vacío los elementos a fabricar. Con el vacío se extrae el aire, se disminuye la porosidad y la humedad, por medio de la compactación del material con la aplicación de presión atmosférica, maximizando así, a la fracción volumétrica de fibra.

El proceso que acabamos de describir considera la utilización de tela "seca" y resina, existe la posibilidad de utilizar tela preimpregnada que es un producto comercial disponible en rollos, el cual se almacena a baja temperatura, con el fin de retardar el proceso de polimerización. Cuando se trata de una estructura tipo "sándwich", el proceso es similar, con la diferencia de que se utiliza adhesivo para unir las cubiertas al núcleo.

2.2 COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE UNA LÁMINA DE MATERIAL COMPUESTO

Antes de comenzar con el tema de la Ley de Hooke Generalizada, se explica la **notación abreviada**, debido a su importancia a la hora de obtener expresiones sencillas entre esfuerzos y deformaciones. La notación abreviada es una simplificación de la notación tensorial normal, es decir, en lugar de tener el mismo número de subíndices que el rango del tensor, 2 subíndices son para un tensor de segundo orden y 4 para uno de cuarto orden; con la notación abreviada se reduce a la mitad el número de subíndices. Para tensores de segundo orden se utilizaran

subíndices simples, utilizándose subíndices dobles para tensores de cuarto orden, etc. La notación abreviada no puede ser aplicada a tensores de primer orden ni a tensores de orden impar.

La notación abreviada se aplica tanto a los esfuerzos (contracción del tensor de esfuerzos) como a las deformaciones (contracción del tensor de deformaciones), para ello siempre se debe considerar el uso de deformaciones angulares ingenieriles en lugar de tensoriales, por lo que se ve afectado la contracción del tensor de deformaciones ya que necesita un factor de corrección de 2 para las componentes en corte como se muestra en la tabla 1, de no ser así, las últimas tres columnas de las matrices de rigidez y flexibilidad habrían sido afectadas por un coeficiente de 2, perdiendo ambas su simetría. La contracción del tensor de esfuerzos no requiere ninguna corrección numérica. Existen dos sistemas de notación para las componentes del tensor de esfuerzos así, como para el tensor de, deformaciones los cuales tienen: subíndices de letras y números. Ambos sistemas se representan en las tablas 1 y 2.

Tabla 1. Contracción de subíndices para las componentes de deformación						
SUBINDICES	LINEALES			ANGULARES		
Letras normales	ϵ_{XX}	ϵ_{YY}	ϵ_{ZZ}	ϵ_{XX}	ϵ_{YY}	ϵ_{ZZ}
Números normales	ϵ_{11}	ϵ_{22}	ϵ_{33}	ϵ_{23}	ϵ_{31}	ϵ_{12}
Numerales contractados	ϵ_1	ϵ_2	ϵ_3	γ_4	γ_5	γ_6
Letras contractadas	ϵ_x	ϵ_y	ϵ_z	γ_q	γ_r	γ_s

Tabla 2. Contracción de subíndices para las componentes de tensión						
SUBINDICES	NORMAL			CORTANTE		
Letras normales	σ_{XX}	σ_{YY}	σ_{ZZ}	σ_{XX}	σ_{YY}	σ_{ZZ}
Números normales	σ_{11}	σ_{22}	σ_{33}	σ_{23}	σ_{31}	σ_{12}
Numerales contractados	σ_1	σ_2	σ_3	τ_4	τ_5	τ_6
Letras contractadas	σ_x	σ_y	σ_z	τ_q	τ_r	τ_s

La matriz de flexibilidad abreviada presenta la relación mostrada en la tabla 3 con la matriz de flexibilidad original.

Tabla 3 Relación de corrección entre matrices de flexibilidad abreviadas y no abreviadas.

j/i	1	2	3	4	5	6
1	$S_{ij}=S_{pqr}$			$S_{ij}=2S_{pqr}$		
2						
3						
4	$S_{ij}=2S_{pqr}$			$S_{ij}=4S_{pqr}$		
5						
6						

La matriz de rigidez, a diferencia de la matriz de flexibilidad, no requiere ningún factor de corrección. Esta afirmación se muestra en la tabla 4 [5].

Tabla 4 Relación de corrección entre matrices de rigidez abreviadas y no abreviadas

j/i	1	2	3	4	5	6
1	$C_{ij}=C_{pqr}$			$C_{ij}=C_{pqr}$		
2						
3						
4	$C_{ij}=C_{pqr}$			$C_{ij}=C_{pqr}$		
5						
6						

Para obtener cualquiera de las matrices, se parte de la ley de Hooke, la cual se define como la relación lineal tensión-deformación, para un material en donde sus propiedades mecánicas varían según la dirección en que se consideren, es decir, de un material anisótropo, ejemplo de ello son los materiales compuestos. Es conveniente usar la notación contractada explicada en el tema anterior, para definir la matriz de rigidez, la cual se simboliza con la letra [Q] ó [C], y se determina con la ecuación numero 1:

$$\{\sigma\} = [C] \{\varepsilon\} \quad , \quad \sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j \tag{Ec.1}$$

Se requieren de 36 constantes para definir completamente este material, como se muestra en el ecuación 2, sin embargo para minimizar los cálculos, se puede reducir el número de constantes, si existe algún tipo de simetría en el material. A continuación se presentan los diferentes tipos de simetría que pueden aplicar a un material anisótropo. [5]

Como se menciona anteriormente este material está definido por 36 constantes, además no presenta simetría alguna, por lo cual se le denomina triclinico. Sin embargo, por consideraciones energéticas, la matriz de rigidez es simétrica. Por *simetría de las relaciones recíprocas*, solo 21 de las 36 constantes son independientes.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \tag{Ec.2}$$

Esta es la ley más general para un material anisótropo linealmente elástico y su forma contractada se presenta en la ecuación 3.

$$C_{ij} = C_{ji} \tag{Ec.3}$$

Si existe algún tipo de simetría en el material, el número de constantes disminuirá. Por ejemplo, si en el plano 1-2 z es igual a 0, es considerado un plano de simetría, debido a que todas las constantes asociadas al eje z positivo deben ser las mismas para el eje z negativo. Las componentes de deformación angular ϵ_4 , y ϵ_5 , ó ϵ_{yz} , y ϵ_{xz} en notaciones contractadas y no contractadas respectivamente, están acopladas únicamente con las componentes de esfuerzo cortante σ_4 y σ_5 . La ley de Hooke representada en la ecuación 4 puede aplicarse para materiales con simetría monoclinica, es decir, con simetría respecto al plano z igual a 0.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & C_{55} & 0 \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix} \quad \text{Ec.4}$$

En este sistema de coordenadas, existen 20 constantes, de las cuales 13 son independientes. Si el sistema de coordenadas cambia por ejemplo a un plano arbitrario, el número de constantes se eleva a 36 pero el número de constantes independientes sigue siendo 13, correspondiendo al caso de un material monoclinico, independientemente del sistema de coordenadas elegido.

Conforme aumenta el nivel de simetría del material, el número de constantes independientes disminuye. Un material se denomina ortótropo cuando existe simetría en tres planos ortogonales. Por otro lado si los planos de simetría coinciden con el sistema de coordenadas de referencia el número de componentes distintas de cero son 12, como se muestra en la ecuación 5, sin embargo existen 9 constantes elásticas independientes.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix} \quad \text{Ec.5}$$

La matriz de flexibilidad se deduce de la misma forma como, se explico anteriormente para la matriz de rigidez, se puede decir que ambas matrices están en función de la simetría del material [5], debido a que las componentes de la matriz de flexibilidad siguen el mismo modelo en cuanto al número de componentes independientes y distintas de cero que la matriz de rigidez, por lo tanto, tienen la misma representación y secuencia que las componentes de la matriz de rigidez reflejadas de acuerdo a las ecuaciones: 2, 3, 4 y 5. Por otro lado la relación matricial deformación-esfuerzo de una lámina ortotrópica en un espacio tridimensional está representada por la ecuación 6.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad \text{Ec.6}$$

En la figura 6 se muestran diferentes tipos de láminas de acuerdo a la orientación de sus fibras.

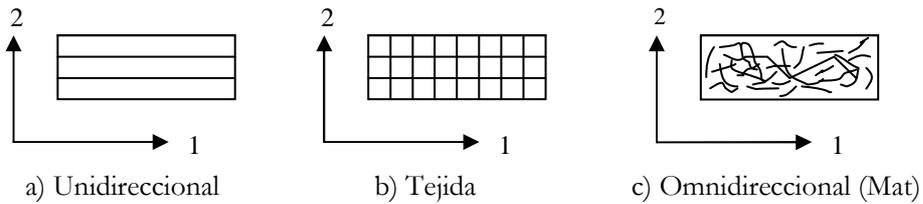


Figura 6. Tipos de láminas

Por lo tanto una lámina, puede estar formada por fibras que están distribuidas en diferentes direcciones, en estructuras construidas en material compuesto, por lo cual la lámina constituye la unidad básica del laminado, a continuación se explican los diferentes tipos de lámina [5]:

- a) Lámina unidireccional. Tela donde, las fibras están orientadas en una misma dirección. Se considera que en este tipo de lámina existe isotropía transversal (mismas propiedades en todas las direcciones en un plano perpendicular al de las fibras).
- b) Lámina tipo tejido. Tela donde las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí. La urdimbre (fibras longitudinales) esta entrelazada con la trama (fibras transversales). El 50% de las fibras puede estar orientada en cada dirección (tejido equilibrado) o puede haber más fibras en una dirección que en la otra (tejido no equilibrado). Se considera que existe ortotropia en este tipo de lámina.
- c) Lámina tipo Mat. Tela compuesta por fibras cortadas y orientadas aleatoriamente. Se considera que existe isotropía (mismas propiedades en todas las direcciones) en el plano de la lámina.

Entonces, la forma en la que actúan las componentes de tensión en un punto del laminado se pueden apreciar tal y como se ilustra en la figura 7.

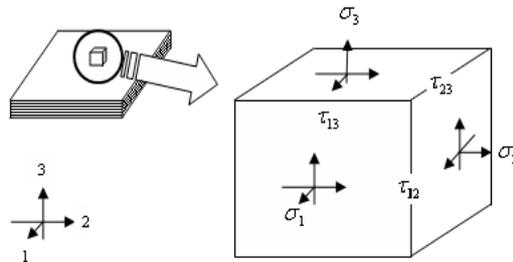


Figura 7. Representación de las componentes del tensor de tensiones en un material laminado.

Por otro lado se deduce que una lámina al estar trabajando en esfuerzo plano, hará que el número de constantes se reduzca a tan solo 5 constantes, con las siguientes condiciones:

- a) Condición de esfuerzo plano, donde solo hay esfuerzos en las coordenadas “x,y”, de tal manera que las coordenadas “z”, se vuelven cero.
- b) Condición de deformación plana, donde solo hay deformaciones en las coordenadas “x,y”, de tal manera que las coordenadas “z”, se vuelven cero.

Para llevar a cabo el cálculo de una estructura construida con materiales compuestos se requiere una caracterización del material. Ésta es la única manera de conocer con precisión el comportamiento de estos materiales (*propiedades de la estructura*).

Dentro de la caracterización del material se encuentra la obtención de las propiedades físicas, entre las cuales destacan, las fracciones volumétricas de: matriz, fibra y porosidad V_m, V_f, V_p . En el capítulo III se realiza la obtención de estas. Teniendo conocimiento de las fracciones volumétricas es posible estimar, a priori, las características mecánicas de rigidez de un determinado material compuesto. No obstante, además de conocer las propiedades de la estructura, es fundamental conocer las propiedades elásticas de los materiales constituyentes [11], las cuales se determinan por experimentación o a partir de literatura (tabla 5).

Tabla 5 Características mecánicas de materiales compuestos					
	Módulos	Símbolo	Vidrio	Carbono	Kevlar
Fibra	Modulo de Young	E_f (Gpa)	73	380	135
	Coefficiente de Poisson	ν_f	0.22	0.33	0.37
	Modulo de corte	G_f (Gpa)	29.9	142.9	49.3
Matriz	Modulo de Young	E_m (Gpa)		3.45	
	Coefficiente de Poisson	ν_m		0.30	
	Modulo de corte	G_f (Gpa)		1.33	

Determinados los valores antes mencionados, se pueden calcular las siguientes propiedades elásticas: módulos de Young en dirección longitudinal E_l y en dirección transversal E_t , modulo de corte G_t , así como la relación de Poisson ν_{lt} , estas propiedades también son conocidas como **constantes ingenieriles**, utilizando las ecuaciones de micro-mecánica que se citan a continuación.

Para láminas unidireccionales, se considera que el material es transversalmente isótropo, por lo que dichas constantes se calculan con las ecuaciones 7, 8, 9, 10 y 11.

$$E_l = E_m \nu_m + E_f \nu_f \tag{Ec.7}$$

$$E_t = \frac{1}{\frac{1}{E_m} \nu_m + \frac{1}{E_f} \nu_f} \tag{Ec.8}$$

$$v_{lt} = V_m v_m + V_f v_f \tag{Ec.9}$$

$$G_{lt} = \frac{1}{\frac{1}{G_m} V_m + \frac{1}{G_f} V_f} \tag{Ec.10}$$

Como las matrices de rigidez y flexibilidad son simétricas, entonces la relación de Poisson transversal-longitudinal se obtiene por medio de la ecuación 11.

$$v_{tl} = \frac{E_t}{E_l} v_{lt} \tag{Ec.11}$$

Finalmente la matriz de flexibilidad queda expresada en función de las constantes ingenieriles tal como se muestra en la ecuación 12.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \tag{Ec.12}$$

Invirtiendo la ecuación12, se obtiene la matriz de rigidez tal como se muestra en la ecuación13.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_x}{1-(\nu_{xy}\nu_{yx})} & \frac{\nu_{yx}E_x}{1-(\nu_{xy}\nu_{yx})} & 0 \\ \frac{\nu_{xy}E_y}{1-(\nu_{xy}\nu_{yx})} & \frac{E_y}{1-(\nu_{xy}\nu_{yx})} & 0 \\ 0 & 0 & G_{XY} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \tag{Ec.13}$$

Conociendo los esfuerzos aplicados al material se pueden obtener las deformaciones, utilizando para ello la matriz de flexibilidad (ecuación 14), por otro lado si al material se le imponen deformaciones conocidas, se puede obtener los esfuerzos utilizando para ello la matriz de rigidez (ecuación 15).

$$\{\epsilon\} = [S]\{\sigma\} \tag{Ec.14}$$

$$\{\sigma\} = [Q]\{\epsilon\} \tag{Ec.15}$$

Como se explicó en el tema anterior, la estructura de los materiales compuestos, está formada por un conjunto de láminas (laminado), en donde el espesor de cada lámina (estrato) es relativamente bajo (0.1mm a 1.5mm) [5]. Esto con el fin de adecuar la capacidad de carga de la estructura, y la optimización del material

Para aprovechar las propiedades del material constituyente, se orientan las diferentes capas de acuerdo con la dirección de los esfuerzos, de esta manera, las fibras de cada capa forma un ángulo θ determinado con respecto a las direcciones principales del laminado. Para obtener las propiedades de cada capa con respecto a un sistema de ejes común, es necesario hacer una transformación, que permita obtener los esfuerzos y las deformaciones globales (con respecto a un sistema de ejes global de todo el laminado xy) a partir de ejes locales orientados con respecto a las direcciones longitudinal y transversal de cada capa lt o viceversa. Para ello, se usan las matrices de transformación de acuerdo a las ecuaciones 16, 17,18 y 19. Los sistemas de ejes globales (x, y) y locales (l, t) , se representan en la figura 8.

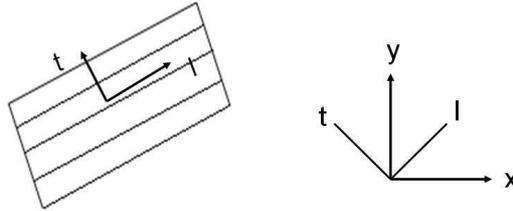


Figura 8. Representación de los ejes x, y y l, t

Para transformar del sistema de ejes lt al sistema de ejes xy se usan las ecuaciones 16 y 17 [15]:

Esfuerzos:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \text{sen}^2 \theta & 2\text{sen} \theta \cos \theta \\ \text{sen}^2 \theta & \cos^2 \theta & -2\text{sen} \theta \cos \theta \\ -\text{sen} \theta \cos \theta & \text{sen} \theta \cos \theta & (\cos^2 \theta - \text{sen}^2 \theta) \end{bmatrix} \quad \text{Ec.16}$$

Deformaciones:

$$[D] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \text{sen}^2 \theta & \text{sen} \theta \cos \theta \\ \text{sen}^2 \theta & \cos^2 \theta & -\text{sen} \theta \cos \theta \\ -2\text{sen} \theta \cos \theta & 2\text{sen} \theta \cos \theta & (\cos^2 \theta - \text{sen}^2 \theta) \end{bmatrix} \quad \text{Ec.17}$$

Para la transformación del sistema de ejes xy al sistema de ejes lt se usan las ecuaciones 18 y 19.

$$[T'] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \text{sen}^2 \theta & -2\text{sen} \theta \cos \theta \\ \text{sen}^2 \theta & \cos^2 \theta & 2\text{sen} \theta \cos \theta \\ \text{sen} \theta \cos \theta & -\text{sen} \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \text{sen}^2 \theta \end{bmatrix} \quad \text{Ec.18}$$

$$[D'] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \text{sen}^2 \theta & -\text{sen} \theta \cos \theta \\ \text{sen}^2 \theta & \cos^2 \theta & \text{sen} \theta \cos \theta \\ 2\text{sen} \theta \cos \theta & -2\text{sen} \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \text{sen}^2 \theta \end{bmatrix} \quad \text{Ec.19}$$

A continuación se presentan las matrices de transformación de forma contractada, (ecuaciones 20, 21, 22 y 23)

$$\{\sigma\}_{xy} = [T] \{\sigma\}_{lt} \quad \text{Ec.20}$$

$$\{\sigma\}_{lt} = [T'] \{\sigma\}_{xy} \quad \text{Ec.21}$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [D] \{\varepsilon\}_{lt} \quad \text{Ec.22}$$

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [D'] \{\varepsilon\}_{xy} \quad \text{Ec.23}$$

Por otro lado las ecuaciones 24, 25, 26 y 27 representan las relaciones esfuerzo deformación tanto en los ejes locales lt como en los ejes globales xy .

$$\{\sigma\}_{lt} = [Q]_{lt} \{\varepsilon\}_{lt} \quad \text{Ec.24}$$

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [S]_{lt} \{\sigma\}_{lt} \quad \text{Ec.25}$$

$$\{\sigma\}_{xy} = [Q]_{xy} \{\varepsilon\}_{xy} \quad \text{Ec.26}$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [S]_{xy} \{\sigma\}_{xy} \quad \text{Ec.27}$$

Para determinar la matriz de rigidez y de flexibilidad para cualquier eje de coordenadas se sigue el siguiente razonamiento:

Se sustituye la ecuación 23 en la ecuación 24 para obtener la ecuación 28

$$\{\sigma\}_{lt} = [Q]_{lt} [D'] \{\varepsilon\}_{xy} \quad \text{Ec.28}$$

El siguiente paso es transformar los esfuerzos del sistema lt al sistema xy , para ello se sustituye la ecuación 28 en la ecuación 20, quedando finalmente la ecuación 29:

$$\{\sigma\}_{xy} = [T][Q]_{lt} [D'] \{\varepsilon\}_{xy} \quad \text{Ec.29}$$

En donde el producto de $[T][Q]_{lt}[D']$, representa la matriz de rigidez en el sistema xy , como queda expresado en la ecuación 30.

$$[Q]_{xy} = [T][Q]_{lt} [D'] \quad \text{Ec.30}$$

Se sustituye en la ecuación 25, la ecuación 21, obteniéndose la ecuación 31

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [S]_{lt} [T'] \{\sigma\}_{xy} \quad \text{Ec.31}$$

El siguiente paso es transformar las deformaciones del sistema lt al sistema xy , para ello se sustituye la ecuación 31 en la ecuación 22, quedando la expresión finalmente como la ecuación 32.

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [D][S]_{lt} [T'] \{\sigma\}_{xy} \quad \text{Ec.32}$$

En donde el producto de $[D][S]_l[T]$, representa la matriz de flexibilidad en el sistema xy , como queda expresado en la ecuación 33.

$$[S]_{xy} = [D][S]_l[T] \quad \text{Ec.33}$$

Para obtener la matriz de rigidez en el sistema l , a partir de la matriz de rigidez en xy se sustituye la ecuación 22 en la ecuación 26.Obteniéndose de esta manera la ecuación 34.

$$\{\sigma\}_{xy} = [Q]_{xy}[D]\{\varepsilon\}_{lt} \quad \text{Ec.34}$$

El siguiente paso es transformar los esfuerzos del sistema xy al sistema l , para ello se sustituye la ecuación 34 en la ecuación 21, quedando finalmente la expresión 35.

$$\{\sigma\}_{lt} = [T'] [Q]_{xy} [D] \{\varepsilon\}_{lt} \quad \text{Ec.35}$$

En donde el producto de $[T'] [Q]_{xy} [D]$ representa la matriz de rigidez en el sistema l , como queda expresado en la ecuación 36.

$$[Q]_l = [T'] [Q]_{xy} [D] \quad \text{Ec.36}$$

Para obtener la matriz de flexibilidad en el sistema l se sustituye la ecuación 20 en la ecuación 27, para obtener la ecuación 37.

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [S]_{xy} [T] \{\sigma\}_{lt} \quad \text{Ec.37}$$

El siguiente paso es transformar las deformaciones del sistema xy al sistema l , para ello se sustituye la ecuación 37 en la ecuación 23, quedando la expresión finalmente como la ecuación 38

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [D'] [S]_{xy} [T] \{\sigma\}_{lt} \quad \text{Ec.38}$$

En donde el producto de $[D'] [S]_{xy} [T]$ representa la matriz de Flexibilidad en el sistema l , como queda expresado en la ecuación 39.

$$[S]_l = [D'] [S]_{xy} [T] \quad \text{Ec.39}$$

Las orientaciones comúnmente utilizadas en aplicaciones estructurales son las que se muestran en la figura 9.

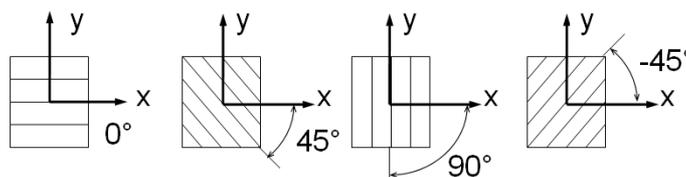


Figura 9. Visualización de diferentes orientaciones con respecto a los ejes “x, y”

2.3 COMPORTAMIENTO DE UN ESTRATIFICADO

2.3.1 PROPIEDADES GLOBALES DE UN ESTRATIFICADO EN MEMBRANA

Una vez determinadas las matrices de rigidez de cada capa que conforman al laminado y fueron transformadas al sistema de coordenadas xy con sus respectivas orientaciones. El siguiente paso es obtener la matriz de rigidez global (matriz del laminado).

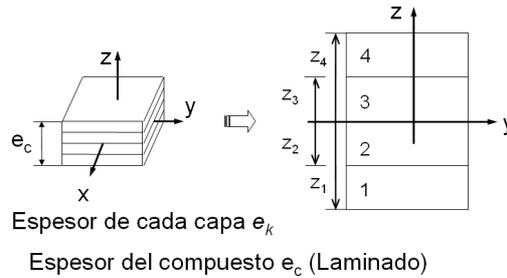


Figura 10 Espesor del compuesto y de capas

Para ello es necesario conocer: el espesor de cada capa (e_k), espesor del compuesto (e_c) y las cotas de la capas (z_k), como se presenta en la figura 10, (e_k) puede ser obtenido mediante la ecuación 40, conociendo previamente las cotas de cada capa.

$$e_k = (z_k - z_{k-1}) \quad \text{Ec.40}$$

Mientras que el espesor del compuesto (e_c) se define como la suma de los espesores de todas las capas, tal y como se muestra en la ecuación 41.

$$e_c = \sum_{k=1}^{k=n} (z_k - z_{k-1}) = z_n - z_0 \quad \text{Ec.41}$$

La fracción volumétrica, de una capa cualquiera (k), con respecto al volumen global del laminado se calcula con la ecuación 42.

$$V_k = \frac{v_k}{v_c} \quad \text{Ec.42}$$

Y para determinar el volumen de la capa (k), y el volumen de todo el laminado se usan las ecuaciones 43 y 44.

$$v_k = A e_k \quad \text{Ec.43}$$

$$v_c = A e_c \quad \text{Ec.44}$$

Por lo tanto la fracción de una capa cualquiera (k) puede quedar expresada de la siguiente forma (ecuación 45).

$$V_k = \frac{A e_k}{A e_c} = \frac{e_k}{e_c} = \frac{(z_k - z_{k-1})}{(z_n - z_0)} \quad \text{Ec.45}$$

Por otro lado, a partir de la regla de mezclas, se tiene que la rigidez global, es la suma ponderal de las rigideces de los estratos constituyentes, por lo que se representa mediante la ecuación 46.

$$[\bar{Q}] = \sum_{k=1}^{k=n} V_k [Q]_k = \frac{1}{(z_n - z_0)} \sum_{k=1}^{k=n} (z_k - z_{k-1}) [Q]_k \quad \text{Ec.46}$$

Simplificando la ecuación 46, se obtiene la ecuación 47.

$$[\bar{Q}]_{xy} = \frac{1}{e_c} \sum_{k=1}^{k=n} (e_k) [Q_{xy}]_k \quad \text{Ec.47}$$

La matriz de flexibilidad global se obtiene invirtiendo la matriz de rigidez global, esto queda expresado en la ecuación 48.

$$[\bar{S}]_{xy} = [\bar{Q}_{xy}]^{-1} \quad \text{Ec.48}$$

2.3.2 CASCARÓN DELGADO ESTRATIFICADO

La lámina es el elemento básico de una estructura de materiales compuestos. Pero como el espesor de la lámina es muy bajo, en general, de 0.1 a 1.5mm, se tiene que las configuraciones resistentes utilizadas constan de una agrupación secuencial de láminas, denominada laminado [5]. Un laminado de materiales compuestos puede estar trabajando como cascarón delgado cuando puede soportar un estado de esfuerzos plano y flexión, como se muestra en la figura 11. Para el caso de un esfuerzo plano, se producirán deformaciones y para el caso de flexión, se presentarán curvaturas, para analizar este tipo de estructuras se utiliza la teoría de estratificados.

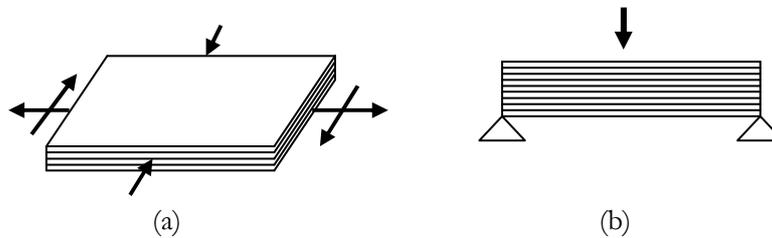


Figura 11. Laminado trabajando en esfuerzo plano (a) y laminado trabajando a flexión (b)

La teoría clásica de estratificados toma en consideración el comportamiento en cascarón delgado, aplicado solamente a los fenómenos de esfuerzo plano y de flexión en el laminado, es decir, para su análisis se toma en cuenta únicamente las componentes de, deformaciones y curvaturas en el eje de coordenadas xy , por lo que la deformación en el eje de coordenadas z será igual a cero, ya que esta teoría no contempla efectos provocados por el cortante transversal, su campo de aplicación se reduce a:

- a) Estructuras donde la deflexión es pequeña.
- b) La deformación es lineal a lo largo del espesor del laminado.
- c) Considerando que la placa cumpla con la siguiente condición ($\frac{L}{h} > 10$), donde h es el espesor total de la placa y

L su longitud

Considerando que, el laminado no es simétrico, existen esfuerzos y flexión sobre su plano, por lo cual se tendrá que tomar en cuenta para su análisis, las componentes planas de deformación: $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$, más las componentes de curvatura: $\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$ ya que existe un acoplamiento de extensión-flexión.

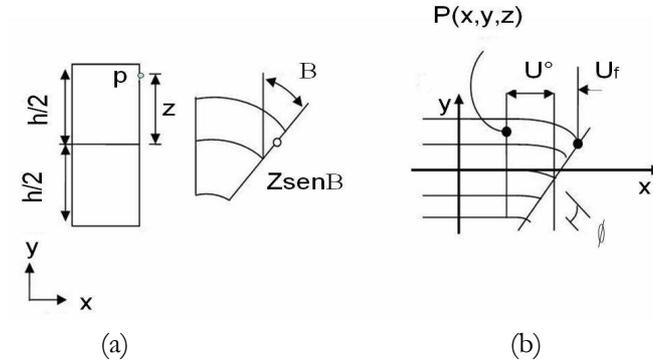


Figura 12. Desplazamiento por carga y giro. a) Giro de la sección, b) Desplazamiento axial por el giro de la sección [15]

La teoría de placas estratificadas considera que la sección transversal permanece recta una vez deformada, lo que implica despreciar los efectos de, deformación producidos por el esfuerzo cortante transversal [5]. Si la placa es delgada y las deformaciones son lineales, son válidas las figuras 12a y 12b, entonces el desplazamiento u en x queda expresado en términos del desplazamiento de plano medio u^0 y en términos del giro de la sección transversal β , como se expresa en la ecuación 49.

$$u = u^0 + z \text{sen} \beta \tag{Ec.49}$$

Al ser pequeños los desplazamientos la ecuación 49 se convierte en la ecuación 50

$$u = u^0 + z \beta \tag{Ec.50}$$

El giro de la sección β , puede ser expresado en términos de la pendiente de la curva elástica, en donde w es el desplazamiento en el eje z , por lo que la ecuación 50 se transforma en la ecuación 51.

$$u = u^0 + z \frac{\partial w}{\partial x} \tag{Ec.51}$$

Aplicando la definición de, deformación (ϵ_x), la cual indica que es la derivada del desplazamiento con respecto a x , se tiene la ecuación 52.

$$\epsilon_x = \epsilon_x^0 + z \kappa_x \tag{Ec.52}$$

De forma análoga se procede en las demás direcciones del cascarón delgado, por lo que agrupándolas se obtiene la ecuación 53. La cual representa las condiciones cinemáticas para cascarón delgado.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xx}^o \end{pmatrix} + z \begin{pmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{pmatrix} \quad \text{Ec.53}$$

Ahora se requiere establecer la condición de equilibrio de cargas para el cascarón, para eso se definen como N_x , N_y , N_{xy} , las cargas por unidad de longitud, para la capa k , mediante la ecuación 54.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix}^k = \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix}^k \cdot dz \quad \text{Ec.54}$$

Para todo el laminado se suman las contribuciones de cada capa por lo que, la ecuación 54 se transforma en la ecuación 55.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \sum_{k=1}^{k=n} \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix}^k \cdot dz \quad \text{Ec.55}$$

Sustituyendo en la ecuación de esfuerzos, las deformaciones del cascarón por medio de la ecuación 15 en la ecuación 55, se obtiene la ecuación 56 e integrándola la ecuación 57.

$$\{\sigma\} = [Q]\{\varepsilon^0\} + z[Q]\{\kappa\} \quad \text{Ec.56}$$

$$\{N\} = \sum_{k=1}^{k=n} [Q] \int_{z_{k-1}}^{z_k} dz \{\varepsilon^0\} + \sum_{k=1}^{k=n} [Q] \int_{z_{k-1}}^{z_k} z dz \{\kappa\} \quad \text{Ec.57}$$

Desarrollando la ecuación 57, se obtiene las relaciones de carga por unidad de longitud-deformación para el laminado completo, las cuales quedan establecidas por la ecuación 58. [15]

$$\{N\} = \underbrace{\sum_{k=1}^{K=n} [Q]_{xy}^k (z_k - z_{k-1}) \{\varepsilon\}^0}_{[A]} + \underbrace{\frac{1}{2} \sum_{k=1}^{k=n} [Q]_{xy}^k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \{\kappa\}}_{[B]} \quad \text{Ec.58}$$

En donde cada sumando de las matrices [A] y [B], están definidas por las ecuaciones 59 y 60.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{k=n} (Q_{ij})^k (z_k - z_{k-1}) \quad \text{Ec.59}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{k=n} (Q_{ij})^k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad \text{Ec.60}$$

Sin embargo, al existir esfuerzos de flexión, se generan momentos flectores, los cuales se equilibran en la capa k mediante la ecuación 61.

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix}^k = \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix}^k \cdot z dz \quad \text{Ec.61}$$

Donde el vector de momentos flectores $\{M\}$ se define como, los momentos de flexión por unidad de longitud, Al sustituir la ecuación 56 en la ecuación 61 se obtienen las relaciones flexión-deformación para el laminado completo, como se presentan en la ecuación 62.

$$\{M\} = \sum_{k=1}^{k=n} [Q] \int_{z_{k-1}}^{z_k} z dz \{\epsilon^0\} + \sum_{k=1}^{k=n} [Q] \int_{z_{k-1}}^{z_k} z^2 dz \{\kappa\} \quad \text{Ec.62}$$

Desarrollando esta expresión se tiene la ecuación 63.

$$\{M\}_{xy} = \underbrace{\frac{1}{2} \sum_{k=1}^{k=n} [Q]_{xy}^k (z_k^2 - z_{k-1}^2)}_B \{\epsilon\}_{xy}^0 + \underbrace{\frac{1}{3} \sum_{k=1}^{K=1} [Q]_{xy}^k (z_k^3 - z_{k-1}^3)}_D \{K\}_{xy} \quad \text{Ec.63}$$

En donde las matrices [B] y [D], quedan establecidas mediante las ecuación 64 y 65 respectivamente.

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{k=n} (Q_{ij})^k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad \text{Ec.64}$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{k=n} (Q_{ij})^k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad \text{Ec.65}$$

De forma contractada se puede plantear las ecuaciones tensión-deformación del laminado como se muestra en las ecuaciones 66 y 67.

$$\{N\} = [A]\{\epsilon\} + [B]\{\kappa\} \quad \text{Ec.66}$$

$$\{M\} = [B]\{\epsilon\} + [D]\{\kappa\} \quad \text{Ec.67}$$

Donde [A] es la matriz de rigidez en esfuerzo plano, [B] es la matriz de acoplamiento esfuerzo plano-flexión y [D] es la matriz rigidez en flexión [15], agrupando estas ecuaciones, se obtiene la relación 68, que define el comportamiento mecánico del cascarón.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{23} & A_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \\ D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad \text{Ec.68}$$

2.4 CRITERIOS DE FALLA

2.4.1 CRITERIO DE DISEÑO DE TSAI-WU

Siempre que se desea diseñar un componente estructural es necesario que cumpla con determinados requisitos como lo son: un grado de resistencia, determinada flexión, rigidez entre otros, para soportar las cargas a las que estará sometido, para ello el fabricantes se apoya en criterios de diseño como es el caso del criterio de Tsai- Wu, esto es con la finalidad de hacer más confiables los componentes estructurales fabricados en material compuesto y por consecuencia disminuir los costos basados en errores e ineficiencia. El criterio de diseño de Tsai-Wu determina la carga a la cual, una de las capas del compuesto comenzará su ruptura, por lo tanto permite tener una visión sobre la resistencia del material de acuerdo a la orientación de sus fibras, en caso de no cumplir con los requisitos se pueden cambiar las orientaciones del conjunto de láminas hasta obtener los resultados deseados.

Tabla 6 Esfuerzos máximos del material compuesto [15]	
σ_{lmax}^T	Esfuerzo normal máximo en tensión
σ_{ltmax}^T	Esfuerzo transversal máximo en tensión
σ_{lmax}^C	Esfuerzo normal máximo en compresión
σ_{ltmax}^C	Esfuerzo transversal máximo en compresión
τ_{ltmax}	Esfuerzo cortante máximo

Los valores de esfuerzo máximo que constituyen a la resistencia de cada capa se muestran en la tabla 6, estas propiedades deben ser sustituidas en la ecuación del criterio de Tsai-Wu (ecuación 69), en donde se establece la siguiente condición: La suma de los coeficientes a la cual está sometido el laminado multiplicado por los respectivos esfuerzos debe dar como resultado uno, este valor indica que la lámina ha sufrido una ruptura, no obstante, esto no quiere decir que sea la carga máxima que soporta todo el laminado [15].

$$F_1\sigma_l + F_2\sigma_t + F_{11}\sigma_l^2 + F_{22}\sigma_t^2 + F_{66}\tau_{lt}^2 + 2F_{12}F_{22}\sigma_l\sigma_t = 1 \quad \text{Ec.69}$$

Los coeficientes F , de la ecuación 69, se calculan mediante las ecuaciones 70, 71, 72, 73, 74 y 75.

$$F_1 = \frac{1}{\sigma_{lmax}^T} - \frac{1}{\sigma_{lmax}^C} \quad \text{Ec.70}$$

$$F_2 = \frac{1}{\sigma_{t \max}^T} - \frac{1}{\sigma_{t \max}^C} \quad \text{Ec.71}$$

$$F_{11} = \frac{1}{\sigma_{l \max}^T \sigma_{l \max}^C} \quad \text{Ec.72}$$

$$F_{22} = \frac{1}{\sigma_{t \max}^T \sigma_{t \max}^C} \quad \text{Ec.73}$$

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{lt \max}^2} \quad \text{Ec.74}$$

$$F_{12} = \frac{-\sqrt{F_{11} F_{22}}}{2} \quad \text{Ec.75}$$

2.4.2 CRITERIO DE DISEÑO DE TSAI-HILL

El criterio de Tsai- Hill establece que si se obtiene un valor igual o mayor a uno el material falla y se calcula con la ecuación 76.

$$\frac{\sigma_l^2 - \sigma_l \sigma_t}{(\sigma_{l \max}^T)^2} + \frac{\sigma_t^2}{(\sigma_{t \max}^T)^2} + \frac{\tau_{lt}}{(\tau_{lt \max})^2} = 1 \quad \text{Ec.76}$$

Para calcular el factor de carga R en materiales compuestos (análogo al factor de seguridad para metales). Se sustituye $R\sigma$ por σ , en la ecuación 76, donde R representa, la función de los esfuerzos principales y de sus propiedades de resistencia como se establece en la ecuación 77.

$$R = \sqrt{\frac{1}{\frac{\sigma_l^2 - \sigma_l \sigma_t}{\sigma_{l \max}^T{}^2} + \frac{\sigma_t^2}{\sigma_{t \max}^T{}^2} + \frac{\tau_{lt}^2}{\tau_{lt \max}^2}}} \quad \text{Ec.77}$$

2.5 REPARACIONES ESTRUCTURALES EN MATERIAL COMPUESTO.

2.5.1 GENERALIDADES DE LAS REPARACIONES

En esta sección se tratarán los aspectos más importantes que consideran los ingenieros para diseñar una reparación sobre las superficies del avión, en caso de que esta no aparezca en el manual de reparaciones estructurales, por ser un caso especial, los fabricantes comúnmente capacitan a sus ingenieros para realizar tal función, es por ello que a continuación se explica parte de lo que han publicado [13].

Una reparación en estructuras de material compuesto puede ser temporal o permanente. Las limitaciones por tiempo, la disponibilidad del material y equipo son determinantes entre una y otra. Sin embargo ambas toman en cuenta aspectos importantes como lo son: la carga máxima de diseño, la durabilidad, la compatibilidad del

material, el acabado aerodinámico, método de inspección no destructiva por instrumentos que aplique y su apariencia física. Una reparación permanente debe tener la capacidad de asegurar la confiabilidad en todas las partes del componente, de acuerdo a su tiempo de vida de diseño [13]. A continuación de manera sencilla se explica el proceso de reparación en el diagrama de la figura 13.

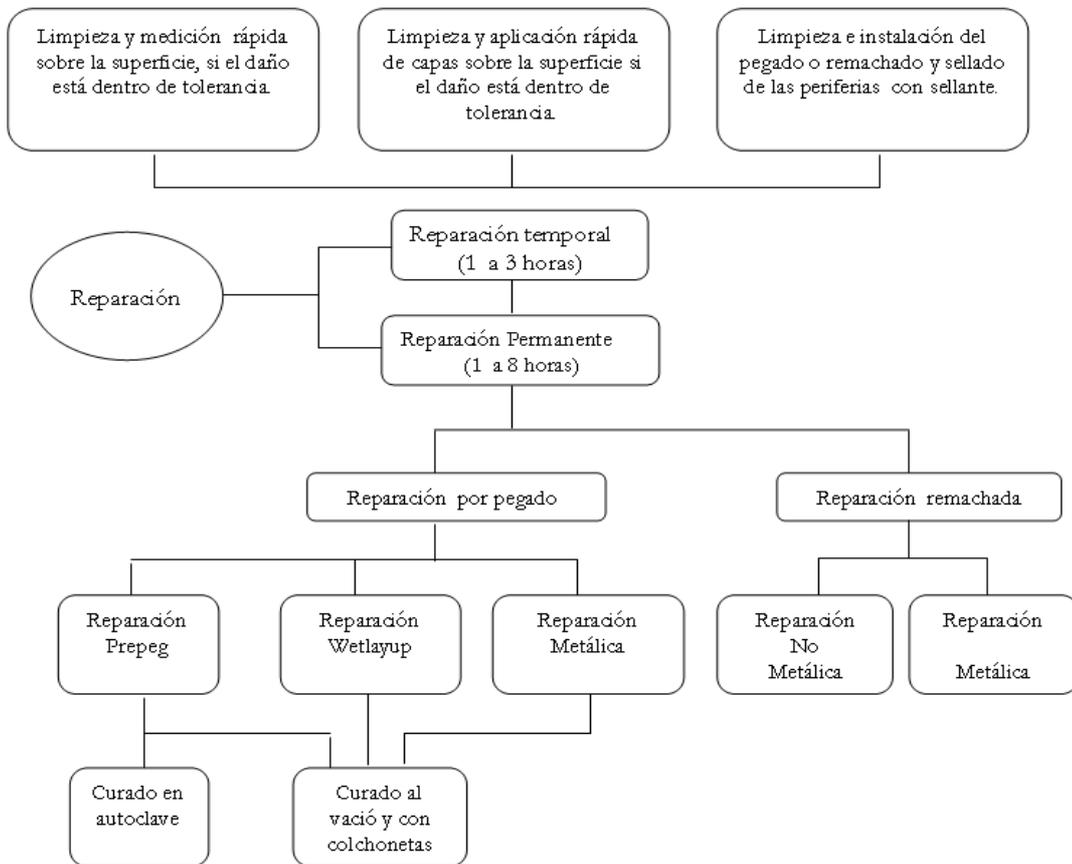


Figura 13. Diagrama de Diseño de vida útil [13].

Las reparaciones a superficies aerodinámicas son relativamente fáciles, ya que son reparadas por medio de un parche externo el cual debe tener un acabo tan fino como sea posible, para minimizar la resistencia al avance. Por otro lado las estructuras delgadas permiten ser reparadas por pegado mediante el uso de resinas especiales, por lo que, las reparaciones remachadas son más apropiadas para estructuras gruesas. Pero se tiene que, la resistencia de la reparación toma diferentes consideraciones, las cuales influirán directamente en que esta sea alta o baja, y a continuación se describen.

La reparación a ser usada dependerá del tamaño y su localización relativa en la estructura. Por lo cual áreas con substanciales márgenes de seguridad podrían no necesitar una alta resistencia en su restauración. Sin embargo, es siempre preferible reparar el componente para recuperar su resistencia original de diseño. Tomando en cuenta temperaturas extremas y su exposición a la humedad lo cual es considerado, una condición crítica por lo tanto la reparación debe ser diseñada para tolerar la humedad y diferentes temperaturas del medio ambiente en el cual opere la aeronave ya que podrían disminuir significativamente las propiedades de la resina usada.

Por otro lado el ancho del parche es determinado por los requerimientos de rigidez. Esto es extremadamente importante ya que las orientaciones de las fibras del parche deben ser iguales que el material original, así como su escalonamiento de capas (step-sanding). A continuación se mencionan algunas recomendaciones y buenas prácticas de diseño para cuando se está diseñando una reparación.

Se considera que una unión con una secuencia de apilado asimétrica y desbalanceada podría deformarse durante el ciclo de curado. También, el agrupar muchas capas en la misma orientación puede tener como resultado delaminación y microfracturas, así mismo los adhesivos deben tener coeficientes similares de expansión térmica en orden de magnitud a los esfuerzos residuales sobre el adhesivo, debido a que es posible que falle la línea de pegado con estos.

Por lo cual es preferible tener una colchoneta exterior sobre el laminado, con el fin de conseguir un curado con la mayor temperatura posible, la cual influirá directamente en su resistencia, así mismo se consigue una mayor tolerancia al daño, y el prevenir burbujas de aire en los pliegues exteriores. En el caso en que sea más delgada, la capa exterior se podría agregar una más considerando una orientación de $+45^\circ$ y -45° en su combinación original lo cual serviría para, evitar el que ésta se curve o deforme.

Se debe de considerar además una secuencia de apilado de capas adecuada, para esto se puede hacer una optimización en donde las orientaciones de las capas dependen de un análisis exhaustivo, sin embargo las secuencias de apilado más comunes son del tipo $[m0/n\pm45/p90]$, en donde m, n y p son el número de capas a 0° , $\pm45^\circ$ y 90° , respectivamente. Por lo que, se prefieren secuencias de apilado simétricas para evitar deformaciones residuales por efecto del curado, la figura 14 describe una práctica normal de secuencia de apilado, en la cual se observa, la simetría sobre el plano medio del laminado, con lo cual se evita la distorsión por efectos térmicos.

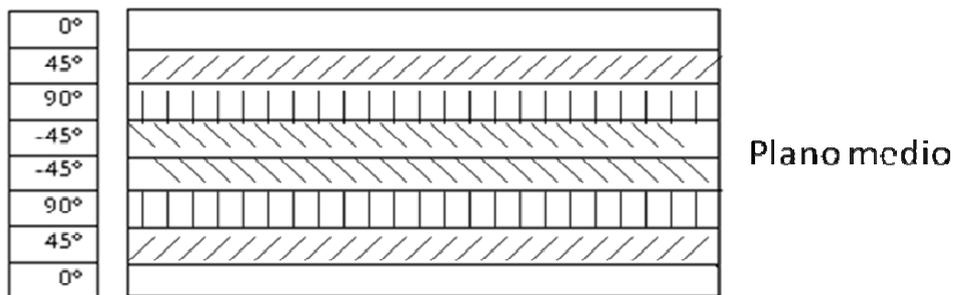


Figura 14. Orientación de capas de manera simétrica [13].

Esto no es necesario para recubrimientos del tipo sándwich ya que son individualmente balanceados dependiendo de tan largo sea cada recubrimiento, por lo cual tienen las mismas características de expansión. Así mismo se considera también que la antisimetría podría ser algunas veces benéfica.

La mayor ventaja del pegado con adhesivo para estructuras delgadas es la capacidad que tiene para soportar esfuerzos cortantes en las capas, además de que la carga del adhesivo puede ser diseñada para ser más grande que la resistencia original, que tenía el material base. Sin embargo, las propiedades del adhesivo disminuyen significativamente, a la vez que se expone al sol y humedad del medio ambiente. Esto se puede observar en la figura 15, (curva de esfuerzo cortante vs deformación angular) en la cual se puede ver que se ve influido por la temperatura del medio ambiente.

Se tiene además que, la longitud de traslape es de 0.5 a 1 pulgada por capa .Con lo cual la distribución de esfuerzos no es uniforme en una unión pegada y los esfuerzos máximos están al final del traslape, esto es importante de entender por lo siguiente:

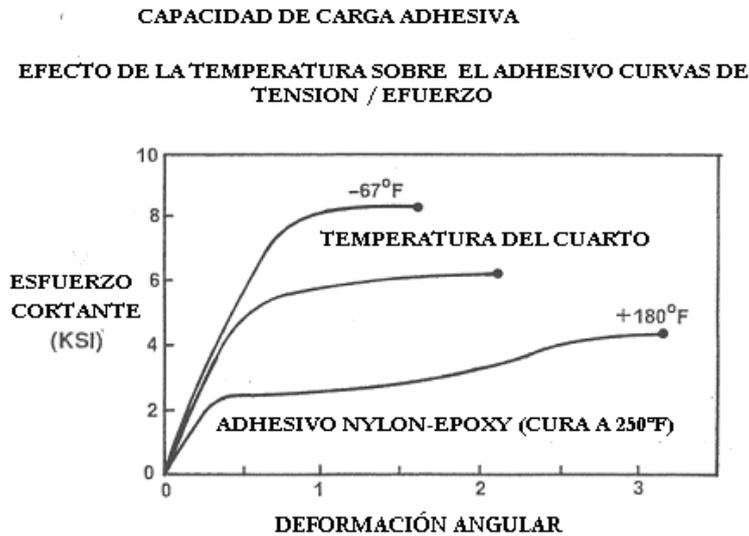


Figura 15 Curva de esfuerzo cortante vs deformación angular [13].

Extendiendo la longitud de la línea de pegado en una zona baja de tensión elástica se tiene una pequeña unión por resistencia global, por lo cual la carga de transferencia es alta en la región plástica y está presente al final de cada unión de la longitud de la línea de pegado, como se observa en la figura 16.

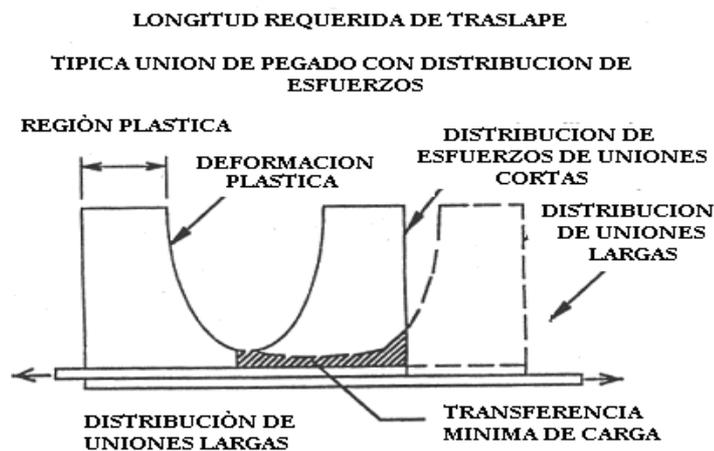


Figura 16. Distribución típica de esfuerzos cortantes sobre la línea de pegado [13].

Se dice que los esfuerzos en la piel proporcionan un equilibrio estático cuando la transferencia de carga de corte está transmitiéndose sobre el eje de la carga axial del adhesivo, en el pegado [13], como se muestra en el diagrama de cuerpo libre de la figura 17, el resultado de un desequilibrio estático da origen a una secuencia de falla en una unión pegada.

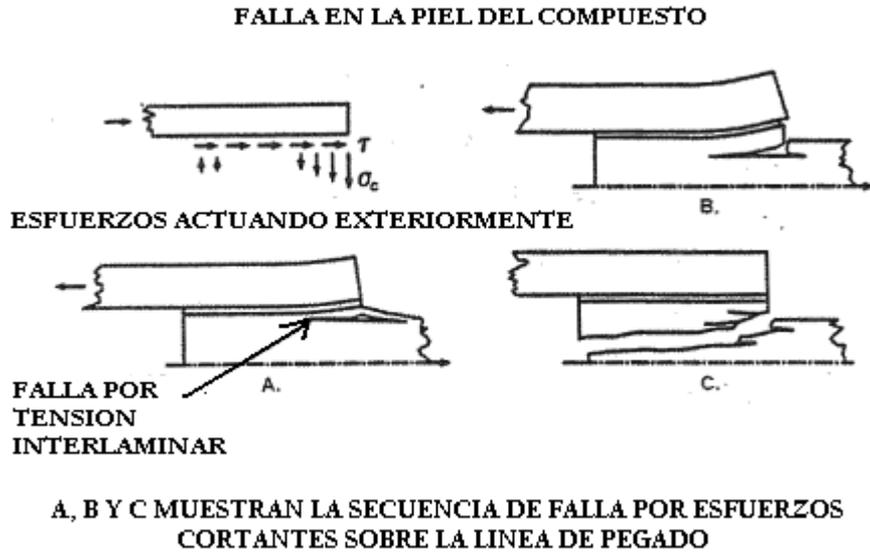


Figura 17. Secuencia de falla de pieles pegadas [13].

Cada reparación por pegado requiere siempre de una preparación de superficie con lo cual se ofrece:

- a) Una larga durabilidad que depende directamente de la calidad de diseño.
- b) Poca influencia sobre la resistencia estática.

La necesidad de preparar la superficie es independiente de las cargas estructurales. La preparación de superficie es comúnmente llamada limpieza. Una superficie limpia es necesaria pero no es una condición suficiente para el pegado, ya que la línea de pegado representa un mecanismo de propagación de fallas interlaminares.

- a) Las fallas interlaminares son el resultado de preparaciones de superficie pobres.
- b) La inyección de material de relleno en la zona delaminada no ofrece un beneficio sustancial.
- c) Las fallas interlaminares deben ser reparadas mediante la remoción y reinstalación de la reparación usando un proceso adecuado.

2.5.2 REPARACIONES CON SUJETADORES

El diseño de reparaciones por falla de laminado toma en cuenta la redistribución de cargas, así como a cargas que puedan estar presentes después de la ocurrencia de la falla, la capacidad de la reparación es conveniente en algunas configuraciones de uniones remachadas. En la tabla 7 se explican algunos tipos de fallas y las causas que dan origen a las mismas.

Tabla 7 Tipos de fallas.	
Modo de falla	Posibles causas.
Falla por tensión	Insuficiente ancho e insuficiente número de capas orientadas en la dirección de la carga
Falla por cortante	Distancia insuficiente del borde, o muchas capas orientadas en la dirección de la carga.
Falla por incorrecta distribución	Distancia insuficiente de borde como de ancho y no hay la suficiente cantidad de capas +45° y -45°
Sujetador con falla en la cabeza	El avellanado de los sujetadores con demasiada profundidad provoca que se presente corte en la cabeza.
Falla por sujetador.	Sujetador demasiado pequeño para el espesor del laminado, sin espacio para buena fijación o espacio excesivo entre las uniones, uso de un sujetador erróneo.

En la figura 18, se indican algunas buenas prácticas de diseño para la ubicación de remaches, de acuerdo con la dirección de la carga. Para los sujetadores es recomendable una distancia entre cada uno de una pulgada.

Para la profundidad del avellanado se recomienda un 70 por ciento del ancho del laminado tomando en cuenta un ancho de reparación de 0.025pulgadas para el fuste mínimo. La máxima distancia entre el acople de componentes en una unión estructural debe ser de 0.005pulgadas.

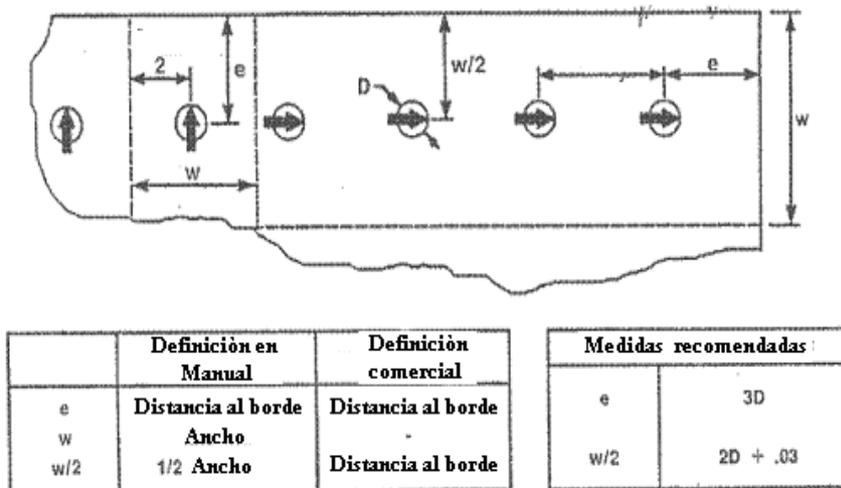


Figura 18 Diagrama de dimensiones para la separación de sujetadores [13].

2.5.3 ASPECTOS QUE INFLUYEN EN EL DISEÑO DE REPARACIONES

Normalmente todas las reparaciones están expuestas a cargas cíclicas, la misma fatiga y el mismo criterio de tolerancia al daño que aplique al componente. Todas las estructuras en material compuesto sobre el exterior de la aeronave se protegen contra la degradación y la exposición a los rayos ultravioleta, así mismo, componentes localizados en zonas de impacto de rayos tienen provistos conductores anti rayos. Estos sistemas de protección contra el medio ambiente deberán ser revisados antes y después de la reparación.

El material seleccionado dependerá de algunas consideraciones, las cuales son: el tipo de reparación, el diseño del remache, el servicio en medio ambiente en el cual operara la aeronave y las facilidades de equipo y herramienta. Se recomienda usar fibra de vidrio ya que es ligera, y permite concentraciones de esfuerzo, así también de adhesivo el cual es seleccionado con base en lo siguiente:

- a) Fuerzas cortantes, capacidad de esfuerzo de corte, modulo de corte, temperatura ambiente.
- b) Deformaciones por resistencia y recuperación de forma.

El control de aplicación de procesos es fundamental para una reparación exitosa, esta área marca muchas de las fallas en reparaciones, las principales áreas de atención deben ser:

- a) Preparación de superficie.
- b) Distribución de fuentes de calor.
- c) Temperatura de control.
- d) Calidad de control.

Peso adicional a un componente, es comúnmente el resultado de aplicar una reparación, es por ello que se considera importante, principalmente cuando la reparación se encuentra en una superficie de control, como lo son: el timón de dirección, spoilers o un alerón. Estos componentes, a pesar de que originalmente están balanceados, al realizar reparaciones pequeñas, son susceptibles a vibración aerodinámica así como al cambio en la masa de balance. Es por ello que una vez reparado se necesita volver a balancear el componente. Para ello se deben consultar los procedimientos establecidos para tal fin en el manual de reparaciones estructurales correspondiente.

A continuación se mencionan algunas recomendaciones después de llevar a cabo una reparación, con el fin de verificar la seguridad.

- a) Inspección completa de reparaciones para detectar defectos en la reparación usando instrumentos y métodos de inspección por pruebas no destructivas. La inspección deberá cubrir un área que incluya un margen adicional de 2 a 3pulgadas (como mínimo) alrededor de la reparación.
- b) El “tap testing” es usado como método de pruebas no destructivas, para inspecciones internas de la reparación completa. Para ello se debe usar un metal solido y tocar la reparación ligera pero firmemente. Áreas delaminadas producen un sonido hueco, opuesto a que si se toca en una área no delaminada donde, es más firme el sonido. Este método es considerado un método confiable, para confirmar la integridad de la reparación.

Para asegurar, de forma adecuada como se va a reparar, se mencionan a continuación los pasos siguientes:

- a) Localizar el daño.
- b) Evaluar el área del daño mediante alguna técnica de ensayos no destructivos, con el fin de identificar profundidad y tamaño.
- c) Evaluar el área después de que el daño ha sido removido.

Para esto, se recomienda tomar como referencia el manual de ensayos no destructivos donde se, seleccionara la técnica de inspección adecuada, el equipo, procedimiento a seguir y alguna otra información adicional, además algunos patrones podrían ser requeridos para la valoración del daño específico. De manera adicional se pueden considerar las, siguientes recomendaciones:

- a) Los métodos NDI podrían no detectar defectos más allá de la primera capa del daño.
- b) Daños con delaminación tienden a propagarse durante la remoción del material.

2.5.4 EJEMPLOS DE REPARACIONES

Se describe a continuación un ejemplo de reparación que se va a realizar en una estructura tipo “sándwich” la cual es de un alerón con delaminación en la piel superior ejemplificado en la figura 19.

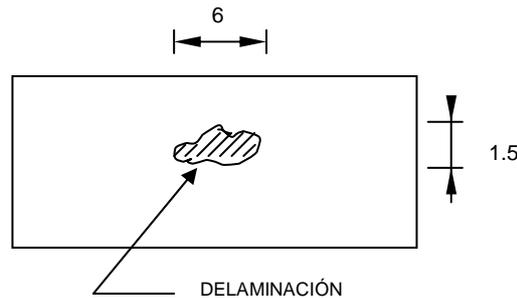


Figura 19. Delaminación en el alerón de una semi ala.

Los pasos a seguir para reparar esta superficie son los siguientes: Primeramente, inspeccionar visualmente o por el método de inspección acústica por golpeteo “tap test” para definir el área a reparar, después remover la piel (cubierta de fibra) cuidadosamente, tratando de no dañar el núcleo de modo de dar forma y ajustar el relleno de la piel, así como del refuerzo. El refuerzo debe extenderse 0.5pulgadas o 1pulgada después del corte de la capa. Como se muestra en la figura 20 si el núcleo, se encuentra dañado o corrido, se debe remover teniendo cuidado de no dañar la piel inferior, así mismo será necesario fabricar un relleno, el cual deberá ser 0.125pulgadas más pequeño que el panel removido.

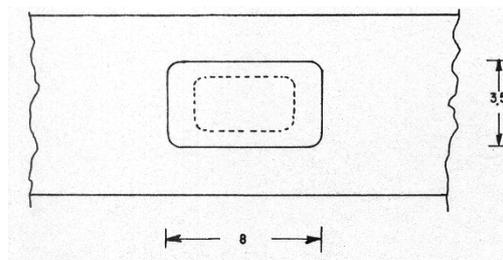


Figura 20. Corte de piel y refuerzo [14].

Enseguida, es necesario eliminar la humedad, utilizando alguna de las técnicas descritas en el manual de reparaciones estructurales, un ejemplo de este es el procedimiento de envolver con una capa de tela de fibra de vidrio. Calentar el conjunto usando película resistente al calor y no soluble en agua, a $80\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ durante 4 horas y con una presión diferencial de -6pulgadas de mercurio (Hg) Posteriormente se inspeccionara con Rayos X buscando evidencia de humedad. Si la humedad continúa presente, se debe repetir este procedimiento.

2.6 METODOLOGIA QFD

La técnica del despliegue de las funciones de calidad o QFD (Quality Functions Deployment) es una metodología que busca encontrar respuestas innovadoras y de calidad a través de la mejora continua. Para lograrlo, enfoca las necesidades del cliente en el diseño de los productos o servicios [17]. Las características de esta metodología son las siguientes: trabajo en equipo con objetivos comunes, manufactura y ensamble se involucran desde las etapas iniciales, fuerte vinculación cliente-empresa-proveedores, avances simultáneos que, acortan el tiempo de desarrollo, se reducen los riesgos de falla, el mayor número de cambios en el diseño ocurre al principio del proceso [17]. Esta metodología consta de varios pasos los cuales son: a) Definición de los requerimientos de calidad del producto (QFD), b) El diseño conceptual y c) Diseño de detalle. Dentro de la primera parte de (QFD) se tiene la ponderación de los requerimientos de calidad del producto, ponderación de los requerimientos del cliente, estudio comparativo, traducción de los requerimientos en términos mensurables, y por último la fijación de las metas de diseño, a continuación se describen cada uno de estos pasos.

2.6.1 DEFINICIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS DE CALIDAD DEL PRODUCTO.

A continuación se mencionan los primeros pasos de la metodología en lo que corresponde a la identificación de los requerimientos, los cuales parten de la identificación del cliente, y posteriormente la determinación de los requerimientos que este demanda. Los requerimientos del cliente, se obtienen a partir de una encuesta, dirigida hacia el cliente, con el fin de, determinar algunos de los siguientes aspectos.

- 1.- Económicos (Precio de venta, costo unitario, costo de inversión)
- 2.- Funcionales (Medio ambiente, desempeño funcional, fiabilidad, durabilidad)
- 3.- Restricciones espaciales
- 4.- Apariencia (Forma, color, textura)
- 5.- Manufactura (Cantidad a fabricar, facilidad de fabricación, facilidad de ensamble)
- 6.- Conservación (Facilidad de reparación, disponibilidad)
- 7.- Restricciones de carácter ecológico

La ponderación de los requerimientos del cliente se realiza mediante la elaboración de una lista con todos los requerimientos del cliente, clasificados en dos grupos, los requerimientos obligatorios y los requerimientos deseables. La ponderación se realiza con base en los requerimientos deseables, a fin de, determinar el valor relativo de cada requerimiento. Los requerimientos obligatorios, no se ponderan debido a que son requisitos, indispensables que el producto debe tener. Para realizar la ponderación se tiene que comparar cada requerimiento deseable contra los demás requerimientos deseables.

En el estudio comparativo se realiza una comparación, de los requerimientos deseables con respecto a otros desarrollos similares, los cuales tienen influencia sobre el producto con el fin de mejorar su diseño. Una vez definidos estos aspectos, tendrán que ser evaluados con cada requerimiento deseable haciendo la siguiente pregunta.

¿El requerimiento es satisfecho?

Totalmente	4
Casi por completo	3
Medianamente	2
Muy poco	1
Nada	0

El aspecto que obtenga mayor porcentaje se deberá tomar en cuenta en el diseño.

Para la traducción de los requerimientos del cliente en términos mensurables, cada requerimiento tiene que poder evaluarse en alguna unidad de medida, si no se puede esto, entonces se tendrá que dividir el requerimiento en otros hasta lograrlo.

La fijación de las metas de diseño se realiza con base en el estudio comparativo o de mercado y habiendo realizado ya el análisis de los requerimientos del cliente, se procede a asignarle un valor numérico, este valor debe cubrir los requerimientos mínimos y emplazar el producto en una posición ventajosa respecto de los otros competidores. Para esto se tiene que tomar en cuenta lo siguiente:

- Que las metas de diseño sean iguales o sobrepasen un estándar o norma.
- Que se cumplan los requerimientos mínimos.

Al final de la definición de los requerimientos se obtendrá como documento una: Gráfica del despliegue de las funciones de calidad.

2.6.2 DISEÑO CONCEPTUAL.

La segunda parte de la metodología, se enfoca a definir las funciones del producto y a la generación de conceptos, es decir, en el análisis funcional se pretende clarificar los límites del sistema, identificando la función global, que es la que expresa para que sirve el producto, así como, las funciones precursoras primarias, secundarias y terciarias (todas aquellas funciones que sean fundamentales). Para clarificar las funciones se puede analizar cada función destacando las entradas y salidas, tal y como se ejemplifica en la figura 21. Posteriormente se elabora el árbol de funciones, que es el que expresará la relación que existe entre la función global y las funciones precursoras, como se esquematiza en la figura 22.



Figura 21. Análisis de función [17].

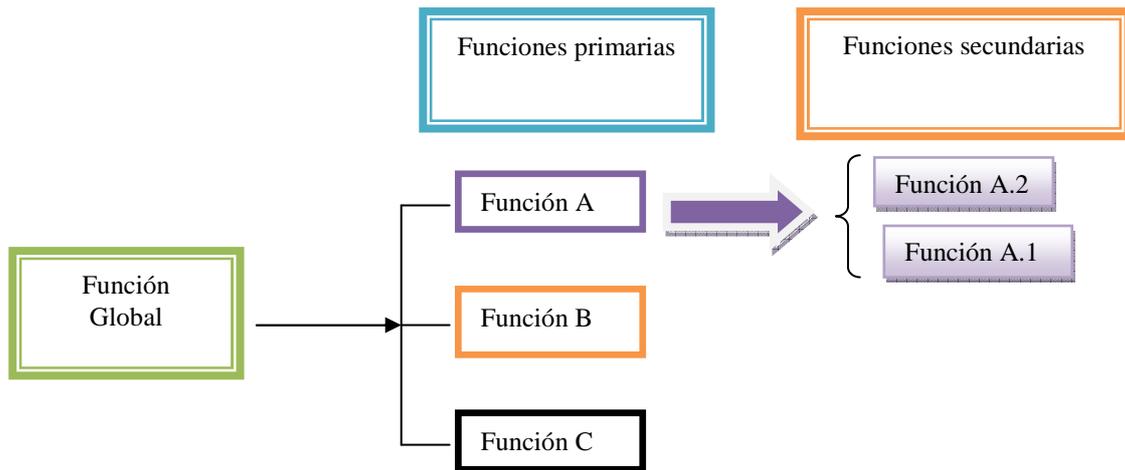


Figura 22. Árbol de funciones [17].

Una vez definida la función global y las funciones complementarias, se generan tantos conceptos como sean posibles, es decir se generan ideas o dibujos, que sirven para determinar el diseño para cumplir con determinada función, esto se hace para cada una de las funciones. Posteriormente, se hace una evaluación de los conceptos para determinar cuál es el que mejor cumple para la función específica.

Para la generación de conceptos se parte, de las funciones secundarias generándose conceptos generales específicos, posteriormente se generan conceptos más generales para las funciones primarias mediante las combinaciones con los conceptos generados para las funciones precursoras. Se evalúan las combinaciones y la combinación seleccionada es el concepto que cumple la función global, este procedimiento se sigue para los siguientes niveles funcionales.

La evaluación de los conceptos se puede hacer en primera instancia por la experiencia del evaluador, el cual determina de acuerdo a su capacidad si el producto no es factible tecnológicamente, si no cumple con los requerimientos del cliente, si es muy distinto a como se ha venido resolviendo problemas parecidos, si no es un concepto muy novedoso y finalmente si es digno de considerar para desarrollo de detalle.

En segunda instancia se puede hacer un análisis tratando de contestar algunas preguntas que tienen como finalidad determinar la factibilidad tecnológica para la elaboración del producto. Las preguntas pueden ser, las que se mencionan a continuación.

- a) ¿Existe tecnología para desarrollar la opción?
- b) ¿Está disponible?
- c) ¿Se puede fabricar bajo esa tecnología?
- d) ¿Se conocen los modos de falla?
- e) ¿Es una tecnología madura?

En tercera instancia se debe de hacer una evaluación de conceptos a partir del cumplimiento de los requerimientos del cliente y finalmente una evaluación relativa entre los conceptos que han pasado las tres evaluaciones anteriores, la cual se realiza con base en la ventaja relativa de un concepto con respecto a otro.

Se procede primero a tomar un concepto como referencia y se compara con el resto de los conceptos para determinar cual cumple mejor el requerimiento deseable; se selecciona el concepto que tenga más puntos a favor.

2.6.3 DISEÑO DE DETALLE.

En el diseño conceptual se realiza primero un modelo funcional y después un modelo geométrico (concepto) el cual es representado por medio de un bosquejo, en donde se presenta la solución a los problemas tecnológicos más importantes. En la etapa de diseño de detalle se realiza un modelo de manufactura, en donde se especifican formas, dimensiones, materiales, procesos, tolerancias, tratamientos térmicos. La documentación que debe generarse en esta etapa es principalmente la memoria de cálculos que es la sustentación científica de las decisiones tomadas, dibujos del proyecto, dibujos de subconjunto, dibujos de detalle, dibujos de armado, y si aplica, el manual de operación y de mantenimiento.

Para desarrollar esta parte del diseño es necesario llevar a cabo los siguientes pasos. El primero consiste en identificar productos que estén en el mercado, con el objeto de tener alguna ventaja sobre ellos, como por ejemplo: conocer cómo otros han resuelto problemas similares al del proyecto. El segundo paso consiste en definir los materiales y procesos de fabricación así como la cantidad a fabricar, propiedades de los materiales y la disponibilidad para obtenerlos. El tercer paso consiste en determinar las restricciones en cuanto a espacio con base en el plano del proyecto. El cuarto paso es la identificación de las piezas separadas del producto como por ejemplo: movimiento relativo, aislamiento (térmico, eléctrico, químico, mecánico), facilidad de fabricación y si se tiene el acceso a otras piezas. Finalmente el último paso es el diseño de interfaces.

Para el diseño de detalle se tiene un ciclo iterativo mostrado en la figura 24, el cual comienza por definir la forma del objeto, se elige el material, se calculan los esfuerzos, una y otra vez hasta que el resultado sea satisfactorio.

El orden que se sigue para definir las formas del sistema mecánico, van de lo general a lo particular, comienza con el diseño de conjunto, con objeto de asegurar las interrelaciones funcionales y espaciales de sus componentes y se concluye con la descripción técnica precisa de cada componente.

La transición del diseño del conjunto hacia el diseño detallado de cada uno de sus componentes requiere la aplicación de las técnicas de dimensionamiento. Para este fin son muy útiles los principios de la acotación funcional. A este nivel del proceso de diseño se tienen identificadas y justificadas las diferentes interfaces que hacen posible el funcionamiento del sistema mecánico. El dimensionamiento de y entre las interfaces, implica especificar estados superficiales, así como tolerancias dimensionales y geométricas. En general para pasar del dibujo de conjunto a la definición de cada componente se consideran los siguientes pasos mostrados en las figuras 23 y 24.

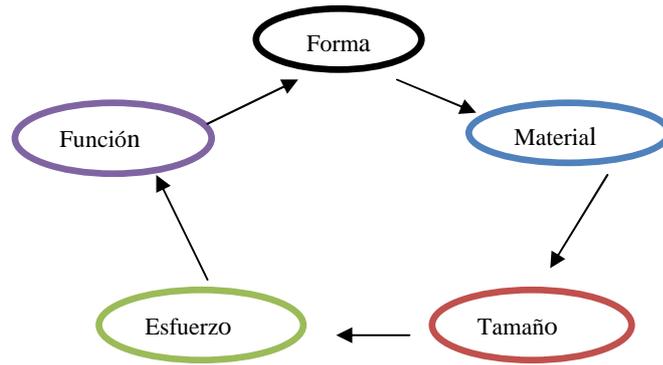


Figura 23 Diseño de interfaces [17].

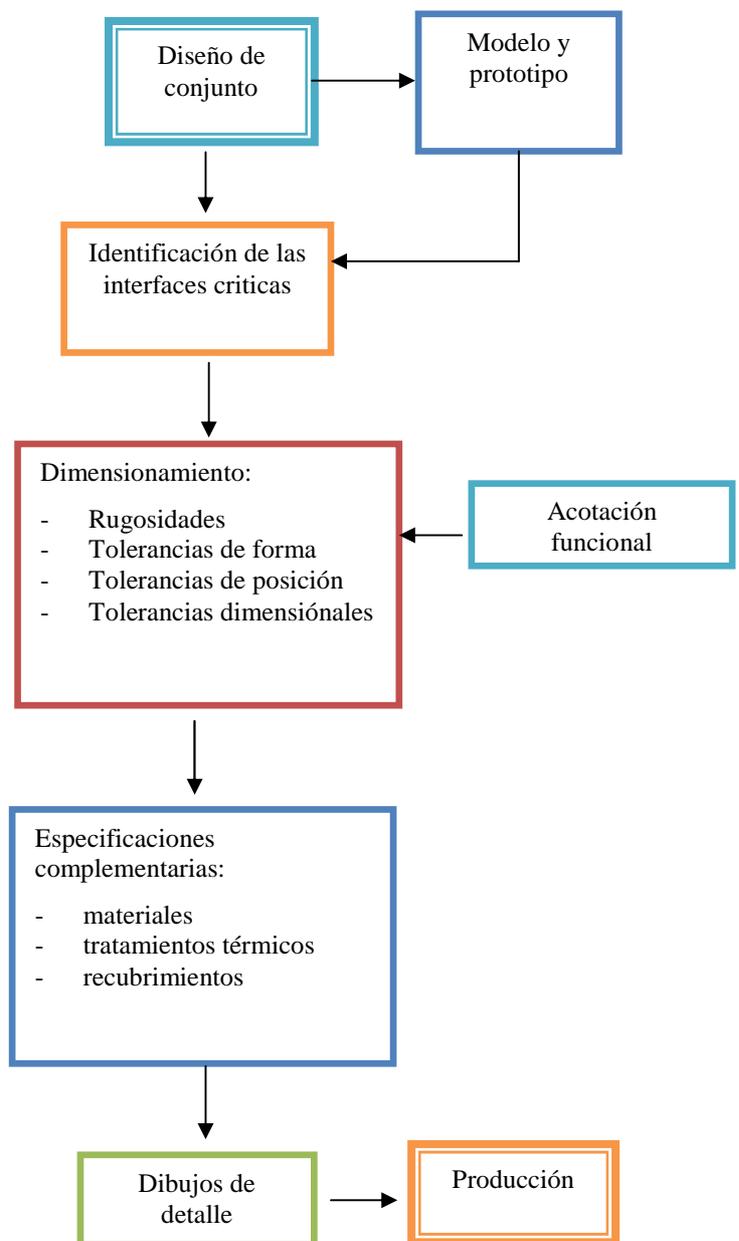


Figura 24 Definición del dibujo [17].

Un diagrama de todo el proceso de diseño se presenta en la figura 25.

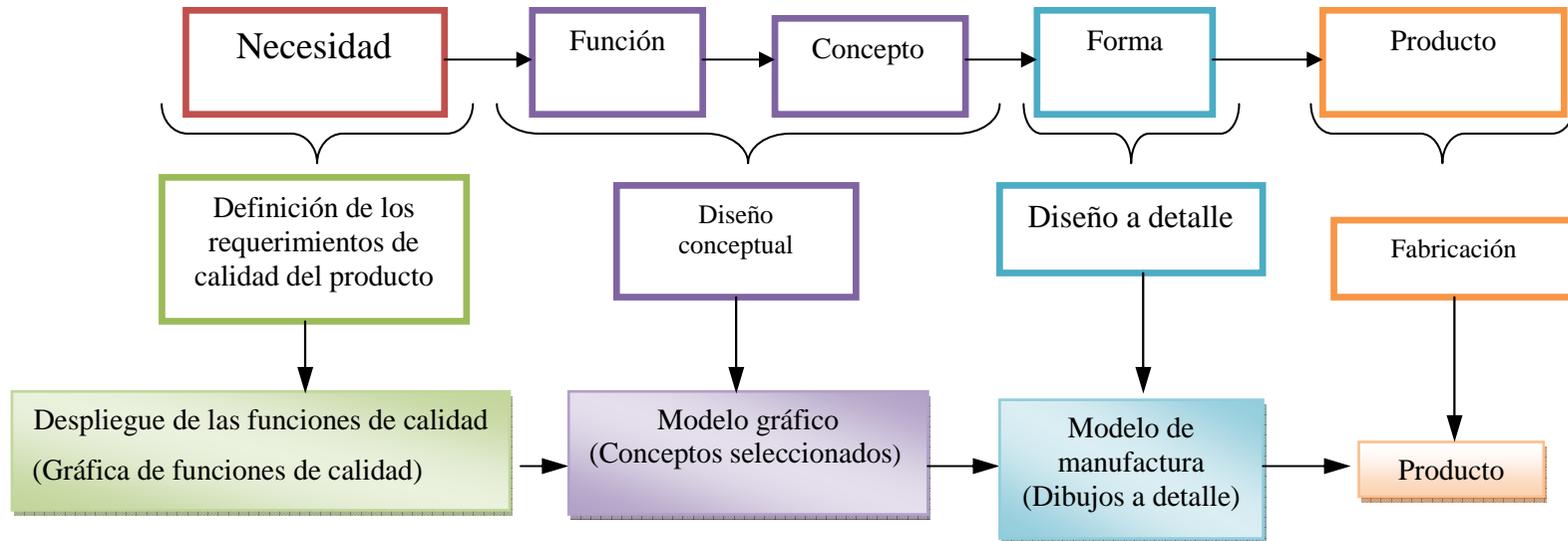


Figura 25. Diagrama de síntesis de las etapas de diseño [17]

CAPITULO 3 DESARROLLO DE LA TESIS

3.1 DESCRIPCIÓN DEL RADOMO Y SU CONSTITUCIÓN

Para el desarrollo del trabajo de investigación se, selecciono el radomo de la aeronave Boeing 757-200 debido a que se tuvo la facilidad de poder obtener muestras del mismo en el taller de materiales compuestos de la compañía Aeroméxico durante la investigación de campo. Cabe mencionar que dentro de las configuraciones de radomos se tienen principalmente dos variantes, una de ellas con núcleo de panal de abeja (Honeycomb), mostrado en la figura 26a, y la otra es la que contiene un material compuesto en forma de espuma, denominado Weather master, como se presenta en la figura 26b. La diferencia que existe aquí es que el Honeycomb es mucho más resistente y se presta para reparaciones de mayor tamaño, así mismo, no se estropea tanto con la humedad, como el Weather master el cual es vulnerable a la humedad y lo daña casi en su totalidad, lo cual incrementa el coste de su reparación, esta información se obtuvo mediante entrevistas realizadas a el personal técnico, los cuales tienen amplia experiencia en este tipo de reparaciones.



Figura 26. Tipos de radomo comunes. a) Radomo con núcleo de Honeycomb (Nordam). b) Radomo con núcleo Weather master (Cobham advance composites).

Este radomo está constituido por una estructura del tipo cascarón delgado, de construcción sándwich con núcleo de Honeycomb, y cubiertas formadas por tres capas de fibra de vidrio y resina epóxica, por otro lado se tiene que en el manual de reparaciones estructurales (SRM) [28], se indica que, pueden haber radomos de 4 capas, así también se especifican, los espesores globales de núcleos de panal de abeja y de radomos (tabla 8), sin embargo no ofrece información técnica sobre la especificación de la fibra de vidrio, resina, ni del panal de abeja. Debido a esto, se procedió a realizar una caracterización física del material, aprovechando las muestras de material desprendidas durante la remoción y preparación de la zona a reparar, en la sección siguiente se describe el procedimiento.

Tabla 8. Espesores del radomo de acuerdo al SRM [28]	
Espesores del núcleo (in)	Espesores del núcleo (mm)
0.308	7.823
0.314	7.976
0.302	7.671
Espesor global del radomo (in)	Espesor global del radomo (mm)
0.36	9.144
0.34	8.636

3.2 CARACTERIZACIÓN FÍSICA

3.2.1 OBTENCIÓN DE MUESTRAS

Durante la investigación de campo se prosiguió a obtener muestras de un radomo, esto fue posible gracias a la participación del personal del taller de materiales compuestos de la compañía Aeroméxico (compañía que opera con este tipo de aeronaves). Se benefició del hecho que, se tenía que realizar una reparación en este componente, por lo cual se aprovecharon los trabajos de preparación de la zona dañada, para obtener muestras del material real, así mismo para obtener información sobre: el número de capas, los espesores, tipo de refuerzo y orientación de cada capa. A continuación se explicarán los trabajos que se desarrollaron para su obtención. En la figura 27 se aprecia el radomo, del cual fueron extraídas las muestras. Por otro lado en la figura 28, se presenta la forma de extracción y su identificación dentro del cascarón, cabe señalar que para fines de estudio posterior de las muestras se les considero con los nombres de probeta y capa a lo largo de este capítulo.

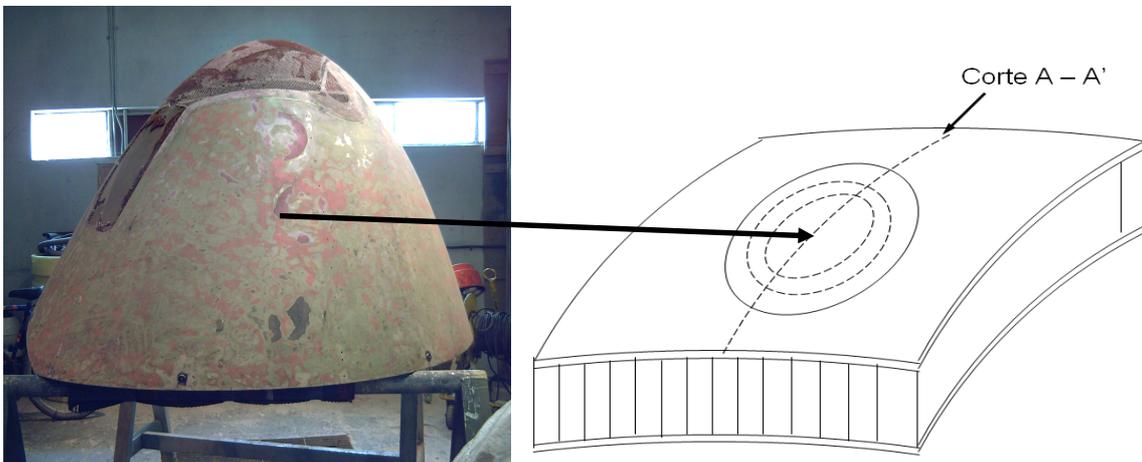


Figura 27. Radomo del B-757. a) Radomo en reparación. b) Esquema del segmento de radomo en corte A-A (Aeroméxico 2008)

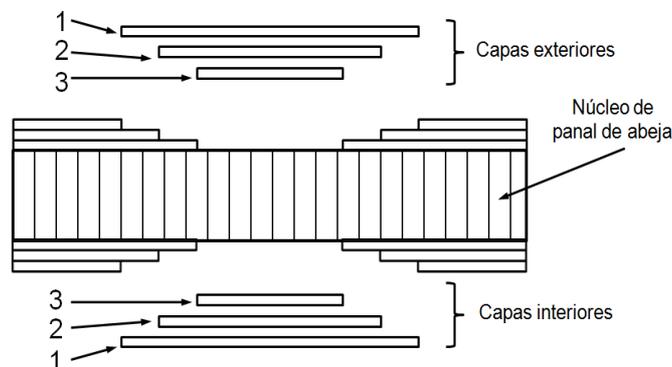


Figura 28. Capas del compuesto en forma escalonada.

Para ello, se utilizó una plantilla junto con una navaja para trazar un círculo sobre la superficie del radomo, de manera que se facilitara el desprendimiento de las capas, además se utilizó también una pistola de aire caliente y finalmente con la ayuda de una espátula, se removió la muestra. Previamente, se identificó la orientación de cada una de ellas haciendo el trazo de una flecha en la dirección meridional del radomo para cuando fuesen analizadas se pudieran identificar tanto la dirección de las fibras de cada capa como su ubicación en posición y dirección con respecto al radomo. En la figura 29, se muestra la ubicación y los ejes de referencia para identificar la orientación de las fibras. El procedimiento de extracción se describe gráficamente en la figura 30, este procedimiento es el mismo que se aplicó para obtener las probetas interiores, con la diferencia de que fueron trazadas de forma rectangular con objeto de diferenciar las muestras extraídas de la cubierta exterior.

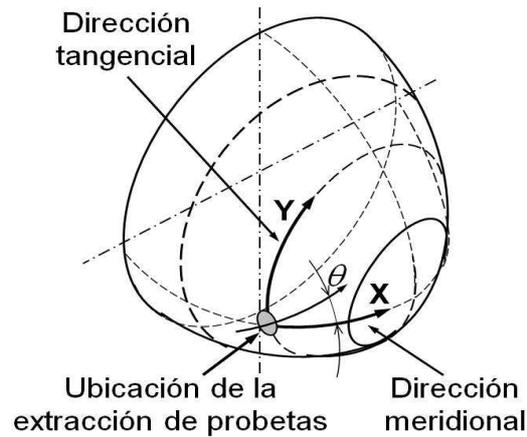


Figura 29. Localización de la extracción de probetas e identificación de la orientación de las probetas con respecto al radomo.

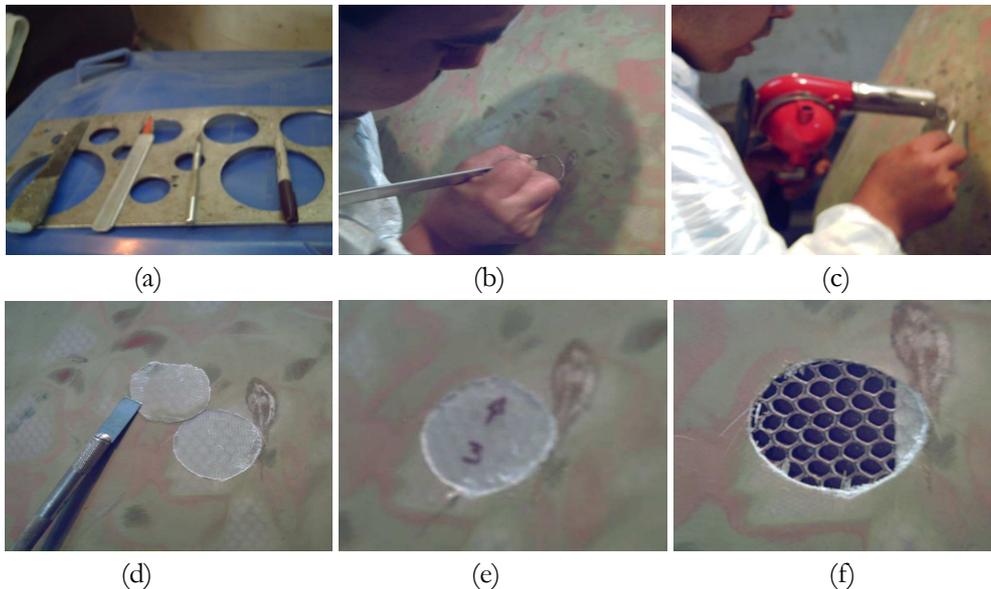


Figura 30. Extracción de muestras del radomo: a) Instrumentos utilizados, b) Trazado de círculos concéntricos, c) Calentamiento de la superficie, d) Desprendimiento de muestra, e) Trazado de flecha para identificar la orientación, f) Vista del núcleo del radomo (Honeycomb).

3.2.2 IDENTIFICACIÓN DE LA GEOMETRÍA Y SECUENCIA DE APILADO

Las seis muestras se estudiaron y se analizaron en el laboratorio de ensaye de materiales de la ESIME Ticomán, con el propósito de, determinar las orientaciones de las fibras y los espesores de cada muestra. Para esto se utilizo una técnica de microscopía óptica, como se muestra en la figura 31, para determinar las orientaciones, por otro lado se uso una técnica de metrología dimensional con el uso de un micrómetro, para medir los espesores, en esta última técnica se tomaron cinco lecturas de los espesores, con el fin de obtener un promedio. En la tabla 8a se muestran las orientaciones y los espesores promedio, la figura 31b muestra el tejido de la tela, visto desde el microscopio óptico, esta toma permite identificar la orientación de la trama y el urdimbre, así como identificar la dirección de las fibras con respecto al radomo.

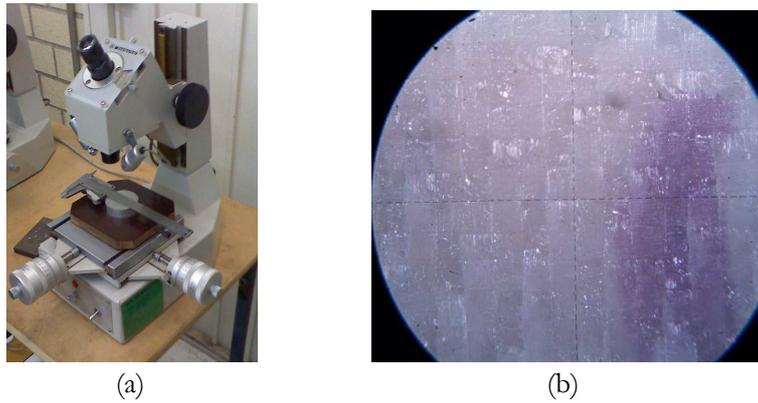


Figura 31. Microscopia óptica: a) Microscopio utilizado, b) Micrografía del tejido de fibra de vidrio.

Tabla 8a Espesores y Orientaciones							
Capa Interior	Espesor (in)	Espesor (mm)	Orientación θ	Capa Exterior	Espesor (in)	Espesor (mm)	Orientación θ
1	0.0106	0.268	9°	1	0.0076	0.193	5°
2	0.0100	0.253	6°	2	0.0113	0.288	14°
3	0.0185	0.469	14°	3	0.0176	0.446	3°

3.2.3 OBTENCIÓN DE LAS DENSIDADES

Los volúmenes de las muestras se obtuvieron utilizando una técnica hidrostática, basada en el principio de Arquímedes. Este principio consiste en sumergir cada muestra en fluido, en este caso se uso agua para obtener el empuje hidrostático F_h , unas vez determinado este empuje y conociendo el peso específico del agua ($\gamma_{agua} = 0.99823 \text{ g/cm}^3$), se puede obtener el volumen de la probeta v , utilizando la ecuación 78.

$$v = \frac{F_h}{\gamma_{agua}} \tag{Ec.78}$$

El empuje hidrostático F_b es igual al peso de la muestra F_p obtenido de la medición en aire, menos la lectura de la balanza cuando la probeta se encuentra sumergida en el agua (peso aparente) L_B . Esto queda expresado por la ecuación 79.

$$F_h = F_p - L_B \quad \text{Ec.79}$$

Finalmente el valor del volumen de cada muestra resulta de sustituir la ecuación 79 en la ecuación 78. Los resultados de esta medición se muestran en la tabla 9.

Para la medición de los pesos tanto en aire, como sumergidos en agua se utilizó una balanza analítica con resolución de 0.0001g, la cual se presenta en la figura 32.



Figura 32 Balanza electrónica

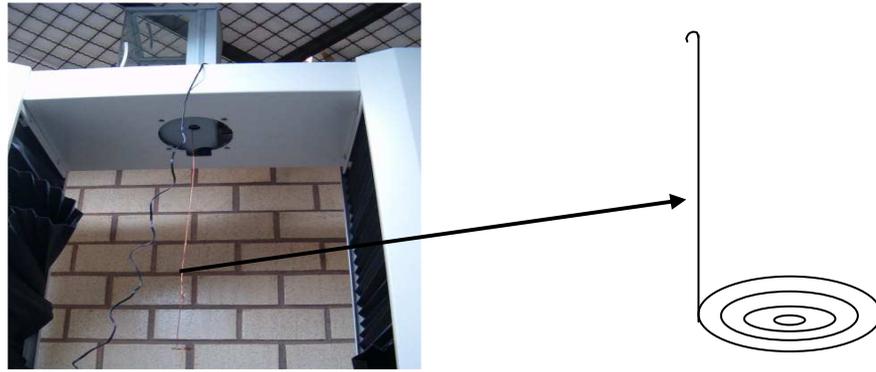
El procedimiento experimental para la medición de los pesos aparentes L_B , consiste en sumergir las probetas en agua, para lo cual el material y equipo utilizado fue: un vaso de precipitados con $\frac{3}{4}$ de agua; para el posicionamiento con precisión de la profundidad de la probeta se utilizó el control de posición de la máquina de ensayos mecánicos Schimatzu AG 100. Algunas imágenes del arreglo experimental se muestran en la figura 33, Las muestras fueron colocadas sobre una base previamente fabricada figura 33c, la cual estaba sujeta de la parte inferior de la balanza electrónica para obtener el peso aparente de las muestras L_B estando sumergidas en el líquido de referencia (agua). La tabla 9 muestra los datos experimentales tal cual se tomaron de los ensayos.



(a)



(b)



(c)

Figura 33. Arreglo experimental para la medición de volumen por técnica hidrostática. a) Recipiente, b) Colocación de la balanza, c) Soporte metálico.

Tabla 9 Volúmenes obtenidos por medición hidrostática

Cubierta del cascarón	Capa	peso de probeta en aire (g)	peso aparente en agua (g)	Volumen (cm ³)	Densidad (g/cm ³)
Interior	1	0.4333	0.2037	0.2300	1.883
	2	0.4081	0.2022	0.2062	1.979
	3	0.4679	0.2035	0.2648	1.766
Exterior	1	0.2560	0.1225	0.1337	1.914
	2	0.3287	0.1693	0.1596	2.059
	3	0.3892	0.1665	0.2230	1.745

Calculados los volúmenes de cada muestra, se pueden obtener finalmente las densidades, dividiendo la masa del cuerpo entre su volumen, esto queda establecido en la ecuación 80. Los volúmenes y densidades obtenidos experimentalmente se muestran en la tabla 9.

$$\rho = \frac{m}{v}$$

Ec.80

3.2.4 OBTENCIÓN DE LAS FRACCIONES VOLUMÉTRICAS

Las fracciones volumétricas de fibra V_f , matriz V_m y porosidad V_p , indican los porcentajes que constituyen al compuesto, para su determinación se utiliza la técnica denominada de “calcinación”, la cual consiste en introducir la muestra en un crisol, medir el peso del conjunto (crisol + probeta) $w_{crisol+probeta}$, colocarlo en un horno a 500 °C durante 1 hora, con el fin de dejar la fibra libre de matriz (resina). Una vez retirada la probeta del horno, se vuelve a pesar el conjunto (crisol+fibra) $w_{crisol+fibra}$, la diferencia de los pesos del conjunto antes y después de la calcinación dan como resultado el peso de la matriz w_m , como se especifica en la ecuación 81.

$$w_m = w_{\text{crisol+probeta}} - w_{\text{crisol+fibra}} \quad \text{Ec.81}$$

Por diferencia de pesos se puede determinar el peso de la fibra w_f , conociendo previamente el peso de la probeta w_c , tal como se establece en la ecuación 82.

$$w_f = w_c - w_m \quad \text{Ec.82}$$

Conocidos los pesos específicos tanto de matriz γ_m como de la fibra γ_f , se pueden conocer los volúmenes de fibra v_f , y de matriz v_m . Por medio de las ecuaciones 83 y 84.

$$v_f = \frac{w_f}{\gamma_f} \quad \text{Ec.83}$$

$$v_m = \frac{w_m}{\gamma_m} \quad \text{Ec.84}$$

Además, si se conoce el volumen inicial de la probeta v_c , se puede determinar, por diferencia, el volumen de poros contenido v_p , empleando la ecuación 85.

$$v_p = v_c - v_f - v_m \quad \text{Ec.85}$$

De esta manera, las fracciones volumétricas deseadas se obtienen de dividir los volúmenes obtenidos de cada fase entre el volumen total de la probeta, como queda establecido en las ecuaciones 86, 87 y 88

$$V_f = \frac{v_f}{v_c} \quad \text{Ec.86}$$

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad \text{Ec.87}$$

$$V_p = \frac{v_p}{v_c} \quad \text{Ec.88}$$

En la tabla 10 se presentan los resultados de la medición de las fracciones, y en la figura 34 se presentan algunas imágenes de la realización de la técnica de calcinación.

Tabla 10 Fracciones volumétricas de cada muestra						
Cubierta del cascarón	Probeta	Peso antes de calcinación ($W_{\text{crisol+probeta}}$)	Peso después de calcinación ($W_{\text{crisol+fibra}}$)	V_f	V_m	V_p
Interna	1	305.236	303.828	0.5093	0.4887	0.0018
	2	420.155	419.080	0.5737	0.4317	-0.0054
	3	323.987	322.237	0.4338	0.5504	0.0156
Externa	1	362.096	360.816	0.3768	0.7928	-0.1696
	2	304.161	303.221	0.5786	0.4876	-0.0662
	3	420.031	418.411	0.4009	0.6015	-0.0024
Promedios				0.4789	0.5588	-0.0377
Desviación estándar				0.0876	0.1286	0.0706
Coeficiente de variación				0.1830	0.2302	-18716

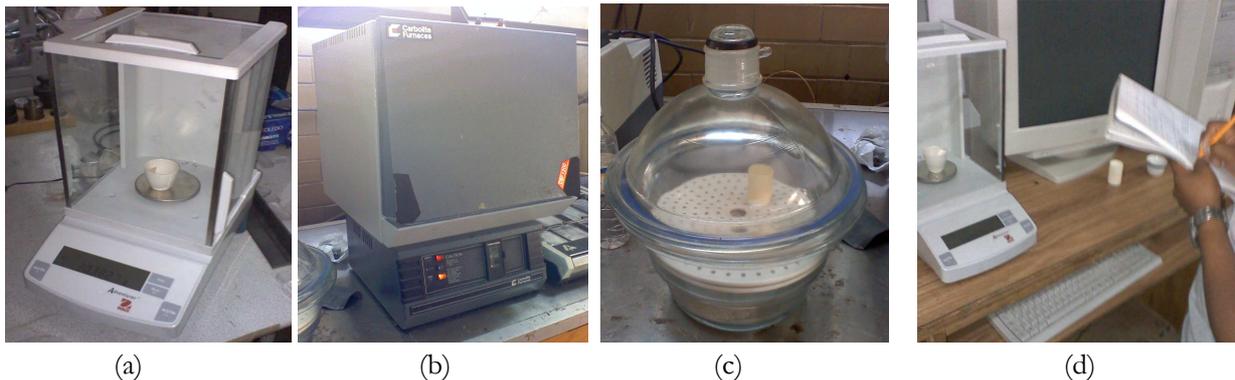


Figura 34. Método de calcinación, a) Peso de crisol + probeta, b) Calcinación en horno, c) Enfriamiento en desecador, d) Peso de crisol después de calcinación.

3.3 CARGAS SOBRE EL RADOMO

Para diseñar la probeta representativa se requiere estimar las cargas a las cuales se encuentra sometido el radomo, con el fin de que se consideren los estados de esfuerzo producidos por las cargas aplicadas al radomo, en el diseño de la probeta.

3.3.1 IDENTIFICACIÓN DE LAS CARGAS

Existe en la superficie del radomo, una distribución de presiones, debido a que se encuentra inmerso en un fluido en este caso aire, esto genera que actúen cargas aerodinámicas, en menor magnitud que las que actúan en toda la aeronave, las principales son: el arrastre que genera la superficie del radomo D y su peso W . Estas fuerzas producen cargas por unidad de longitud, en corte, meridional - circunferencial N_{xy} , meridional N_x y cargas por unidad de longitud provocada por el arrastre $N_x(D)$. Estas cargas se pueden apreciar en la figura 35.

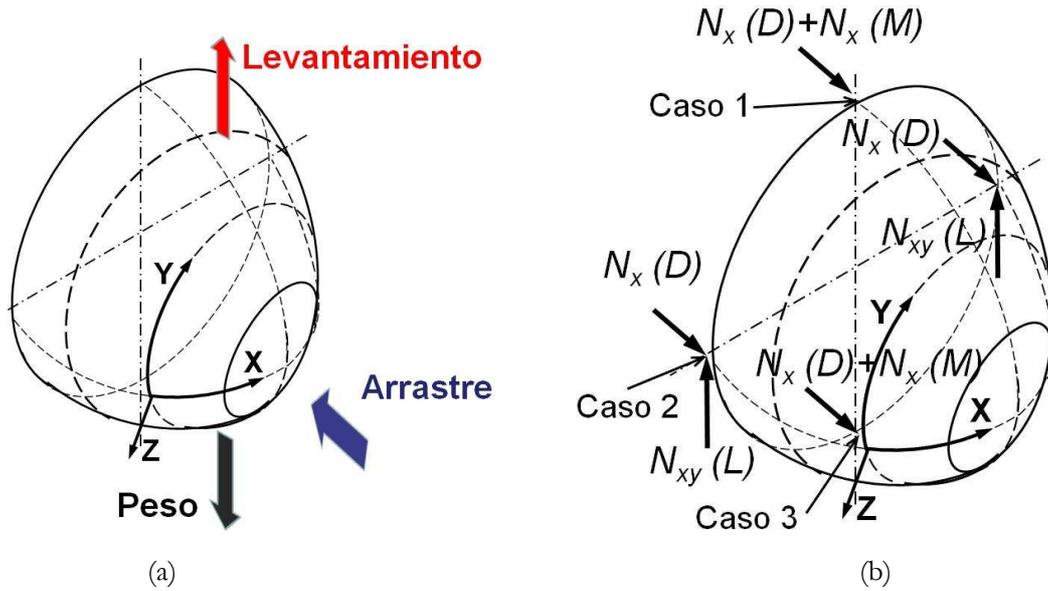


Figura 35. Cargas sobre el radomo. a) Cargas globales. b) Flujos de carga en los tres puntos de análisis

3.3.2 CALCULO DEL ARRASTRE Y FLUJOS DE CARGA POR UNIDAD DE LONGITUD

La resistencia al avance, también conocida como arrastre D , es la fuerza que tiende a retardar el movimiento de la aeronave en tierra o en vuelo y se calcula con la ecuación 89. En donde ρ es la densidad del aire, V la velocidad del avión, S la superficie del radomo y C_D el coeficiente de arrastre.

$$D_T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \tag{Ec.89}$$

Conforme aumenta la altitud, la densidad del aire disminuye, lo que provoca que el arrastre sea menor; por lo tanto, como se quiere obtener la máxima resistencia generada por el radomo se tomara en cuenta, la densidad máxima que puede experimentar la aeronave la cual es, a nivel del mar ($\rho_{NM} = 1.225 \text{ kg/m}^3$). Por otro lado, la velocidad a sustituir en la ecuación 89 será la velocidad de nunca exceder, ya que a partir de, esta la aeronave sufre daños estructurales y para la aeronave Boeing 757-200 es igual a 301.388 m/s [27]

Ahora bien, la superficie mediana del radomo, fue considerada como un casquete esférico, por lo cual, para obtener la superficie A se emplea, la ecuación 90, tomada de la referencia [25], en donde r es el radio de la esfera, h es la altura axial del casquete y s es el diámetro mayor del casquete, como se puede observar en la figura 36 [25]. Ahora, conociendo que el diámetro del radomo es de 1.76m y que tiene una altura de 0.55m (datos obtenidos directamente del radomo con la ayuda de un flexometro), se procederá, a sustituir los valores en la ecuación 90. Por lo tanto, se determino que la superficie del radomo es igual a 2.4475 m²:

$$A = 2\pi r h = \frac{\pi}{4} (s^2 + 4h^2) \tag{Ec.90}$$

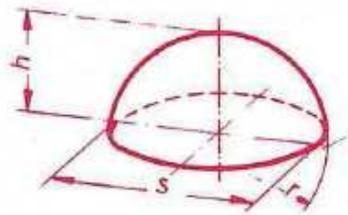


Figura 36 Área y volumen del segmento esférico [25]

Finalmente el coeficiente de arrastre se obtuvo de literatura [1] en donde, para una superficie como la del radomo se tiene que el C_D es igual a 0.4, el valor obtenido del arrastre se muestra en la tabla 11, sin embargo para obtener la condición crítica o extrema, el arrastre calculado es multiplicado por el factor de carga n , a fin de conocer la relación que existe entre la carga total soportada por la superficie del radomo y el peso del mismo, y este se determina con la ecuación 91 en donde el factor de carga para cualquier aeronave comercial es igual a 2.5, de acuerdo al FAR 25 [2].

$$D_c = nD_T \quad \text{Ec.91}$$

En la siguiente tabla se muestran los resultados obtenidos:

Tabla 11 Resistencia y factor de carga	
Resistencia al Avance D_T	54467.9 N
Carga corregida D_c	136169.8 N

Finalmente el flujo de carga en dirección longitudinal $N_x(D)$ se obtiene con la ecuación 92, donde se divide la carga corregida entre el perímetro del radomo (5.529 m), que es donde actúa la distribución de presiones (Ver figura 35), obteniéndose un valor de 24.5N.

$$N_D = \frac{D_c}{P} \quad \text{Ec.92}$$

El peso del radomo al no estar especificado en el manual de reparaciones estructurales, se determinó a partir de la masa de las cubiertas y del Honeycomb [15].

La masa por unidad de superficie de las cubiertas m_a se obtiene a partir de la formula de la densidad. Debido a que el radomo es considerado un cascaron delgado, puede sustituirse la formula convencional del volumen de un cuerpo rectangular, quedando la expresión matemática de acuerdo a la ecuación 93, en donde el espesor promedio de las capas e_p es igual al número de láminas multiplicado por el espesor promedio de las mismas (ver tabla 8a).

$$v = abe_p \quad \text{Ec.93}$$

Sustituyendo la ecuación 93 en la ecuación de la densidad anteriormente definida, se obtiene la ecuación 94.

$$\rho = \frac{m_a}{abe_p} \quad \text{Ec.94}$$

Si se despeja el espesor promedio e_p de la formula anterior, se obtiene la masa por unidad de superficie m_a , la cual se transcribe en la ecuación 95.

$$m_a = \frac{m}{ab} \quad \text{Ec.95}$$

Finalmente la masa por unidad de superficie de las cubiertas queda expresada en la ecuación 96 y se determina multiplicando la densidad promedio de las capas (ver tabla 9) por el espesor promedio de las capas, debido a que el compuesto está formado por seis capas

$$m_a \text{ CUBIERTAS} = \rho_p e_p \quad \text{Ec.96}$$

Para obtener la masa por unidad de superficie del núcleo, fue indispensable obtener una muestra de Honeycomb (Figura 37), del radomo, por otro lado, para determinar las especificaciones de celda, se consulto información técnica obtenida del Núcleo Honeycomb [24] y es la que se muestra en la tabla 12.

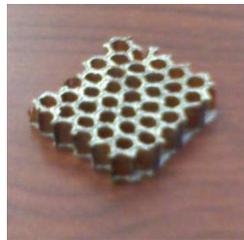


Figura 37 Muestra de Honeycomb

Tabla 12 Especificaciones de celda (Honeycomb)	
Tipo	Nomex
Densidad (ρ)	6 lb/pie ³ = 0.09611 g/cm ³
Celda	3/16 pulgadas = 4.763mm
Espesor	5/16 pulgadas = 7.938mm

El procedimiento descrito anteriormente para las cubiertas, aplica de igual manera para el Honeycomb. Por lo tanto la masa por unidad de superficie del Honeycomb m_a es igual a la densidad por el espesor del Honeycomb, el cual se obtuvo directamente de la muestra y para ello usamos la ecuación 97.

$$m_a \text{ HONEYCOMB} = \rho \cdot e \quad \text{Ec.97}$$

Las masas por unidad de superficie calculadas, deben ser multiplicadas por la superficie del radomo, para obtener finalmente el peso de cada una de ellas, (ecuaciones 98 y 99). [15].

$$W_{\text{CUBIERTAS}} = m_{a \text{ cubiertas}} \cdot S_{\text{radomo}} \quad \text{Ec.98}$$

$$W_{\text{HONEYCOMB}} = m_{a \text{ honeycomb}} \cdot S_{\text{radomo}} \quad \text{Ec.99}$$

El peso total del radomo W_T se obtiene de sumar ambos pesos (ecuación 100). En la tabla 13 se muestran los resultados obtenidos del componente estructural analizado anteriormente.

$$W_T = W_{CUBIERTAS} + W_{HONEYCOM} \tag{Ec.100}$$

Tabla 13 Peso del Radomo de la Aeronave B757-200					
COMPONENTES	m_a	Superficie S cm ²	Peso W g	F.C	Flujo de Carga en Cortante
CUBIERTAS	0.3626	24475	8874.635	2.5	22186.5875
HONEYCOMB	0.0759	24475	1857.6525	2.5	4644.13125
PESO TOTAL WT			10732.2875		26830.7188
					26.830 Kg.

El flujo de carga a cortante V en condición crítica o extrema se obtiene al multiplicar el peso del radomo W por el factor de carga n (Ecuación 101); esta condición se da porque los broches que sujetan al radomo y el peso del mismo trabajan a cortante, como se muestra en la figura 38. El resultado se muestra en la tabla 14. [15]

$$V = W \cdot n \tag{Ec.101}$$

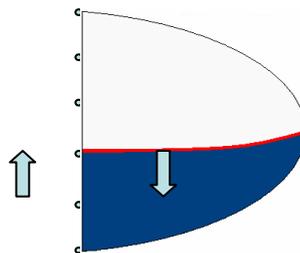


Figura 38 Flujo de carga a cortante

Sobre la superficie del radomo se genera un flujo de carga a cortante, este flujo se calcula multiplicando el cortante máximo V por el Momento de primer orden Q y el producto es dividido por el momento de inercia I . ecuación 102.

$$N_{xy} = \frac{VQ}{I} \tag{Ec.102}$$

El momento de primer orden Q , (ecuación 103), permite trabajar solo con el espesor del radomo, para ello se establece una integral que tiene como límites el radio del radomo. (Figura 39).

$$Q = \int dA \tag{Ec.103}$$

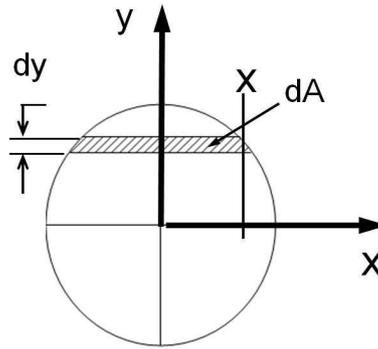


Figura 39 Límites del radomo.

$$Q = \int x dy \quad \text{Ec.104}$$

Como el círculo se encuentra en el origen entonces se tiene:

$$x^2 + y^2 = r^2 \quad \text{Ec.105}$$

Despejando x de la fórmula anterior:

$$x = (r^2 - y^2)^{\frac{1}{2}} \quad \text{Ec.106}$$

Se hace un cambio de variable:

$$u = r^2 - y^2 \quad \text{Ec.107}$$

$$du = -2y dy \quad \text{Ec.108}$$

Sustituyendo la ecuación 106 y 107 en la ecuación 104 se obtiene la siguiente integral:

$$Q = -2 \int_0^{r_1} (r^2 - y^2)^{\frac{1}{2}} y dy \quad \text{Ec.109}$$

Al desarrollar la integración se obtuvo que:

$$Q = -\frac{4}{3} [r_1^3 - r_2^3]^{\frac{3}{2}} \quad \text{Ec.110}$$

La fórmula para calcular el momento de inercia (ecuación 111), se obtuvo de literatura [19], el cual establece que para un círculo es igual a:

$$I = \frac{1}{4} \Pi [r_1^4 - r_2^4] \quad \text{Ec.111}$$

Los datos que se obtuvieron al aplicar las expresiones matemáticas 110 y 111 son sustituidos en la ecuación 102. Sin embargo, para conocer el esfuerzo cortante en el plano, se divide el flujo de carga longitudinal – circunferencial entre el espesor del laminado (ecuación 112). La tabla 14 muestra los resultados finales.

$$\tau_{xy} = \frac{N_{xy}}{e} \tag{Ec.112}$$

Tabla 14 Flujo de carga circunferencial							
V (Kg)	Espesor (mm)	r ₁ (mm)	r ₂ (mm)	Q (mm ³)	I (mm ⁴)	N _{lc} (N/mm)	τ _{lc} (N/mm ²)
643.16	8.01298	895	887	-25404362.7	17777993379	-0.91907315	-0.11469805

El flujo de carga por flexión causado por cargas externas, tiende a flexionar el cuerpo respecto a un eje, generando un momento, para el caso del radomo esta fuerza externa es el peso del mismo (Figura 38). Entonces, el flujo de carga por flexión, es igual al esfuerzo generado en el eje x multiplicado por el espesor del radomo, (ecuación 113) [15].

$$N_x = \sigma_x \cdot e \tag{Ec.113}$$

El esfuerzo σ_x , (ecuación 114) describe la intensidad de la fuerza interna sobre la superficie del elemento estructural; por lo tanto este esfuerzo será igual, al momento M generado por el peso del radomo multiplicado por el radio del mismo y dividido por el momento de inercia I .

$$\sigma_x = \frac{Mr_1}{I} \tag{Ec.114}$$

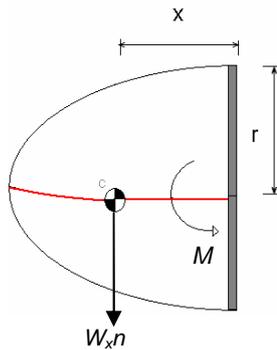


Figura 40 Momento generado por el peso del radomo.

El momento M es igual a la fuerza F por distancia x ; la fuerza para este caso, es el peso del radomo W multiplicado por el factor de carga, (ecuación 115) [Ver Figura 40].

$$F = W \cdot n = V \tag{Ec.115}$$

La distancia x es el centroide c de la superficie del radomo y se obtuvo del manual “*Centroides y Centros de gravedad*” [22]. En el cual se muestran una diversidad de cuerpos geométricos con sus respectivos centros de gravedad, la figura que se utilizó para el radomo, fue la de un paraboloide de revolución el cual se muestra en la figura 41.

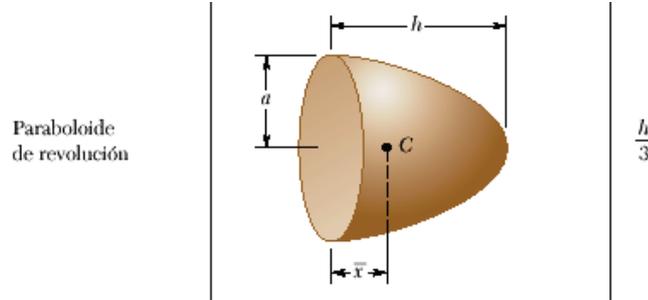


Figura 41 Centro de gravedad del radomo

Finalmente la ecuación del momento queda expresada de acuerdo a la ecuación 116:

$$M = \frac{V \cdot h}{3} \tag{Ec.116}$$

Mientras que el radio del radomo, es un valor que se obtuvo físicamente y el cual se transcribe en la tabla 15 así como los resultados obtenidos de las ecuaciones 114, 115 y 116 y previa sustitución en la ecuación 113.

Tabla 15 Flujo de carga por flexión							
W*n (N)	h (mm)	MOMENTO (N*mm)	I (mm ⁴)	r (mm)	σ (N/mm ²)	Espesor (mm)	N _x (N/mm)
643.1436	1050	225100.26	1.7777X10 ¹⁰	895	0.011332	8.01298	0.09080512

La figura 42 muestra las cargas sobre el cascaron, las cuales se explican para cada uno de los casos, la magnitud de los flujos de carga se presentan en la tabla 16.

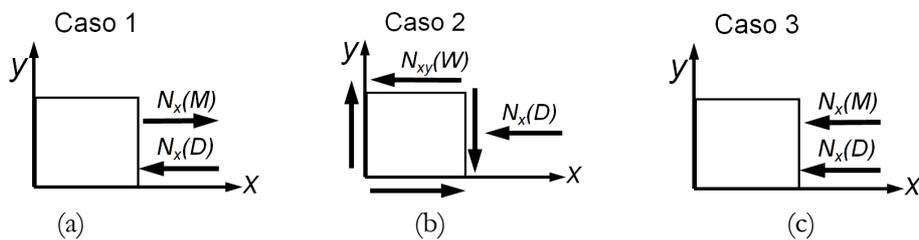


Figura 42. Caso de análisis de cargas sobre el radomo

Para el caso 1

$$N_x = N_x(M) - N_{xl}(D) \tag{Ec.117}$$

$$\cdot N_x = -24.4592 \frac{N}{mm}$$

Para el caso 2

$$\cdot N_x(D) = -24.55 \frac{N}{mm} \quad \text{Ec.118}$$

$$\cdot N_{IC} = -0.919 \frac{N}{mm} \quad \text{Ec.119}$$

Para el caso 3

$$\cdot N_x = -N_x(M) - N_x(D) \quad \text{Ec.120}$$

$$\cdot N_l = -24.6408 \frac{N}{mm}$$

Tabla 16 Resumen de los flujos de carga

Flujos de carga	Magnitud (N/mm)	Esfuerzo (MPa)
Cortante N_{xy}	0.9190	0.1146
Flexión $N_x (M)$	0.0908	0
Arrastre $N_x (D)$	24.55	2.782908105

CAPITULO 4

DISEÑO DE LA PROBETA

En el capítulo 2 se explicó la metodología del despliegue de las funciones de calidad (QFD) de manera general, en este capítulo se aplicara para el diseño de la probeta representativa, con base en los datos ya obtenidos, como son: propiedades físicas y cargas sobre el cascarón. En la primera parte de la metodología es necesario, por un lado, la identificación del cliente y por otro, la determinación de los requerimientos.

4.1 APLICACIÓN DE LA METODOLOGIA QFD

4.1.1 IDENTIFICACIÓN DEL CLIENTE

El diseño de la probeta representativa, servirá de ayuda principalmente a los ingenieros en estructuras, ingenieros en diseño, a las empresas que se dedican a dar mantenimiento a aeronaves, además de las instituciones de investigación en el comportamiento mecánico de materiales compuestos poliméricos ya que podrían ayudarse de esta plataforma experimental representativa con la cual se podrá estudiar el comportamiento mecánico de reparaciones estructurales y con esto ir identificando los criterios para el diseño u optimización de esta reparaciones.

4.1.2 DETERMINACIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS DEL CLIENTE

Una vez identificados los clientes, se realizó una consulta para identificar los requerimientos tanto obligatorios como deseables. Después de agrupar y clasificar los requerimientos obtenidos a partir de una consulta, se determinaron los siguientes requerimientos identificando la unidad de medida, es decir una traducción en términos mensurables.

Requerimientos obligatorios

1. Que sea de la misma construcción que el cascarón (% de semejanza).
2. Que se le aplique estados de esfuerzos combinados (tensión, compresión, cortante, carga axial) (Numero de condiciones de carga).
3. Que tenga el área suficiente de una reparación estructural (dimensiones).
4. Que pueda ser ensayada en una maquina de ensayos convencionales Instron (sí, no).
5. Que pueda ser ensayada en una maquina de ensayos convencionales Shimatzu (sí, no).

Requerimientos deseables

1. Que se puedan realizar mediciones de campo (sí, no).
2. Que se pueda aplicar técnicas por correlación de imágenes (sí, no).
3. Que se pueda instrumentar con galgas extenso métricas (sí, no).
4. Que se pueda instrumentar con sensores de fibra óptica (sí, no).
5. Que se puedan aplicar recubrimientos foto elásticos (sí, no).

6. Que los materiales sean de fabricación nacional (% de materiales nacionales).
7. Que se pueda maximizar el uso de componentes normalizados (% de componentes normalizados).
8. Que la probeta pueda ser ensayada por impacto (sí, no).
9. Que sea fabricado de acuerdo a la normatividad (FAA y ASTM) (% de cumplimiento con normatividad).
10. Que sea para varios ensayos de materiales compuestos (número de ensayos adicionales).
11. Que se haga una simulación por software (MEF) (sí, no).
12. Que las dimensiones sean estandarizadas (% de estandarización en las dimensiones).
13. Elaboración de procedimiento (sí, no).
14. Que haya técnica para hacerlo (% de documentación de operaciones).
15. Que se mantenga el peso establecido o calculado del cascaron (Coeficiente de variación).
16. Realización de análisis de costo-beneficio (sí, no).
17. Que sea de fácil transportación.
 - a. Peso (g).
 - b. Volumen (cm³).
18. Que los materiales sean fácil de adquirir.
 - c. Número de proveedores (número).
 - d. Tiempo de entrega (días).
19. Que se utilice el sistema internacional (% de cumplimiento).
20. Definir el criterio de análisis de la reparación (Número de criterios).

4.1.3 PONDERACIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS DEL CLIENTE.

Una vez identificados los requerimientos deseables se procede a su ponderación comparándolos así mismos uno por uno contra los demás, para posteriormente identificar la importancia relativa de cada uno de ellos (peso relativo en %), como se muestra en la tabla 17.

4.1.4 ESTUDIO COMPARATIVO

Se realizó un estudio comparativo con el fin de ubicar otros dispositivos o métodos de prueba normalizados ya existentes, de manera a que se puedan fijar las metas de diseño que aseguren que el dispositivo que se diseña se encuentra bien ubicado dentro de sus competidores más cercanos.

Tabla 17 Ponderación de requerimientos deseables.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17.1	17.2	18.1	18.2	19	20	Σ+	%	
1	/	0	-	+	-	+	+	-	-	-	-	0	+	-	+	+	+	+	-	-	+	-	9	4	
2	0	/	-	+	+	+	0	+	-	+	0	-	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	11	5	
3	-	-	/	0	0	+	-	+	-	+	0	-	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	9	4	
4	+	+	0	/	0	+	-	+	-	+	0	-	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	11	5	
5	-	+	0	0	/	+	-	+	-	+	0	-	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	10	5	
6	+	+	+	+	+	/	-	-	-	+	-	-	+	+	-	+	0	0	0	0	0	-	9	4	
7	+	0	-	-	-	-	/	+	0	+	0	0	+	+	-	+	+	+	+	+	+	+	11	5	
8	-	+	+	+	+	-	+	/	-	0	0	+	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	12	6	
9	-	-	-	-	-	-	0	-	/	+	+	0	+	+	0	+	+	+	-	-	+	-	8	4	
10	-	+	+	+	+	+	+	0	+	/	0	-	+	-	-	+	+	+	-	-	+	-	12	6	
11	-	0	0	0	0	-	0	0	+	0	/	+	+	-	-	+	+	+	+	+	+	+	9	4	
12	0	-	-	-	-	-	0	+	0	-	+	/	+	+	-	+	+	+	-	-	+	-	8	4	
13	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	/	-	-	+	-	-	-	-	0	0	13	6	
14	-	+	+	+	+	+	+	+	+	-	-	+	-	/	-	+	+	+	-	-	+	-	13	6	
15	+	-	-	-	-	-	-	-	0	-	-	-	-	-	/	+	+	+	-	-	+	+	6	3	
16	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	/	-	-	-	-	-	-	15	7	
17.1	+	+	+	+	+	0	+	+	+	+	+	+	-	+	+	-	/	0	-	-	+	-	14	6	
17.2	+	+	+	+	+	0	+	+	+	+	+	+	-	+	+	-	0	/	-	-	+	-	14	6	
18.1	-	-	-	-	-	0	+	-	-	-	+	-	-	-	-	-	-	-	/	-	+	-	3	1	
18.2	-	-	-	-	-	0	+	-	-	-	+	-	-	-	-	-	-	-	-	/	+	-	3	1	
19	+	+	+	+	+	0	+	+	+	+	+	+	0	+	+	-	+	+	+	+	/	-	17	8	
20	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0	-	+	-	-	-	-	-	-	-	/	1	0
																							Total	218	100

Tabla 18. Ponderación de los ensayos del espécimen.

Requerimientos deseables	Tensión.	Compresión.	Impacto.	Cortante.	%
1	+	+	-		4.1
2	+	+	-	R	5
3	+	+	-		4
4	+	+	-	E	5
5	0	0	0		5
6	0	0	0	F	4
7	0	0	0		5
8	-	-	+	E	6
9	+	+	-		4
10	0	0	0	R	6
11	+	+	-		4
12	0	0	0	E	4
13	0	0	0		6
14	0	0	0	N	6
15	0	0	0		3
16	0	0	0	C	7
17.1	+	-	-		6
17.2	+	-	-	I	6
18.1	0	0	0		1
18.2	0	0	0	A	1
19	0	0	0		8
20	+	+	+		0
Sumatoria	34	8	-33		100

Tabla 19 Estudio comparativo.			
Requisitos deseables	Estructuras sándwich con insertos	Análisis por impacto en tres dimensiones compuesto Honeycomb	Propiedades mecánicas del Honeycomb sándwich con paneles de aluminio y fibra de vidrio de diferentes espesores de núcleo (Estándares ASTM)
1	si	si	si
2	si	si	si
3	no	si	no
4	no	si	no
5	no	no	no
6	60%	80%	80%
7	90%	90%	90%
8	no	si	no
9	40%	35%	100%
10	0	2	3 por cada prueba
11	no	si	no
12	100%	100%	100%
13	si	si	si
14	100%	65%	85%
15	no aplica	no aplica	no aplica
16	no	no	no
17.1	si	si	si
17.2	si	si	si
18.1	si	si	si
18.2	si	si	si
19	100%	100%	100%
20	1	ninguno	ninguno
% Requerimientos satisfechos	59.09%	77.27%	63.63%

Tabla 20 Análisis comparativo		
Requisitos deseables.	Análisis de fatiga de vigas con estructura tipo sándwich de material compuesto Honeycomb.	Estudio experimental de inserción de un tornillo de una estructura tipo sándwich
1	si	si
2	si	si
3	si	si
4	si	si
5	si	no
6	50%	0%
7	100%	80%
8	no	no
9	100%	0%
10	2 ensayos	1
11	si	no
12	100%	100%
13	si	si
14	si	si
15	no	se desconoce
16	no	no
17.1	no	si
17.2	no	si
18.1	si	si
18.2	no	si
19	100%	100%
20	2	1
% Requerimientos satisfechos	72.22%	68.18 %

4.1.5 FIJACIÓN DE LAS METAS DE DISEÑO.

La fijación de las metas de diseño se realiza con base en el estudio comparativo, de tal manera que los valores que se elijan para cada uno de los requerimientos coloquen al producto en un nivel adecuado con respecto a los existentes en el mercado. Para este caso, no existen competidores como tales, por lo que, se comparó contra construcciones sándwich similares.

Tabla 21 Traducción de requisitos en términos mensurables.	
Requisitos deseables.	Meta de diseño
1	si
2	si
3	si
4	si
5	si
6	85%
7	20%
8	si
9	10%
10	4
11	no
12	85%
13	si
14	100%
15	0.1
16	no
17.1	15
17.2	2,5dm ³
18.1	5
18.2	2 días
19	100%
20	4

4.2 DISEÑO CONCEPTUAL

El diseño conceptual tiene dos fases, la primera es el análisis funcional y la segunda es la generación y evaluación de conceptos a continuación se explican ambas, para el caso particular de la probeta representativa.

4.2.1 ANÁLISIS FUNCIONAL

Para realizar un análisis funcional, se parte de conocer la función global y se continúa con la identificación de las funciones precursoras de la misma (funciones primarias) las cuales a su vez constan de funciones secundarias. Por lo cual esta etapa culmina con la elaboración de un árbol de funciones, que para estudio de este proyecto, es el que se muestra en la figura 43.

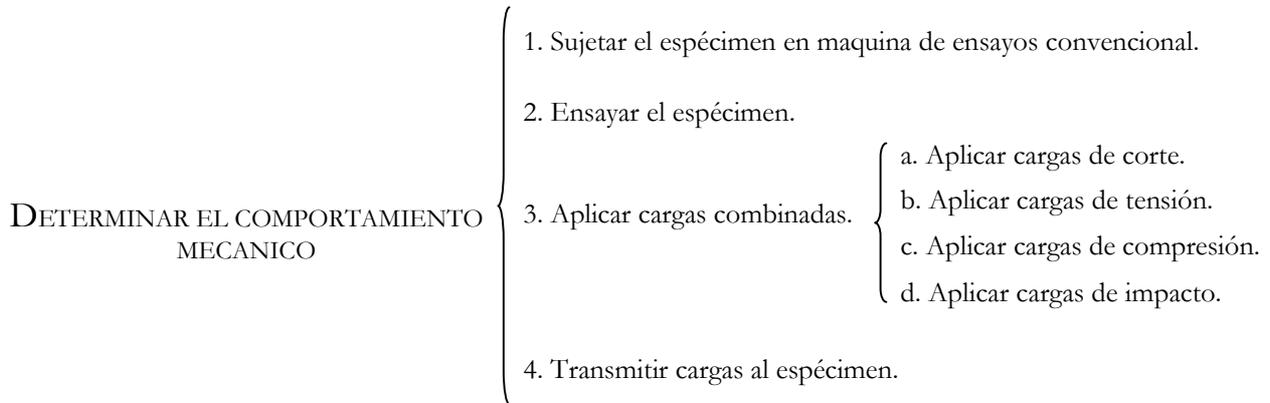
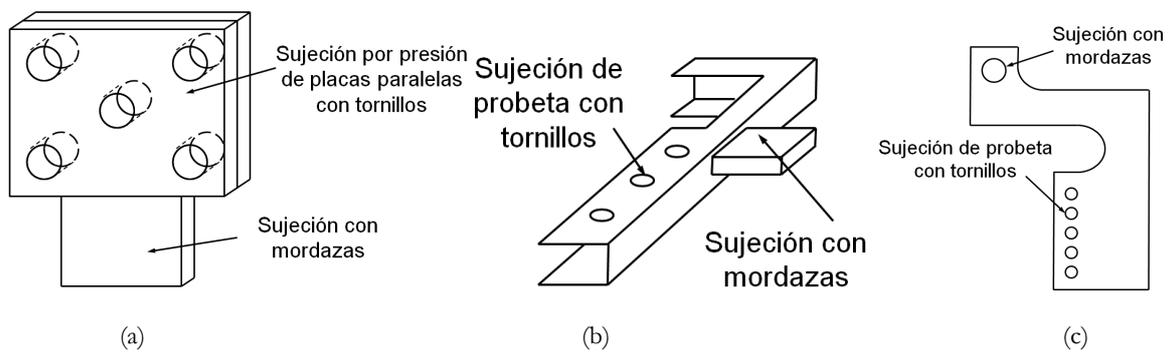


Figura 43 Árbol de funciones

4.2.2 GENERACIÓN Y EVALUACIÓN DE LOS CONCEPTOS.

Como se menciona anteriormente, en la metodología QFD ahora se necesita generar conceptos para las diferentes funciones identificadas en el árbol de funciones (figura 43), para posteriormente realizar su evaluación, y con ello obtener un concepto global que cumpla con los requerimientos, además de que facilitara, el poder visualizar las partes principales y su relación funcional. A continuación se detalla esta fase.

La primera función que se analiza es la identificada con el número 1, llamada sujetar el espécimen en máquina de ensayos convencionales, los conceptos propuestos que dan solución a esta función son los que se presentan en la figura 44. Estos conceptos se evalúan con respecto a uno de ellos por lo cual se tomo como referencia en este caso el concepto 1 (figura 44a), con el fin de identificar, el que mejor cumpla con los requerimientos, esta evaluación se presenta en la tabla 22, y el concepto ganador fue el número 5 (figura 44e) por tener la más alta puntuación.



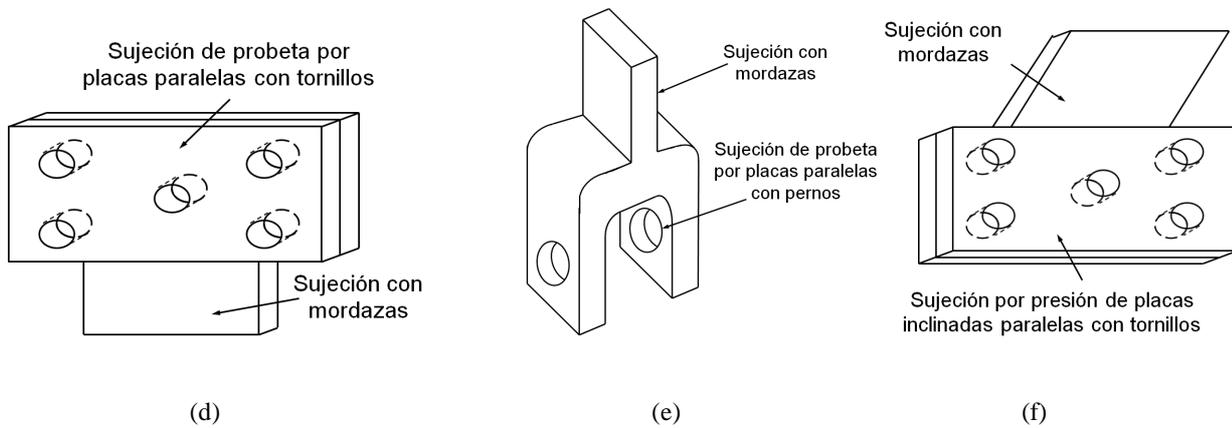


Figura 44. Conceptos de sujetadores de Máquina Instron – Probeta.

Tabla 22. Sujeción del espécimen a máquina de ensayos mecánicos.

Requerimientos deseables	1	2	Cal.	3	Cal.	4	Cal.	5	Cal.	6	Cal.	%
1	R	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	4
2		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5
3	E	0	0	0	0	-1	-4.13	0	0	0	0	4
4		0	0	0	0	-1	-5.05	0	0	0	0	5
5	F	-1	-4.59	-1	-4.59	-1	-4.59	0	0	-1	-4.59	5
6		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	4
7	E	-1	-5.05	-1	-5.05	0	0	0	0	0	0	5
8		1	5.50	0	0	0	0	1	5.50	1	5.50	6
9	R	-1	-3.67	-1	-3.67	0	0	0	0	0	0	4
10		0	0	-1	-5.50	0	0	0	0	0	0	6
11	E	-1	-4.13	-1	-4.13	-1	-4.13	0	0	-1	-4.13	4
12		-1	-3.67	-1	-3.67	0	0	0	0	0	0	4
13	N	-1	-5.96	-1	-5.96	0	0	0	0.00	0	0	6
14		-1	-5.96	-1	-5.96	-1	-5.96	1	5.96	1	5.96	6
15	C	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3
16		-1	-6.88	-1	-6.88	-1	-6.88	1	6.88	-1	-6.88	7
17.1	I	-1	-6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	0	0	-1	-6.42	6
17.2		-1	-6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	6
18.1	A	-1	-1.38	-1	-1.38	-1	-1.38	1	1.38	1	1.38	1
18.2		-1	-1.38	-1	-1.38	-1	-1.38	1	1.38	1	1.38	1
19		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	8
20		-1	-0.46	-1	-0.46	-1	-0.46	1	0.46	1	0.46	0
		Sumatoria	-50.46		-61.47		-46.79		15.14		-13.76	100

Para la función de aplicar diferentes ensayos sobre el espécimen, lo que se hizo fue considerar las diferentes cargas a aplicar sobre la probeta, por lo cual se manejaron únicamente los nombres de las mismas, pero se evaluaron considerando su importancia de cada una, tomando como referencia, a la carga cortante. Su evaluación se presenta en la tabla 23, quedando como ganadora la carga de tensión.

Tabla 23. Evaluación de los conceptos para los diferentes ensayos a aplicar sobre el espécimen.

Requerimientos deseables	Tensión	Cal.	Compresión	Cal.	Impacto	Cal.	Cortante	%
1	1	4.13	1	4.13	-1	-4.13		4
2	1	5.05	1	5.05	-1	-5.05	R	5
3	1	4.13	1	4.13	-1	-4.13		4
4	1	5.05	1	5.05	-1	-5.05	E	5
5	0	0	0	0	0	0		5
6	0	0	0	0	0	0	F	4
7	0	0	0	0	0	0		5
8	-1	-5.5	-1	-5.5	1	5.5	E	6
9	1	3.67	1	3.67	-1	-3.67		4
10	0	0	0	0	0	0	R	6
11	1	4.13	1	4.13	-1	-4.13		4
12	0	0	0	0	0	0	E	4
13	0	0	0	0	0	0		6
14	0	0	0	0	0	0	N	6
15	0	0	0	0	0	0		3
16	0	0	0	0	0	0	C	7
17.1	1	6.42	-1	-6.42	-1	-6.42		6
17.2	1	6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	I	6
18.1	0	0	0	0	0	0		1
18.2	0	0	0	0	0	0	A	1
19	0	0	0	0	0	0		8
20	1	0.46	1	0.46	1	0.46		0
Sumatoria		34		8		33		100

La siguiente función que se analiza es la de aplicar cargas en corte, para esto se generaron los conceptos que se presentan en la figura 45. Para esta función el concepto ganador fue el número 2 (figura 45b), y su evaluación se presenta en la tabla 24.

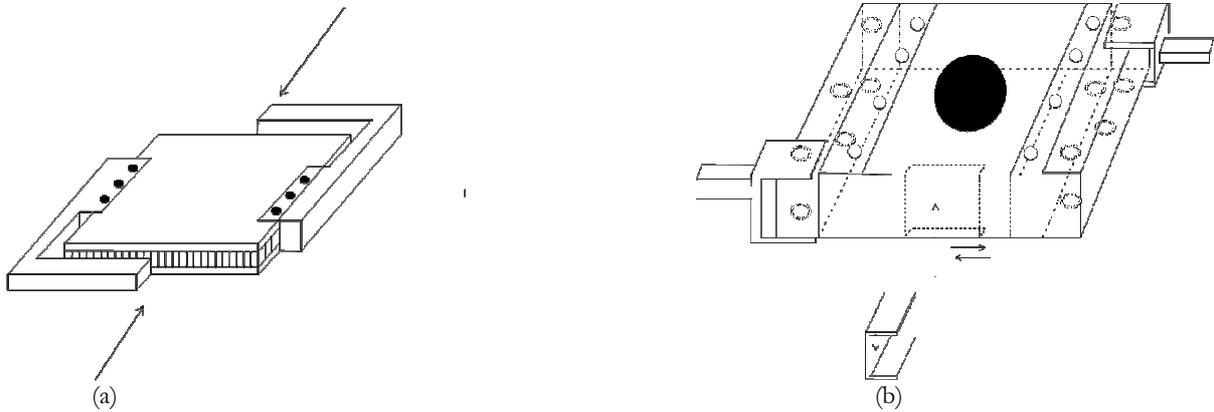


Figura 45. Conceptos para aplicar cargas a cortante en el plano, en donde el concepto (a) es el de referencia.

Tabla 24. Evaluación de los conceptos a cortante

Requerimientos deseables	1	2	Calificación	%
1		-1	4.13	4
2	R	-1	5.05	5
3		0	0	4
4	E	0	0	5
5		0	0	5
6	F	0	0	4
7		-1	5.05	5
8	E	-1	5.50	6
9		0	0	4
10	R	0	0	6
11		-1	4.13	4
12	E	0	0	4
13		0	0	6
14	N	0	0	6
15		-1	2.75	3
16	N	0	0	7
17.1		-1	6.42	6
17.2	C	-1	6.42	6
18.1		0	0	1
18.2	I	0	0	1
19		0	0	8
20	A	1	-0.46	0
	Suma		38.99	100

Para aplicar carga de tensión sobre la probeta nuevamente se generaron conceptos de los cuales los más sobresalientes para evaluación fueron los mostrados en la figura 46.

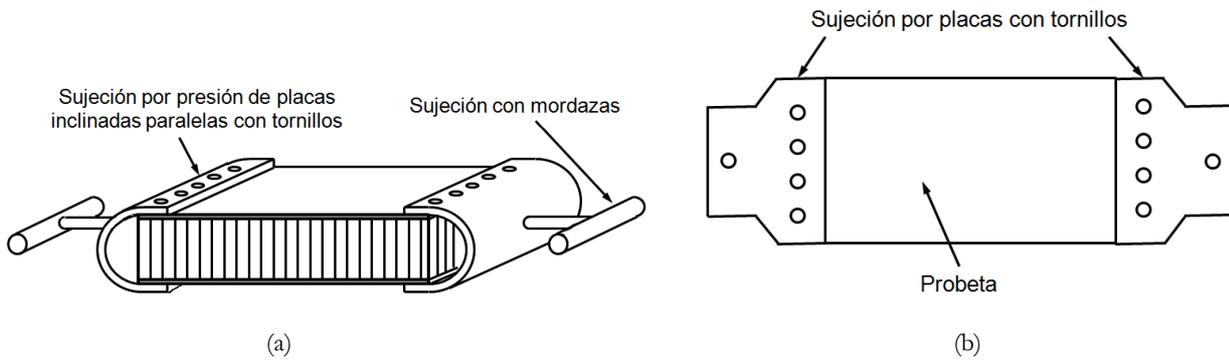


Figura 46. Conceptos para aplicar cargas a tensión en donde el concepto (a) es el de referencia.

Teniendo como concepto ganador al número 2 (figura 46b) por cumplir con la mayoría de los requerimientos del cliente, y su tabla de evaluación se presenta en la tabla 25.

Tabla 25. Evaluación de los conceptos a Tensión.				
Requerimientos deseables	1	2	Cal.	%
1		0	0	4
2	R	0	0	5
3		0	0	4
4	E	0	0	5
5		0	0	5
6	F	0	0	4
7		1	5.05	5
8	E	-1	-5.5	6
9		1	3.67	4
10	R	0	0	6
11		0	0	4
12	E	1	3.67	4
13		0	0	6
14	N	1	5.96	6
15		-1	-2.75	3
16	C	0	0	7
17.1		-1	-6.42	6
17.2	I	-1	-6.42	6
18.1		0	0	1
18.2	A	0	0	1
19		0	0	8
20		0	0	0
		Suma	3	100

En la figura 47 se muestran los conceptos generados para la función de aplicar carga de compresión sobre la probeta, para esta función el concepto ganador es el numero 2 (figura 47b), debido a que se aplica compresión sobre la probeta y el mecanismo de aplicación de carga es sencillo además es compatible con el concepto de aplicar carga a tensión. La evaluación de los conceptos para esta función se presenta en la tabla 26.

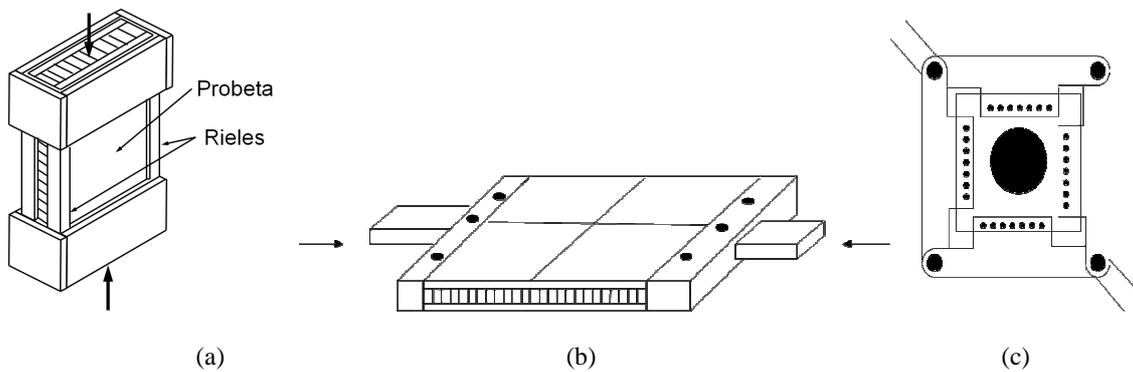


Figura 47 Conceptos para aplicar cargas de compresión en donde el concepto (a) es el de referencia.

Tabla 26. Evaluación de los conceptos a Compresión.						
Requerimientos deseables	1	2	Cal.	3	Cal.	%
1	R	1	4.13	1	4.13	4
2		1	5.05	1	5.05	5
3	E	0	0	0	0	4
4		1	5.05	1	5.05	5
5	F	0	0	0	0	5
6		0	0	0	0	4
7	E	1	5.05	1	5.05	5
8		0	0	0	0	6
9	R	0	0	0	0	4
10		1	5.5	1	5.5	6
11	E	1	4.13	1	4.13	4
12		1	3.67	-1	-3.67	4
13	N	0	0	0	0	6
14		1	5.96	-1	-5.96	6
15	C	1	2.75	-1	-2.75	3
16		1	6.88	-1	-6.88	7
17.1	I	0	0	0	0	6
17.2		0	0	0	0	6
18.1	A	1	1.38	-1	-1.38	1
18.2		0	0	0	0	1
19	/	0	0	0	0	8
20		1	0.46	1	0.46	0
		Suma	50	Suma	8.72	100

Para la aplicación de cargas de impacto se propusieron los conceptos de la figura 48, los cuales al ser evaluados, como se muestra en la tabla 27, arrojaron que el concepto retenido es el concepto 3 (figura 48c).

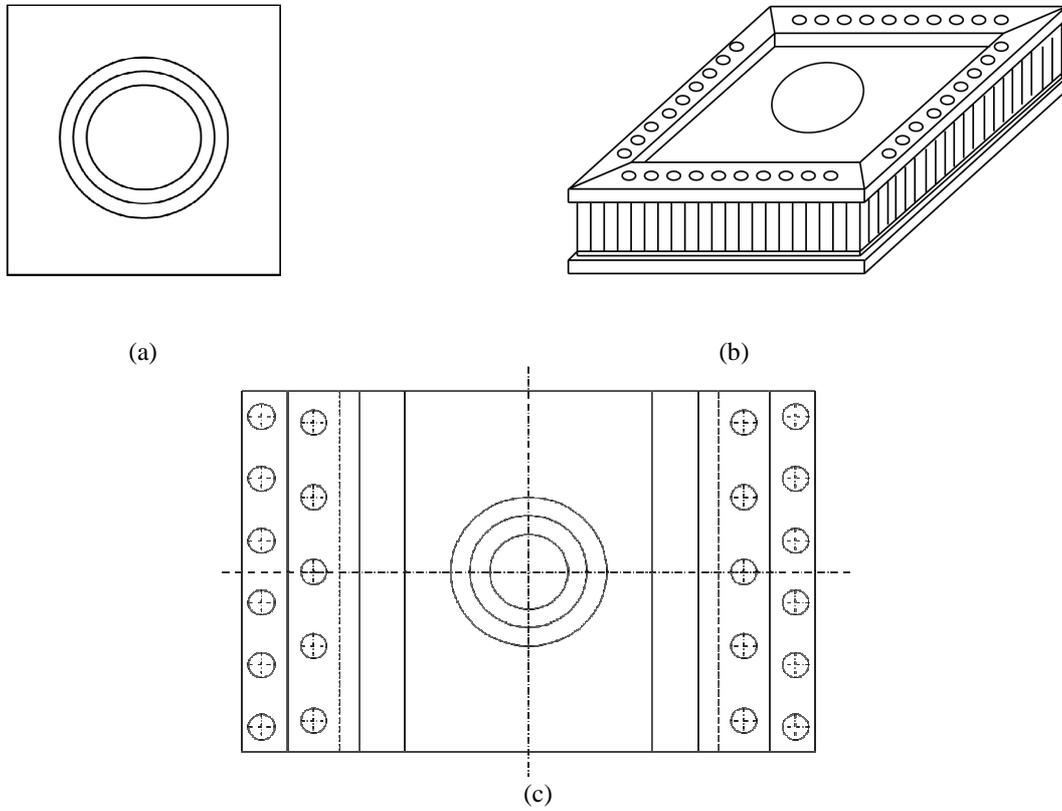


Figura 48. Conceptos para aplicar cargas de impacto en donde el concepto (a) es el de referencia.

Tabla 27. Evaluación de los conceptos a Impacto.						
Requerimientos deseables	1	2	Cal.	3	Cal.	%
1	R	0	0	0	0	4
2		-1	-5.05	-1	5.05	5
3	E	0	0	-1	4.13	4
4		0	0	-1	5.05	5
5	F	0	0	0	0	5
6		0	0	0	0	4
7	E	-1	-5.05	0	0	5
8		0	0	0	0	6
9	R	-1	-3.67	0	0	4
10		1	5.5	-1	5.5	6
11	E	-1	-4.13	-1	4.13	4
12		0	0	0	0	4
13	N	0	0	1	-5.96	6
14		-1	-5.96	0	0	6
15	C	1	2.75	-1	2.75	3
16		-1	-6.88	-1	6.88	7
17.1	I	-1	-6.42	0	0	6
17.2		-1	-6.42	0	0	6
18.1	A	0	0	0	0	1
18.2		0	0	0	0	1
19	/	0	0	0	0	8
20		0	0	1	-0.46	0
		Suma	-35.32	Suma	27.06	100

Generando varios conceptos para la integración de las funciones a aplicar (carga de corte, de tensión, de compresión e impacto), se obtuvieron los conceptos de la figura 49. El concepto ganador en este caso es la figura 49a, por ser el que cumplió mejor los requisitos del cliente, los resultados se muestran en la tabla 28.

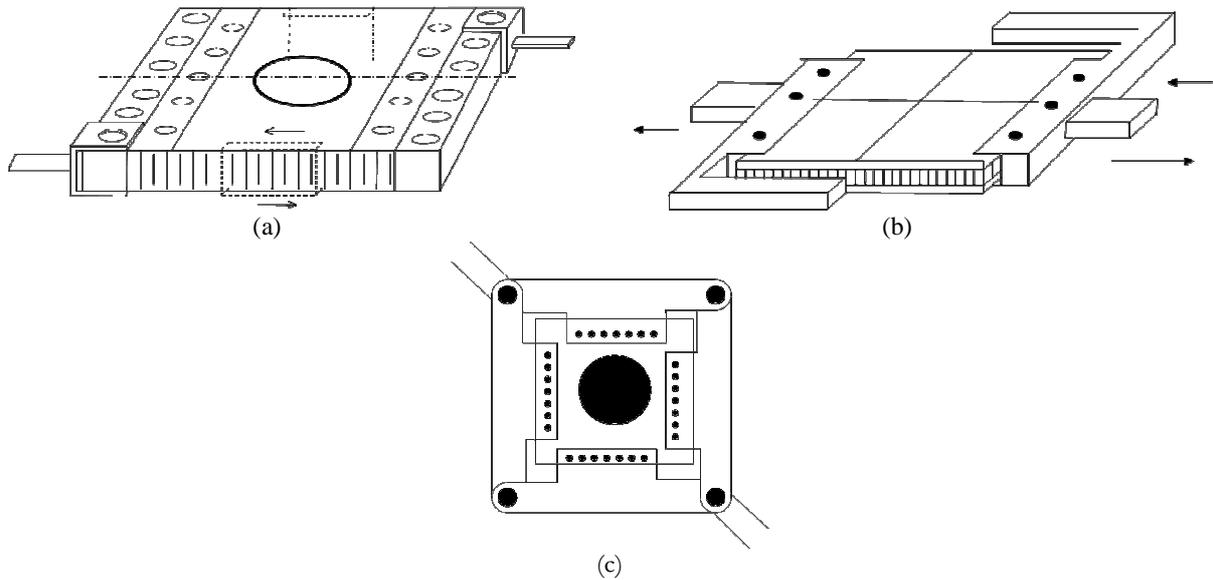


Figura 49. Conceptos para aplicar cargas combinadas, en donde el concepto (b) es el de referencia.

Tabla 28. Evaluación de los conceptos para aplicar cargas Combinadas.

Requerimientos deseables	1	Cal.	2	Cal.	3	Cal.	%
1		4	0	0	0	0	4
2	R	5	0	0	0	0	5
3		4	1	4.13	-1	-4.13	4
4	E	5	1	5.05	-1	-5.05	5
5		5	0	0	0	0	5
6	F	4	0	0	0	0	4
7		5	0	0	0	0	5
8	E	6	0	0	-1	-5.5	6
9		4	0	0	-1	-3.67	4
10	R	6	0	0	-1	-5.5	6
11		4	0	0	0	0	4
12	E	4	0	0	0	0	4
13		6	0	0	0	0	6
14	N	6	0	0	0	0	6
15		3	1	2.75	1	2.75	3
16	C	7	0	0	0	0	7
17.1		6	1	6.42	1	6.42	6
17.2	I	6	-1	-6.42	-1	-6.42	6
18.1		1	0	0	0	0	1
18.2	A	1	0	0	0	0	1
19		8	0	0	0	0	8
20		0	0	0	0	0	0
Suma		100		11.93		-21.1	100

Por último para la función “Transmitir cargas al espécimen” se tuvieron las ideas que se muestran en la figura 50. Las cuales fueron evaluadas en la tabla 29. Para la selección del concepto se toma en cuenta el alto puntaje que se obtuvo en la evaluación pero, debido a que necesitaba complementarse se considero también el concepto numero 3 (figura 50c) y el concepto numero 2(figura 50 b), por lo cual el concepto ganador fue el de la figura 50d.

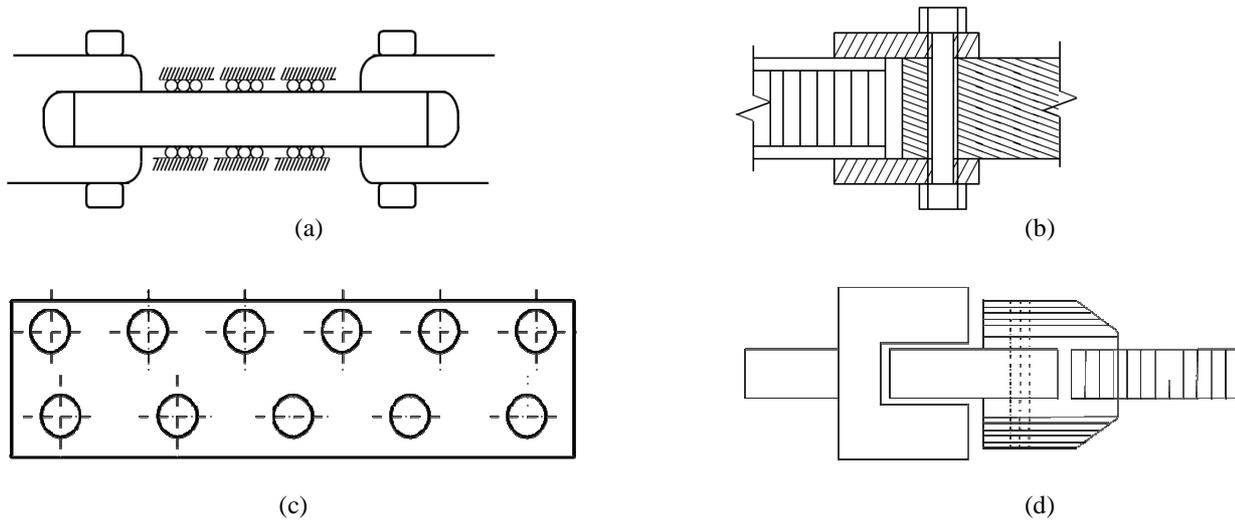


Figura 50 Conceptos para transmitir cargas al espécimen en donde el concepto (a) es el de referencia.

Tabla 29. Evaluación de los conceptos para Transmitir Cargas Combinadas.								
Requerimientos deseables	1	2	Cal.	3	Cal.	4	Cal.	%
1		0	0	0	0	0	0	4
2	R	0	0	0	0	0	0	5
3		0	0	0	0	-1	-4.13	4
4	E	0	0	0	0	-1	-5.05	5
5		0	0	0	0	-1	-4.59	5
6	F	0	0	0	0	0	0	4
7		0	0	0	0	-1	-5.05	5
8	E	1	5.5	1	5.5	1	5.5	6
9		0	0	0	0	0	0	4
10	R	1	5.5	1	5.5	-1	-5.5	6
11		0	0	0	0	0	0	4
12	E	0	0	0	0	0	0	4
13		0	0	0	0	0	0	6
14	N	1	5.96	-1	-5.96	-1	-5.96	6
15		0	0	0	0	0	0	3
16	C	-1	-6.88	-1	-6.88	-1	-6.88	7
17.1		-1	-6.42	-1	-6.42	-1	-6.42	6
17.2	I	0	0	0	0	0	0	6
18.1		0	0	0	0	0	0	1
18.2	A	0	0	0	0	0	0	1
19		0	0	0	0	0	0	8
20		0	0	0	0	0	0	0
		Suma	4		8		38	100

Finalmente después de un análisis comparativo que satisficiera la mayor cantidad de requerimientos deseables y obligatorios se tiene por concepto global el que se muestra en la figura 51.

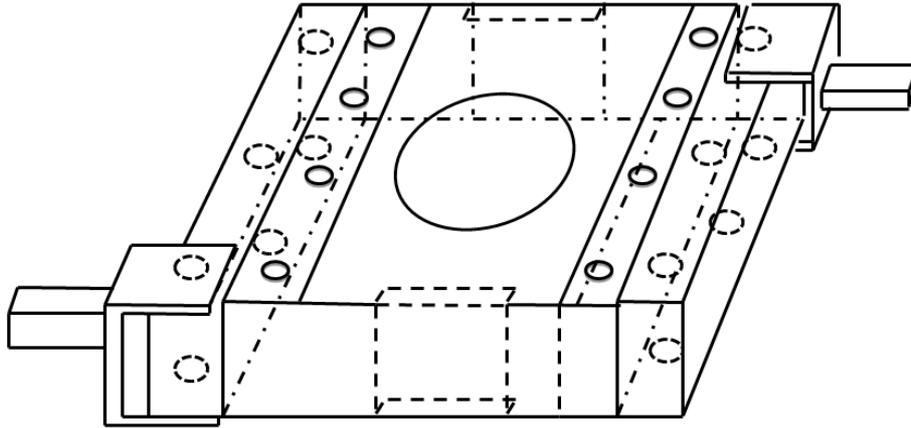


Figura 51 Concepto global.

4.3 DISEÑO A DETALLE

Una vez obtenido el concepto global se realiza la etapa de diseño de detalle el cual consiste en especificar formas, dimensiones, materiales, procesos, tolerancias, rugosidades y tratamientos térmicos, este proceso finaliza con la generación de los dibujos de definición del producto. A continuación se presentan los dibujos de detalle, comenzando con una pieza metálica (figura 52) que estará insertada en la probeta.

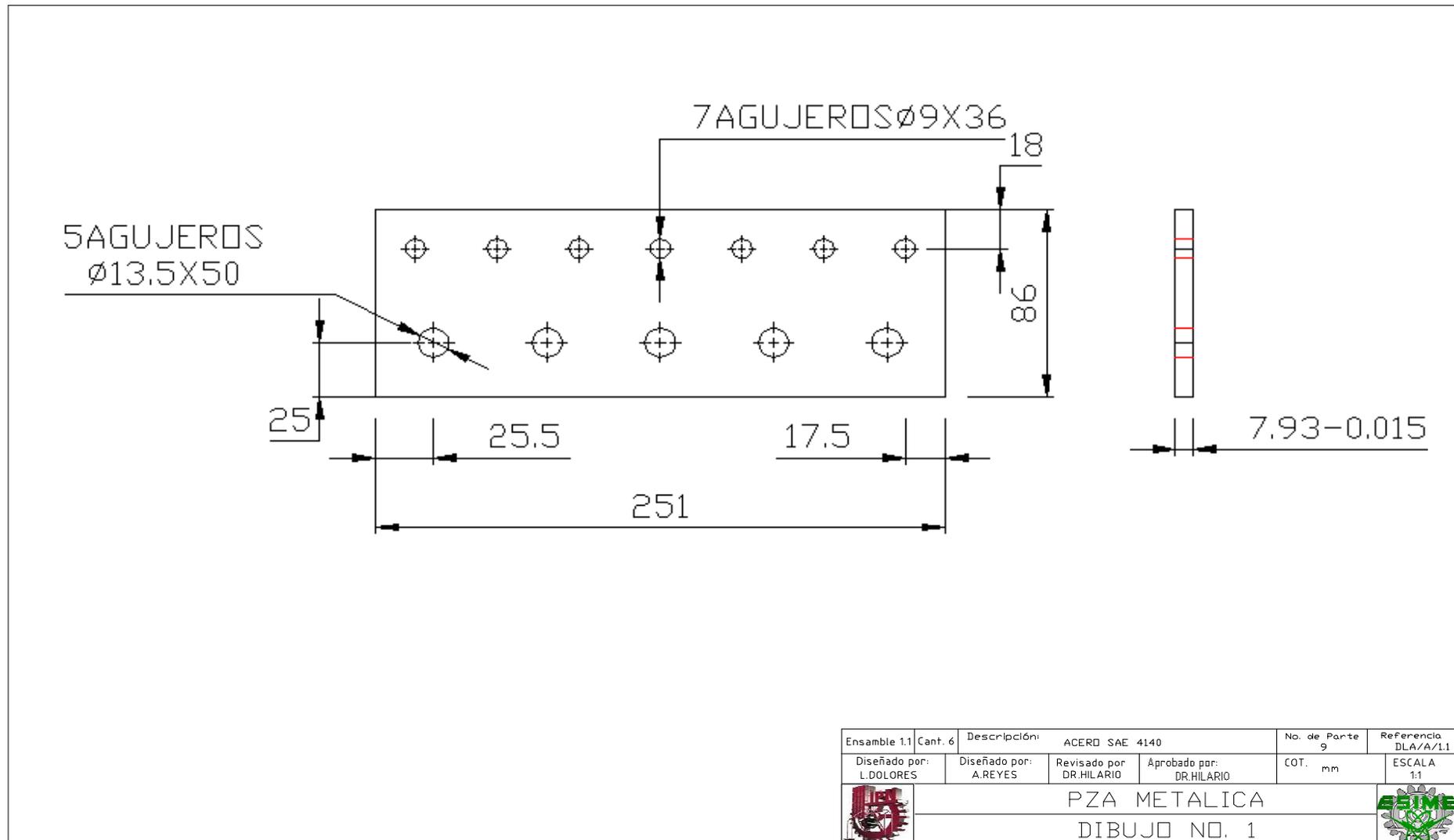


Figura 52 Pieza Metálica.

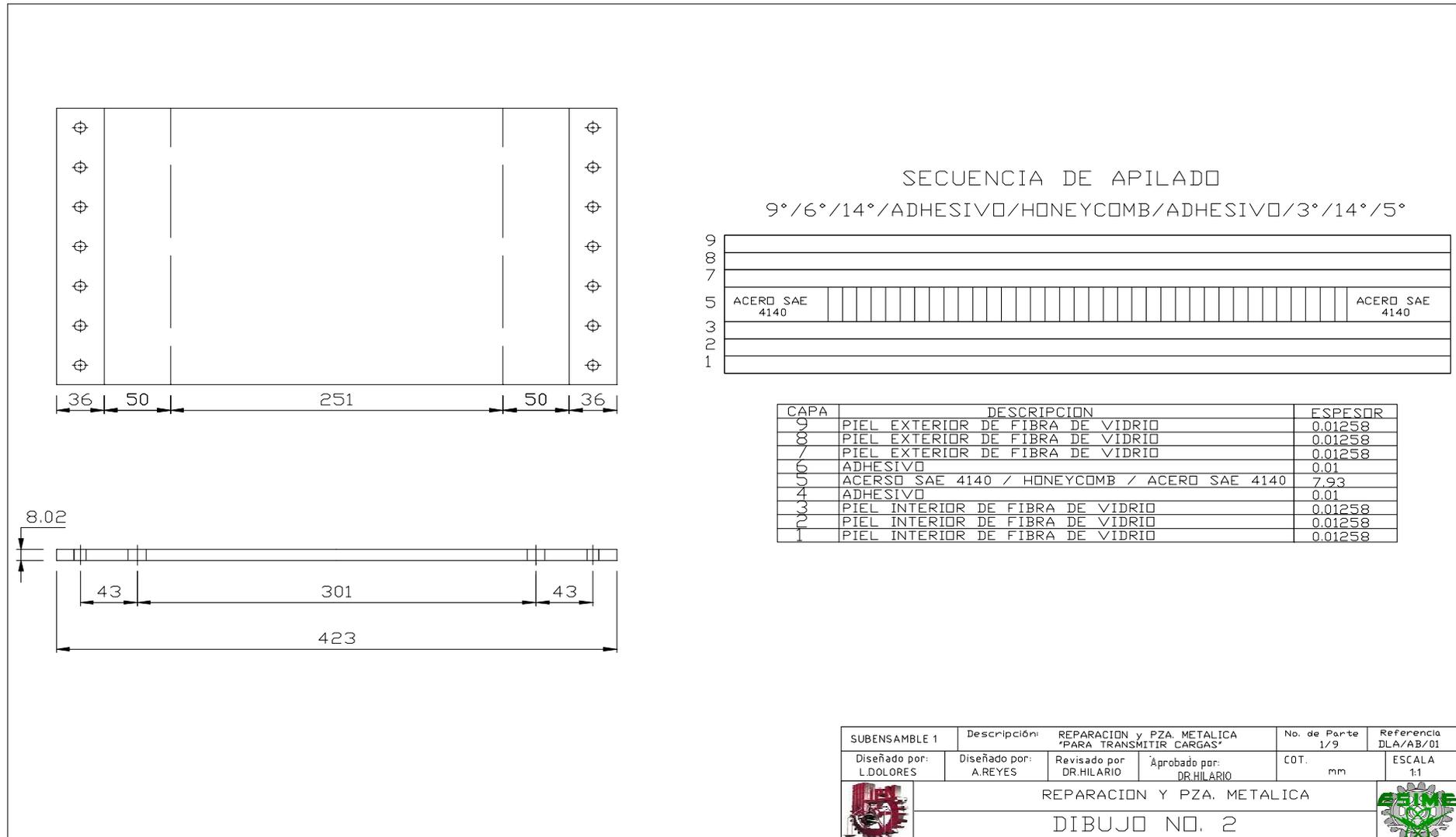


Figura 53 Reparación y pieza metálica.

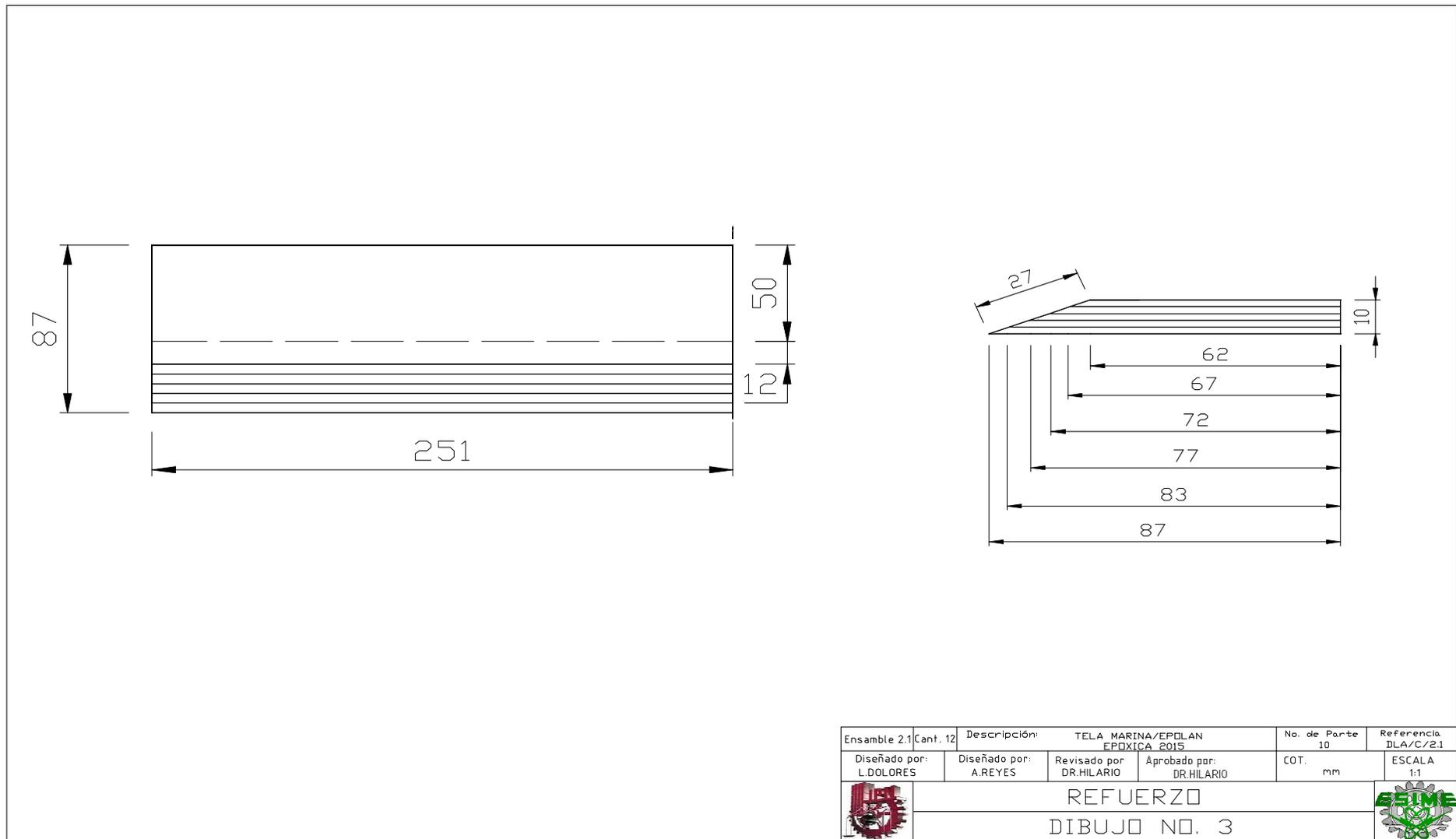


Figura 54 Refuerzo.

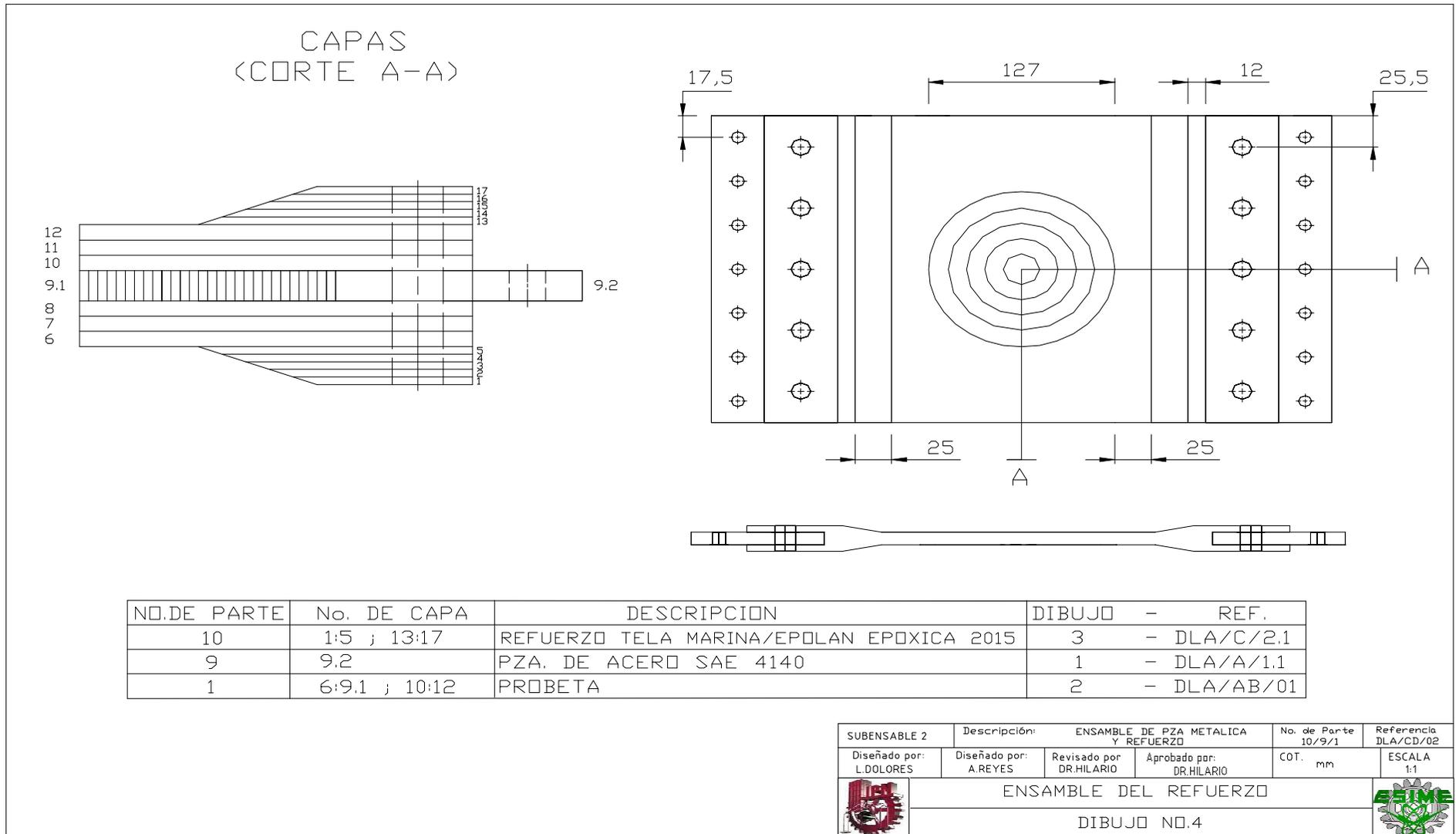


Figura 55 Ensamble del refuerzo.

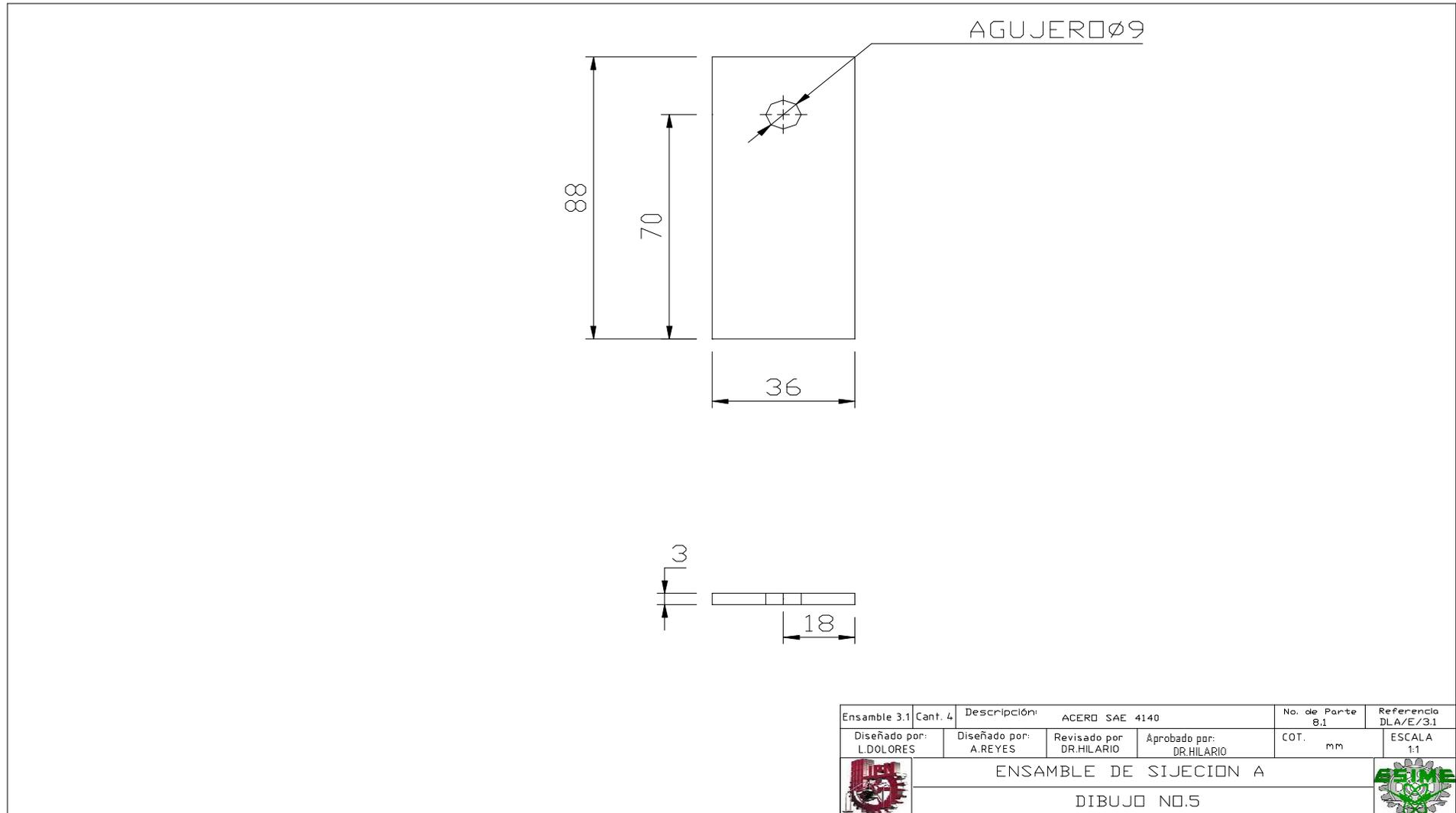


Figura 56 Ensamble de sujeción A.

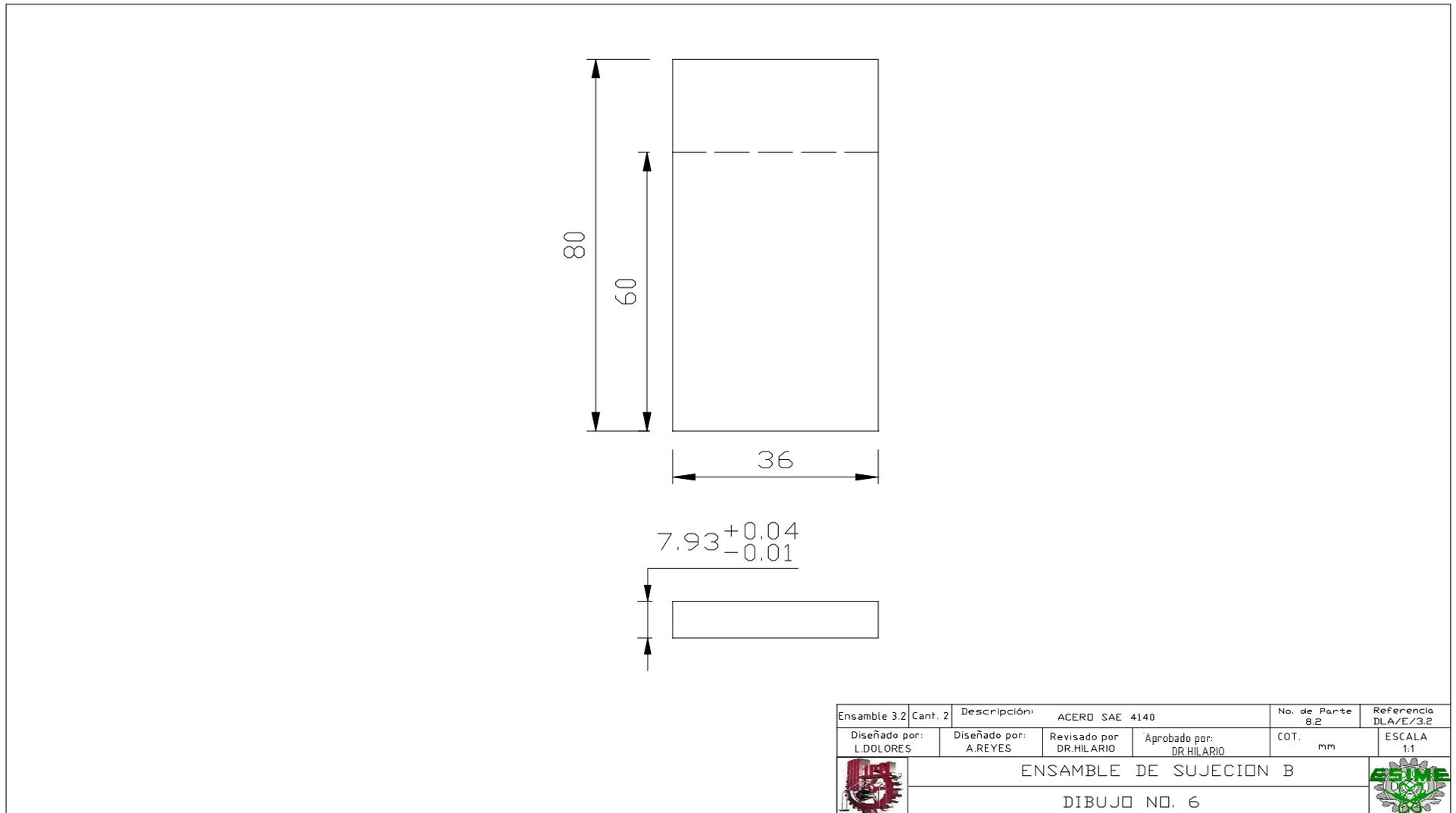


Figura 57 Ensamble de sujeción B.

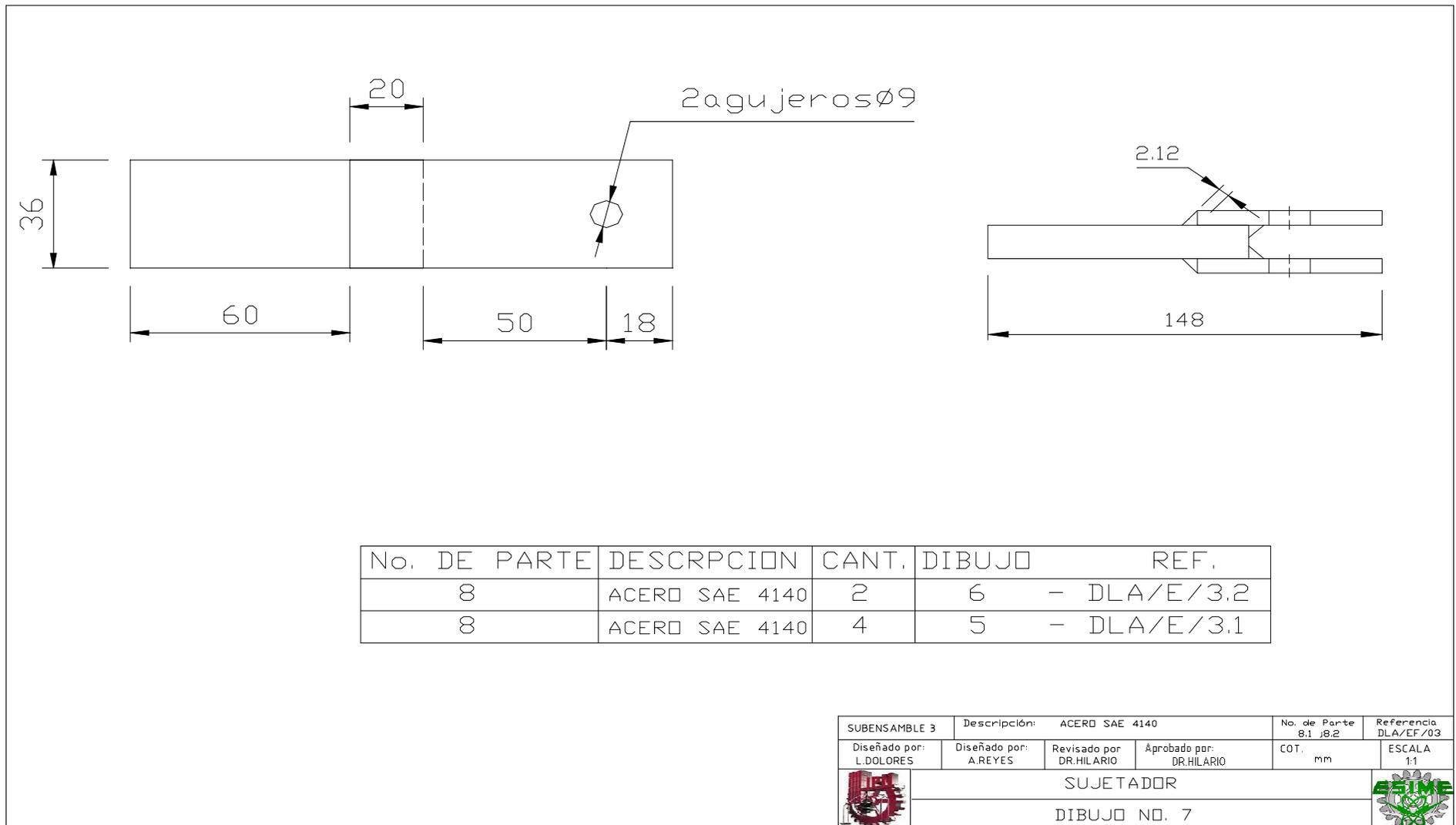
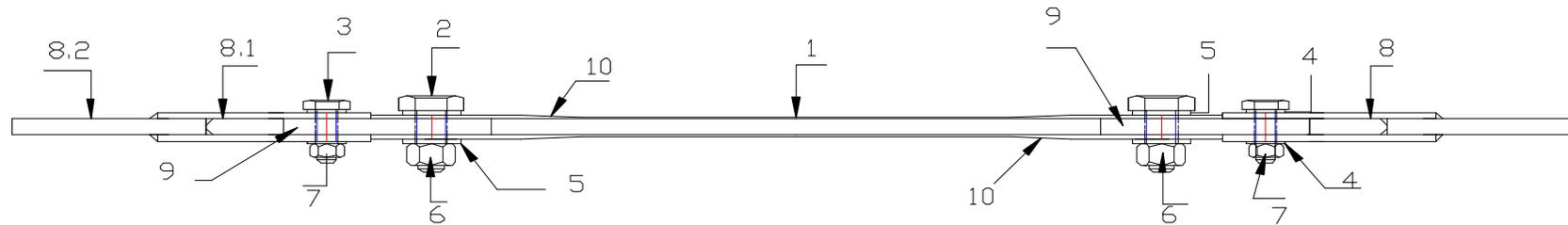


Figura 58 Sujetador.



No. DE PARTE	DESCRIPCION	CANT.	NO. DE DIBUBO	REFERENCIA
10	TELA MARINA/EPOLAN EPOXICA 2015	12	3	DLA/C/2.1
9	ACERO SAE 4140	6	1	DLA/A/1.1
8.2	ACERO SAE 4140	2	6	DLA/E/3.2
8.1	ACERO SAE 4140	4	5	DLA/E/3.1
7	TUERCA M8	14	8	DLA/G
6	TUERCA M12	10	8	DLA/G
5	ARANDELA M12	20	8	DLA/G
4	ARANDELA M8	28	8	DLA/G
3	PERNO M8	14	8	DLA/G
2	TORNILLO M12	10	8	DLA/G
1	REPARACION	3	4	DLA/CD/02

Subensamble G	Descripción: VISTA LATERAL DE LA PROBETA			No. de Parte 1:7	Referencia DLA/HG
Diseñado por: L.DOLORES	Diseñado por: A.REYES	Revisado por: DR.HILARIO	Aprobado por: DR.HILARIO	COT. mm	ESCALA 1:1
COMPLEMENTOS DE LA PROBETA				DIBUJO NO. 8	

Figura 59 Componentes de la Probeta.

4.4 CALCULO DE RUPTURA DE LAS PROBETAS

Los datos que se requieren para hacer el análisis de la carga de ruptura de la probeta son: la geometría (número de capas, espesor de cada capa, orientación), las propiedades elásticas de la capa elemental (E_b , E_t , ν_{lt} , ν_{tl} , G_{lt}), así como de los valores de resistencia de esa capa elemental (σ_{lmax}^T , σ_{lmax}^C , σ_{tlmax}^T , σ_{tlmax}^C , τ_{lmax}). Estas propiedades se presentan en la tabla 30, las propiedades de la lámina elemental se presentan en la tabla 31.

Capa Interior	Espesor (in)	Espesor (mm)	Orientación θ	Capa Exterior	Espesor (in)	Espesor (mm)	Orientación θ
1	0.0106	0.268	9°	1	0.0076	0.193	5°
2	0.0100	0.253	6°	2	0.0113	0.288	14°
3	0.0185	0.469	14°	3	0.0176	0.446	3°

Propiedades elásticas (MPa)		Propiedades de resistencia (MPa)	
E_l	21669.4	σ_{lmax}^T	400
E_t	21669.4	σ_{tlmax}^T	400
ν_{lt}^*	0.07828	σ_{lmax}^C	390
ν_{tl}^*	0.07828	σ_{tlmax}^C	390
G_{lt}	1146.3	τ_{lmax}	40.8
*Adimensional			

Con base en los datos de la geometría y las propiedades elásticas se pueden calcular las matrices de rigidez de cada capa en un sistema global de coordenadas xy . Estas matrices se presentan en la tabla 32.

Cubierta interior				Cubierta exterior			
Capa 1	9°			Capa 1	5°		
	20953.0	2556.8	-2616.2		21534.6	1975.2	-1522.3
[Q] _{xy} (k=1)	2556.8	20953.0	2616.2	[Q] _{xy} (k=4)	1975.2	21534.6	1522.3
	-2616.2	2616.2	1996.4		-1522.3	1522.3	1414.7
Capa 2	6°			Capa 2	14°		
	21418.2	2091.6	-1810.3		19841.0	3668.7	-3690.0
[Q] _{xy} (k=2)	2091.6	21418.2	1810.3	[Q] _{xy} (k=5)	3668.7	19841.0	3690.0
	-1810.3	1810.3	1531.1		-3690.0	3690.0	3108.3
Capa 3	14°			Capa 3	3°		
	19841.0	3668.7	-3690.0		21705.7	1804.0	-925.4
[Q] _{xy} (k=3)	3668.7	19841.0	3690.0	[Q] _{xy} (k=6)	1804.0	21705.7	925.4
	-3690.0	3690.0	3108.3		-925.4	925.4	1243.6

Con base en las matrices de rigidez de las capas constituyentes, se procede al cálculo de la matriz de rigidez global, después de esto se puede obtener la matriz de flexibilidad global, estas matrices se presentan en la tabla 33.

Tabla 33. Rigidez y flexibilidad globales			
	39894.9	5177.8	-4659.3
$[Q]_{xy} =$	5177.8	39894.9	4659.3
	-4659.3	4659.3	4103.3
	3.18093E-05	-9.62291E-06	-9.62291E-06
$[S]_{xy} =$	-9.62291E-06	3.18093E-05	-4.70461E-05
	4.70461E-05	-4.70461E-05	3.50545E-04

Para calcular la carga de ruptura de la probeta se requiere hacer un procedimiento iterativo, partiendo de una carga propuesta de ruptura inicial F_i , a partir de esta carga se va, a obtener los esfuerzos globales sobre la probeta $\{\sigma\}_{xy}$, y después se va, a calcular las deformaciones producidas en la probeta a partir de la flexibilidad de esta $\{\epsilon\}_{xy}$. Las deformaciones globales se multiplican por la matriz de rigidez $[Q]_{xy}$ de cada capa k para obtener los esfuerzos de cada capa con respecto al sistema global de coordenadas $\{\sigma\}_{xy}(k)$, posteriormente se transforman estos esfuerzos con respecto a los ejes principales locales $\{\sigma\}_\#(k)$. Una vez conocidos estos, se aplica la ecuación 121, para calcular el factor de resistencia R por la teoría de Tsai-Wu.

$$R = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad \text{Ec.121}$$

En donde a, b y c corresponden a las ecuaciones 122

$$\begin{aligned} a &= F_{11}\sigma_l^2 + F_{22}\sigma_t^2 + F_{66}\tau_{lt}^2 + 2F_{12}\sigma_l\sigma_t \\ b &= F_1\sigma_l + F_2\sigma_t \\ c &= -1 \end{aligned} \quad \text{Ec.122}$$

En dónde, F11, F22, F66, F12, F1 y F2, se calculan con base en las ecuaciones 123.

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{\sigma_{l \max}^T} - \frac{1}{\sigma_{l \max}^C} \\ F_2 &= \frac{1}{\sigma_{t \max}^T} - \frac{1}{\sigma_{t \max}^C} \\ F_{11} &= \frac{1}{\sigma_{l \max}^T \sigma_{l \max}^C} \\ F_{22} &= \frac{1}{\sigma_{t \max}^T \sigma_{t \max}^C} \end{aligned} \quad \text{Ec.123}$$

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{lt \max}^2}$$

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

Este procedimiento se repite hasta que el factor de resistencia en alguna de las capas llegue a 1, esto último significa que en ese punto dicha capa falló. Haciendo este procedimiento se llegó a estimar una carga de ruptura igual a 215617N.

4.5 CÁLCULO DE LAS SUJECIONES.

El diseño de la probeta dispone en sus extremos de una placa de acero provista con agujeros para sujeción (ver figura 52), en esta placa se tiene dos hileras de 7 y 5 agujeros de 9mm y 13.5mm respectivamente. Una de las hileras (13.5mm) se encuentra en la parte embebida en el material compuesto, y sirve para albergar tornillos M12, los cuales tienen la función de respaldo en caso de que el adhesivo entre la placa metálica y las cubiertas de material compuesto llegue a fallar, cuando esto ocurra los tornillos M12 podrán resistir parte de la carga, la cual será determinada más adelante. La hilera de agujeros de 9mm sirve para albergar tornillos M8 o pernos de 8.5mm (+0.015mm, -0.006mm), los cuales sirven para sujetar la probeta a la máquina de ensayos mecánicos a través de una interfaz adecuada para el estado de esfuerzo que se quiera imprimir a la probeta. Esta interfaz puede ser de la forma que se esquematiza en la figura 60.

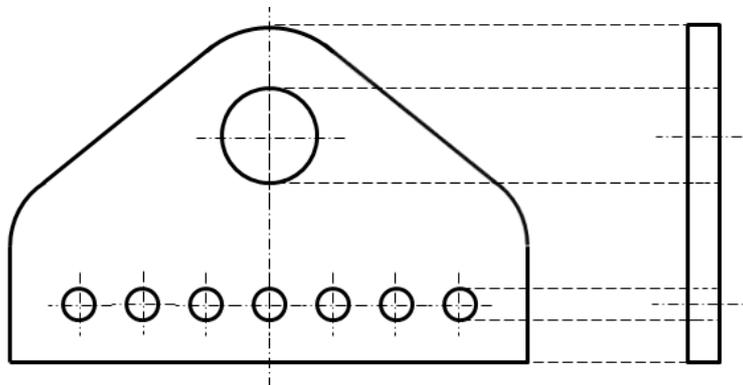


Figura 60. Concepto de interfaz probeta-máquina.

4.5.1 ANÁLISIS DE CARGAS SOBRE LOS TORNILLOS DE SUJECIÓN.

Para los tornillos de sujeción M8, se tiene que considerar la carga total que se aplica sobre la probeta (215617N), la cual a su vez, se distribuye entre los 7 tornillos que conforman la interface (figura 60), también se tiene que considerar que estos trabajan con dos superficies de corte cada uno, por lo que la carga cortante sobre cada superficie de corte es de 15401.2N. Dividiendo la carga entre la superficie de corte A (50.265 mm²) se obtiene un esfuerzo cortante de 306.4MPa, Considerando que los tornillos son de grado 12.9, es decir tienen un esfuerzo máximo de 1200MPa, y un esfuerzo de cedencia (σ_{ced}) de 1080MPa, por lo cual se puede estimar el factor de seguridad con base en la teoría de Von Mises, mediante la ecuación 124.

$$F.S. = \frac{\sigma_{ced}}{\sigma_{equiv}} = \frac{\sigma_{ced}}{\sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}} \quad \text{Ec.124}$$

En este caso no existe esfuerzo axial, por lo que solo se considera el esfuerzo cortante, y se obtiene un factor de seguridad de 2.04, que es aceptable para este tipo de aplicación.

Para el caso en que fueran pernos de 8.5mm de diámetro entonces, se tiene que el área A sería de 56.745 mm², el esfuerzo cortante de 271.4MPa, y el factor de seguridad sería de 2.30. El condensado de este análisis se presenta en la tabla 34.

Tabla 34. Resultados del análisis sobre tornillos de sujeción							
d (mm)	A (mm ²)	F (N)	n	F_i (N)	τ (MPa)	σ_{ced} (MPa)	F.S. (Von Mises)
8	50.265	215617	14	15401.2	306.4	1080	2.04
8.5	56.745	215617	14	15401.21	271.4	1080	2.30

4.5.2 ANÁLISIS PARA LOS TORNILLOS DE RESPALDO

Los tornillos de respaldo se encuentran ubicados sobre los refuerzos de la probeta, son 5 y se eligieron del tipo M12, y actúan cuando el adhesivo de los refuerzos falla parcialmente, con lo cual retoman hasta un 30% de la carga total sobre la probeta, es decir el factor f de 0.3.

Para el análisis se parte de que la única carga externa sobre la unión es la carga cortante provocada por la carga de ruptura de la probeta, la cual es de 215617N, esta carga se divide entre los 5 tornillos cada uno con dos superficies de corte, lo que produce una carga externa sobre cada tornillo T_{Etot} de 21561.7N, como los tornillos de respaldo solo retoman el 30% de la carga entonces la carga externa de cálculo T_E es de 6468.5N. Con estos datos se puede calcular la carga axial inicial sobre el tornillo T_r , para impedir el desplazamiento de los elementos de la unión, asegurando de este modo la fricción suficiente, esto se logra aplicando la ecuación 125, utilizando para ello un coeficiente de fricción entre las superficies $tg\phi$ de 0.2, y calculando un área equivalente de la sección transversal del tornillo en su segmento fileteado A_s , utilizando el diámetro equivalente d_{eq} de 10.358mm

$$T_r = \frac{T_E}{tg\phi} + 100A_s \quad \text{Ec.125}$$

Para calcular la carga axial máxima sobre el tornillo F_{0max} se debe considerar el modo de apriete, para este caso se piensa utilizar una llave dinamométrica (torquímetro), la cual tiene un factor de incertidumbre en el apriete (γ) de 1.5, por lo que la carga máxima axial sobre el tornillo queda dada por la ecuación 126, obteniéndose un valor de 61153.4N.

$$F_{0max} = \gamma T_r \quad \text{Ec.126}$$

Para el cálculo del par de apriete C' se utiliza la ecuación 127, la cual involucra, la carga máxima axial sobre el tornillo F_{0max} , el paso p (1.75mm), el diámetro primitivo d_2 (10.863mm), y el coeficiente de fricción en el filete del tornillo $tg\mu$ (0.17). Para este caso el valor del par de apriete es de 82962.7Nmm.

$$C' = F_{0max} (0.16p + 0.583d_2tg\mu) \quad \text{Ec.127}$$

Una vez obtenido el par de apriete se puede calcular el esfuerzo cortante máximo sobre el tornillo τ_{max} , mediante la ecuación 128, arrojando un valor de 380.2MPa.

$$\tau_{max} = \frac{16C'}{\pi d_{eq}^3}$$

Ec.128

Para calcular el factor de seguridad se emplea la ecuación 124, pero en este caso el esfuerzo normal σ se calcula dividiendo la carga axial máxima F_{0max} , entre el área de la sección equivalente en parte fileteada A_s , obteniéndose un esfuerzo de 725.7MPa. Considerando que los tornillos M12 son también de grado 12.9, su esfuerzo de cedencia es de 1080MPa, por lo que el factor de seguridad $F.S.$ es de 1.1, este valor es considerando que los tornillos pueden tomar hasta un 30% de la carga total de la probeta, una vez que el adhesivo de los refuerzos ha fallado.

Por último se calcula la presión ejercida en la cabeza del tornillo sobre las superficies de los refuerzos en material compuesto, para esto se utiliza la ecuación 129, en donde D_e , es el diámetro mayor de la cabeza del tornillo o, en el caso de utilizar arandelas, es el diámetro mayor de estas. D_b , es el diámetro del agujero en donde se aloja el tornillo. Para el caso de estas probetas, se utiliza arandelas del tipo C ISO 7093-2 serie ancha, por lo que D_e es de 37mm, y D_b es de 13.5mm, con estos valores la presión sobre la cabeza del tornillo (p_a) calculada es, de 65.6MPa, la cual es aceptable para el tipo de material compuesto utilizado de acuerdo con la referencia consultada [8]. En la tabla 35, se presentan los valores del cálculo para dos condiciones cuando la carga que retoman los tornillos de respaldo es del 30% de la carga de ruptura sobre la probeta y cuando este valor es del 20%.

$$p_a = \frac{F_{max}}{\frac{\pi}{4}(D_e^2 - D_b^2)}$$

Ec.129

Tabla 35. Condensado de resultados para el análisis de los tonillos de respaldo

f	T_{Etot} (N)	T_E (N)	T_r (N)	F_{0max} (N)	C' (Nmm)	τ_{max} (MPa)	σ (MPa)	σ_{eq} (MPa)	R	p_a (MPa)
0.3	21561.7	6468.5	40768.9	61153.4	82962.7	380.2	725.7	980.0	1.1	65.6
0.2	21561.7	4312.3	29988.1	44982.1	61024.2	279.7	533.8	720.8	1.5	48.3

Con esta parte se concluye el diseño de detalle de las probetas, en el capítulo siguiente se explica y se detalla la fabricación de las probetas.

CAPITULO 5

FABRICACIÓN DE PROBETAS Y VALIDACIÓN EXPERIMENTAL

Una vez que el diseño a detalle ha sido terminado, se procede a fabricarlo, para ello se solicito el apoyo de la compañía Mexicana de Aviación S.A. de C.V. a través del señor Melesio Trejo, jefe de mantenimiento mayor, el cual, a su vez asigno la orden de trabajo al taller de materiales compuestos, supervisado por el señor Jesús Almaraz Delgado. Se fabricaron tres probetas, dos de las cuales se utilizaron para practicar, dos tipos diferentes de reparación.

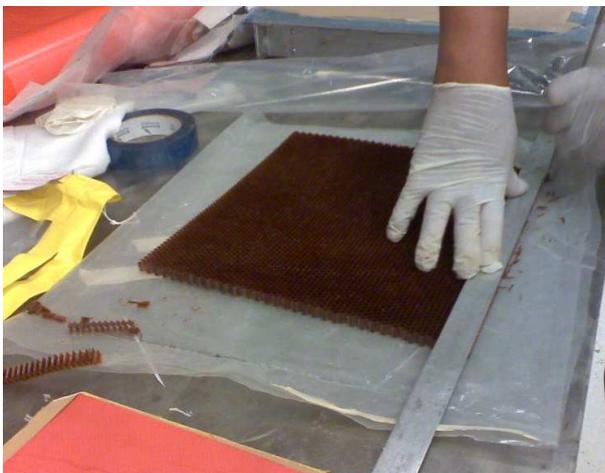
Para la fabricación de las probetas fue necesario, primeramente, realizar un plan de trabajo en el cual se estableció el tiempo a dedicar al proyecto, el material a usar, el personal que estaría apoyando en la elaboración de las mismas en este caso fue el señor Odiseo Flores, el equipo y accesorios necesarios. Todo esto con la finalidad de tener un control ordenado, a continuación se muestra un listado general del material empleado en la tabla 36.

Tabla 36 Material empleado en la fabricación de las probetas.	
Material	Designación técnica
Fibra de vidrio pre-impregnada tipo	BMS 8-79 TYPE 1581
Adhesivo en película	AF163 2K-06
Adhesivo del tipo espumoso (queso).	BMS 5-90 TYPE II
Panal de abeja (Nomex 1/8 de celda).	BMS 8-124 CLASS I GRADE 5.5
Adhesivo blue filler	BMS 5-90 TYPE IV
Tela teflón.	OPEN
Hule capran.	OPEN
Tela de algodón.	OPEN
Cinta azul	OPEN
Moto tool.	ST1257-B
Tomas de presión neumática.	OPEN
Pinzas de corte	OPEN
Escuadra	OPEN
Transportador	OPEN
Plumones	OPEN
Acetona	0-A-51
Estopa	OPEN
Trapos	OPEN
Cubre bocas	OPEN
Mascarilla con doble filtro	OPEN
Traje especial Ivet	OPEN
Googles.	OPEN
Taladro neumático.	OPEN
Placas de aluminio.	OPEN
Remaches	OPEN
Navaja	OPEN
Lijas	OPEN
Equipo Heatcon para monitoreo de temperatura y vacío.	OPEN

Como se puede apreciar algunos materiales tienen la nomenclatura BMS- XX y se debe al hecho que son materiales de uso exclusivo para aviación con nomenclatura tipo militar, por otro lado el material con la nomenclatura OPEN significa que la empresa puede utilizar cualquier marca de ese material en el mercado común.

5.1 FABRICACIÓN

El primer paso es extraer el segmento necesario de panal de abeja, a partir de un entero completo (10m x 6m) y un espesor de 6cm. Para ello se realiza un corte con la ayuda de una regleta y una navaja tomando en cuenta las dimensiones requeridas de las capas, por lo cual se realizan tres cortes más para su re trabajo. Como se puede apreciar en la figura 61.



(a)



(b)

Figura 61 Preparación del panal de abeja: a) Dimensionamiento del panal de abeja, b) Recorte de material excedente.

Después, se sacó la fibra de vidrio pre impregnada y el adhesivo de la cámara frigorífica, se dejó pasar alrededor de una hora afuera, para que se aclimatara a la temperatura ambiente del taller, después, se procedió a marcar las orientaciones de las diferentes capas que la constituyen a la probeta, tomando en cuenta 0° a lo largo de la tela el proceso se puede, apreciar en las figuras 62 y 63.



Figura 62. Material base para fabricación de probetas: a) Rollos de fibra preimpregnada, b) Fibra de vidrio preimpregnada lista para cortarse



(a)



(b)

Figura 63 Obtención de las capas de preimpregnado, a) Dimensionamiento de la fibra de vidrio, b) Recorte de la fibra de vidrio

Este procedimiento se realizó para las 6 capas (3 capas interiores y 3 exteriores), de cada probeta. Primero se curaron con el panel de abeja las capas interiores, para esto se colocan una a otra junto con la capa de adhesivo color guinda como se aprecia en la figura 64b.



(a)



(b)

Figura 64 Pegado de capas a) Pegado de 3 capas de fibra de vidrio, b) Unión de capas con el adhesivo

Se coloca el panal de abeja (Honeycomb) a las capas de fibra de vidrio preimpregnada con el adhesivo, como se muestra en la figura 65, una vez hecho esto, se le coloca una placa metálica para evitar deformaciones.

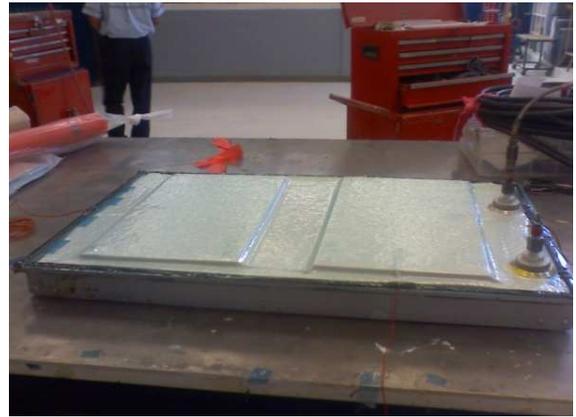


Figura 65. Unión de Honeycomb con capas de fibra de vidrio y capa de adhesivo.

Se colocan sobre una plancha y se preparan para utilizar el método de moldeo en bolsa de vacío, lo cual requiere la aplicación de varios insumos, el primero de ellos es una película superficial (peeling ply), una película desmoldante perforada, una capa de material absorbente, una película separadora no perforada, un fieltro de evacuación de gases, y por último una película plástica la cual se sella con el molde por medio de una junta elástica. El conjunto se cura en el horno a una temperatura de 250° C por 1 hora y el resultado se muestra en la figura 66c.



(a)



(b)

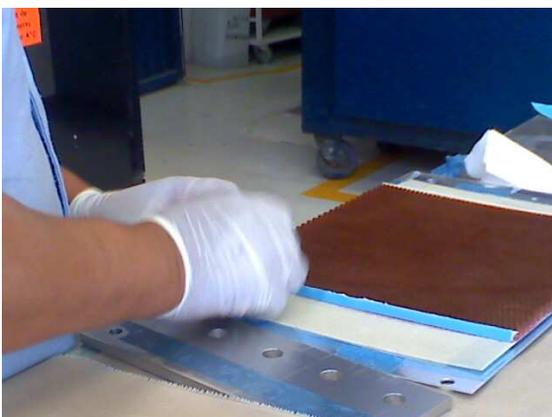


(c)

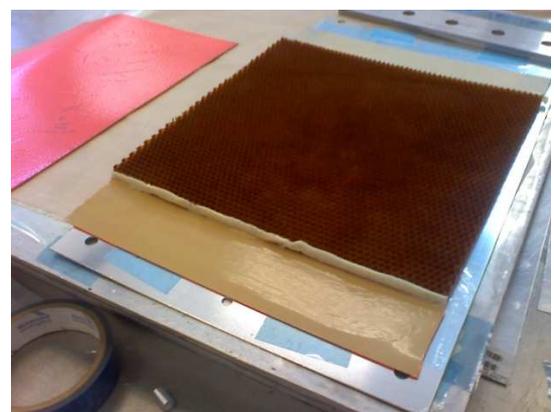
Figura 66 Preparación para el curado a) Plancha de aluminio preparada, b) Preparación para aplicar vació. c) Probetas curadas (capas interiores).

Como se puede observar hubo material que salió sobrado por lo cual en el área de lijado fue necesario su re trabajo para eliminar estos excedentes. Y quedaran dentro de las dimensiones requeridas.

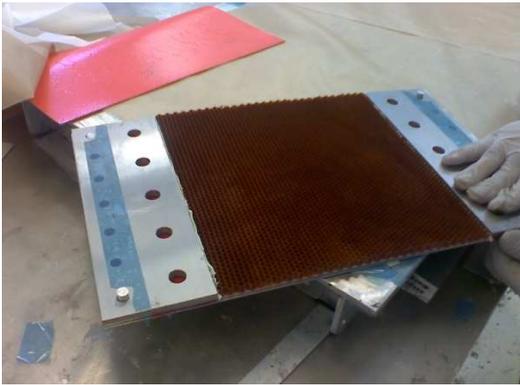
El siguiente paso es realizar nuevamente el procedimiento mencionado, pero ahora para las capas exteriores, como se muestra en la figura 67. En este paso es necesario incluir los extremos metálicos a manera de insertos



(a)



(b)



(c)



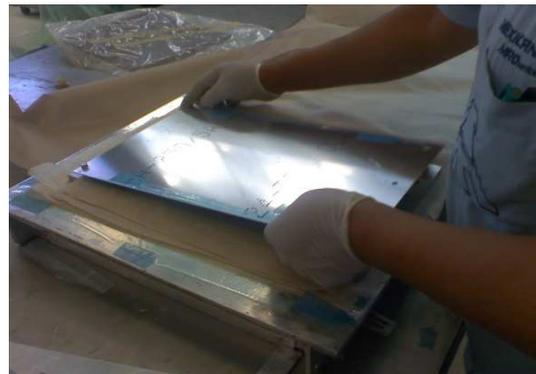
(d)

Figura 67 Preparación para la colocación de la pieza metálica a) Colocación de adhesivo espumoso, b) Colocación de película de adhesivo, c) Colocación de placa metálica sobre el adhesivo, d) Colocación de pernos guía para las placas metálicas

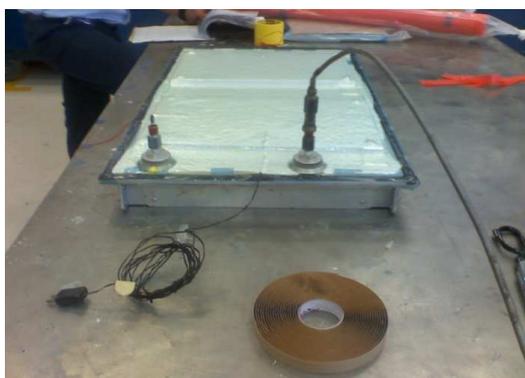
Se coloca la piel exterior junto con el adhesivo y enseguida sucesivamente las tres capas, se coloca una placa de aluminio como guía para evitar deformaciones, esto queda ilustrado mediante la figura 68b.



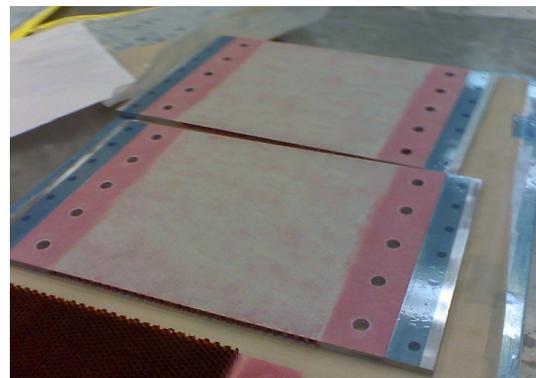
(a)



(b)



(b)



(d)

Figura 68 Proceso de curado de capas exteriores a) Colocación de capas exteriores, b) Colocación de las placas metálicas, c) Colocación de termocoples y válvulas de vacío d) Capas exteriores curadas y barrenadas de acuerdo a la guía de la pieza metálica.

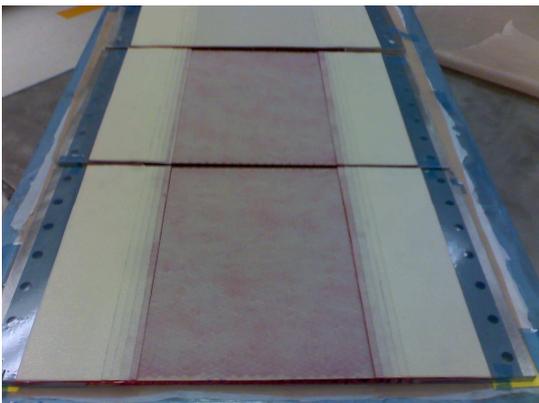
Después de que las dos cubiertas, el panel de abeja y los insertos metálicos se han curado, se procede a elaborar los refuerzos de la probeta. Para ello nuevamente se mide, marca y corta la fibra de vidrio pre impregnada en orientación de 0 y 90°, cabe mencionar que en cada extremo se coloca un soporte de espesor equivalente a 5 capas, es importante mencionar que se realizo esto para la parte exterior de la probeta y después se siguió el mismo procedimiento para la parte interior, tal como se presenta en la figura 69c.



(a)



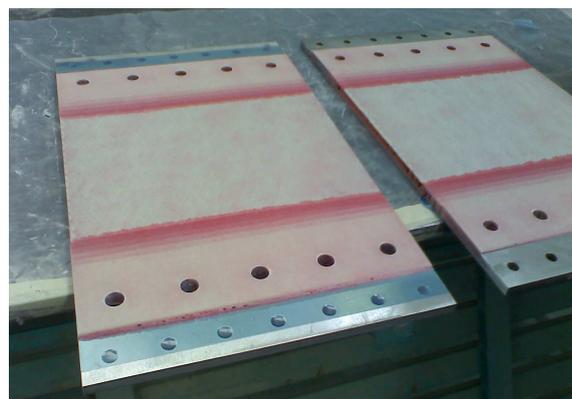
(b)



(c)



(d)

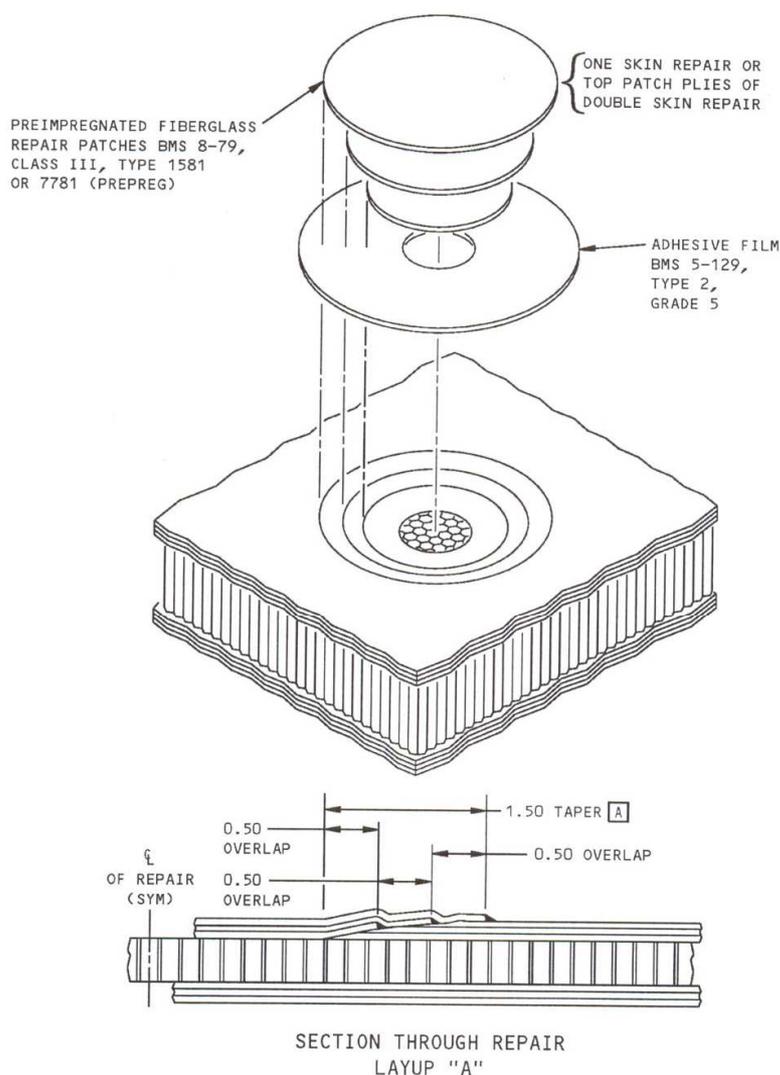


(e)

Figura 69 Preparación y pegado de soportes de refuerzo a) Dimensionamiento de los soportes, b) Recortes de las 5 capas de los soportes, c) Pegado de los soportes a la probeta, d) Preparación para la aplicación de vacío, e) Probetas con soportes curados y barrenados nuevamente.

5.2 REALIZACIÓN DE LA REPARACIÓN.

Para esta parte se practicaron sobre dos probetas dos tipos de reparación de acuerdo al manual de reparaciones estructurales del B-757, las cuales son típicas para radomos y en donde se incluyo también extracción de zona dañada de panal de abeja. Las reparaciones practicadas tal como aparecen en el manual de reparaciones estructurales se presentan en las figuras 70 y 71. En la figura 70, aparece la reparación en la cual se utilizan preimpregnados y en la figura 71, la reparación mediante el proceso de impregnación-insitu (Wet-layup). Una de ellas es del tipo circular tal como aparece en la figura 70, y la otra es del tipo rectangular, conservando las mismas indicaciones de la figura 71. Cabe hacer la aclaración que algunos materiales fueron sustituidos por otros del mismo tipo y características, debido a la disponibilidad en el taller, sin embargo, todos son materiales de uso aeronáutico.



NOTES

- ALL DIMENSIONS SHOWN ARE IN INCHES
 - 3 REPAIR PLYS FOR USE ON 3 PLY SKIN STRUCTURE ARE SHOWN. FOR 4 PLY SKIN STRUCTURE, USE 4 REPAIR PLYS WITH AN OVERLAP OF 0.50 FOR EACH.
- [A] MAKE A 2.00 TAPER ON A 4 PLY SKIN STRUCTURE.

Figura 70. Reparación practicada en la probeta con preimpregnados

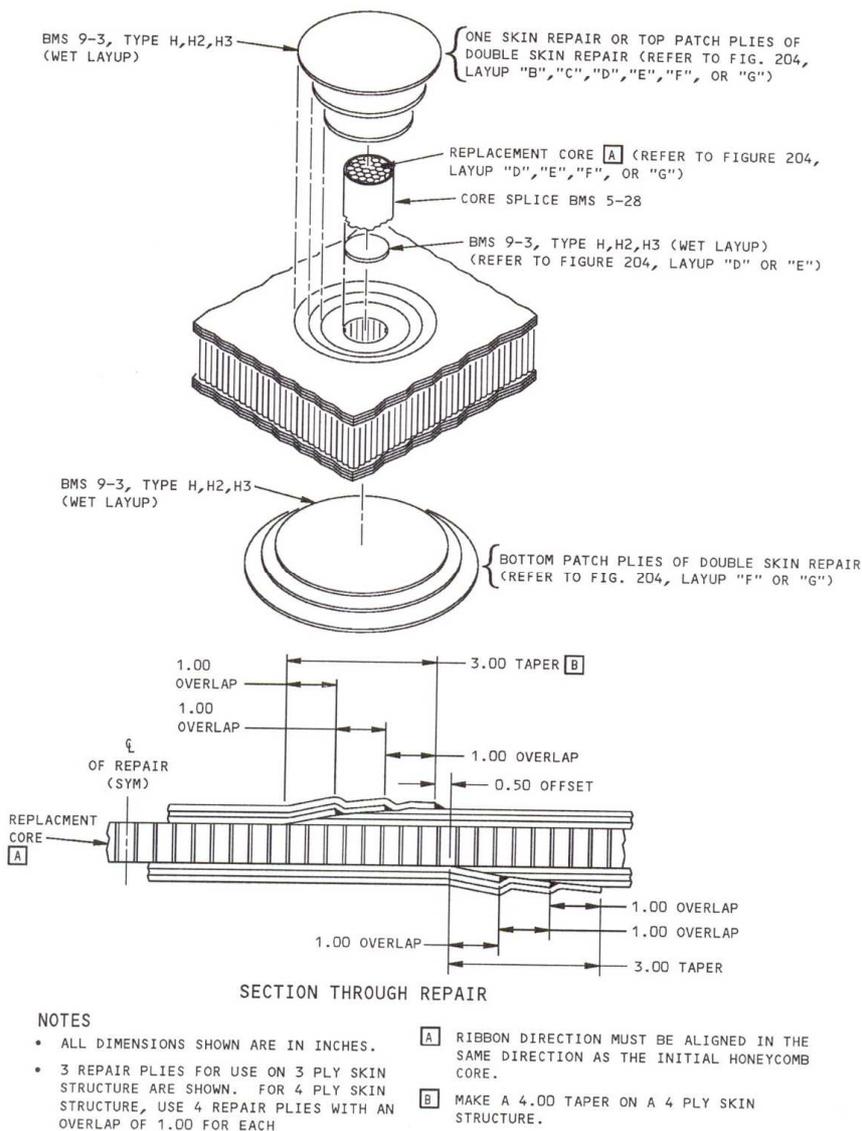
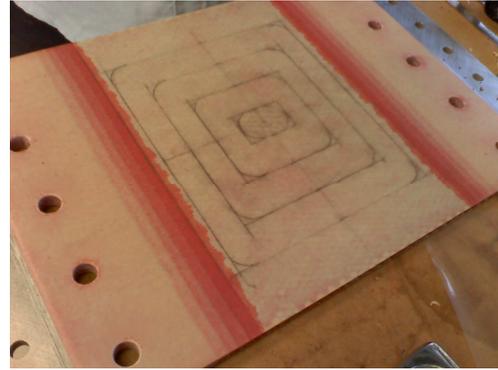


Figura 71. Reparación practicada en probeta por impregnación in-situ (Wet-layup)

Para la realización de las reparaciones se tomaron los procedimientos indicados en el manual, de reparaciones estructurales, empezando por el trazado y continuando por la extracción del núcleo y la remoción de las zonas de traslape. Para la remoción del panel de abeja de ambas probetas se usa un moto tool, el cual también se uso para lijar las capas donde se aplicara la reparación. En la figura 72 se muestra la secuencia que se siguió.



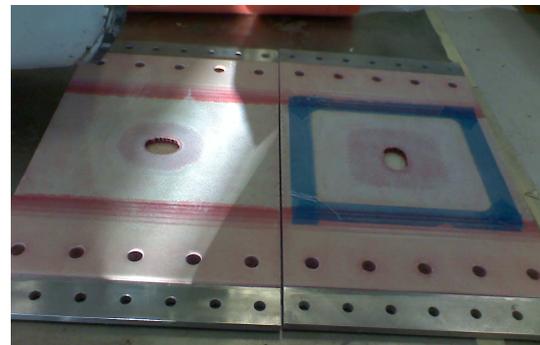
(a)



(b)



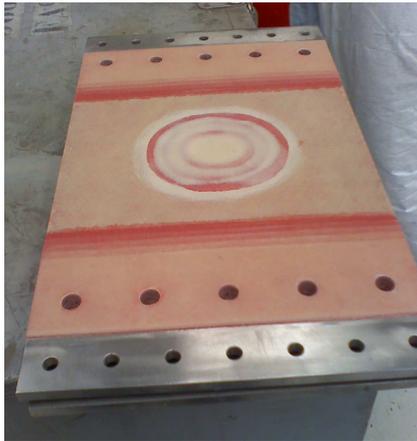
(c)



(d)

Figura 72 Diseño y fabricación de reparaciones en probetas, a) Diseño de reparación Prepreg , b) Diseño de reparación Wet lay up, c) Proceso de remoción de Honeycomb y lijado, d) Probetas con núcleo removido y lijado de capas.)

Una vez realizada la preparación de las probetas para la reparación, se substituye el núcleo de ambas, con el uso del adhesivo conocido como blue filler, después, se substituyen las capas y se cura mediante el proceso de moldeo en bolsa de vacío, anteriormente descrito y finalmente las reparaciones quedan concluidas como se muestran en la figura 73.



(a)



(b)



(c)

Figura 73 Reparaciones concluidas a) Reparación Prepreg, b) Reparación Wet lay up, c) Soportes metálicos con probeta sin reparación.

5.3 VALIDACIÓN EXPERIMENTAL

Para validar las probetas diseñadas y fabricadas se solicitó la asistencia de la empresa CIMCO S.A de C.V. con el fin de utilizar técnicas avanzadas para la visualización del campo de deformaciones y desplazamientos por medio de estéreo correlación de imágenes, especialmente se agradece la colaboración del Ing. Muganes Musharrafié. El equipo utilizado es el modelo ARAMIS de la empresa GOM.

Esta técnica requiere el empleo de dos cámaras CCD sincronizadas las cuales toman pares de imágenes relacionadas al tiempo, de la carga sobre la probeta, de tal manera que se realiza una secuencia a lo largo de un ensayo. Los pares de fotos son procesados mediante algoritmos de identificación de patrones, los cuales identifican puntos de la probeta iguales en la secuencia y los localizan en la rejilla de bits, de tal manera que con una calibración previa de distancia, es posible obtener el campo de desplazamientos y el campo de deformaciones. Para la aplicación de esta técnica es necesario la preparación de la probeta con un moteado contrastante, la mayoría de las veces es un fondo blanco y un moteado negro, o al revés, un moteado blanco sobre fondo negro.

En la figura 75, se muestra los datos ya procesados para un determinado instante sobre la probeta, en donde es posible observar el campo de deformaciones presente, en el cual se ve claramente la relación con la reparación practicada, validando con este hecho la funcionalidad de la probeta.

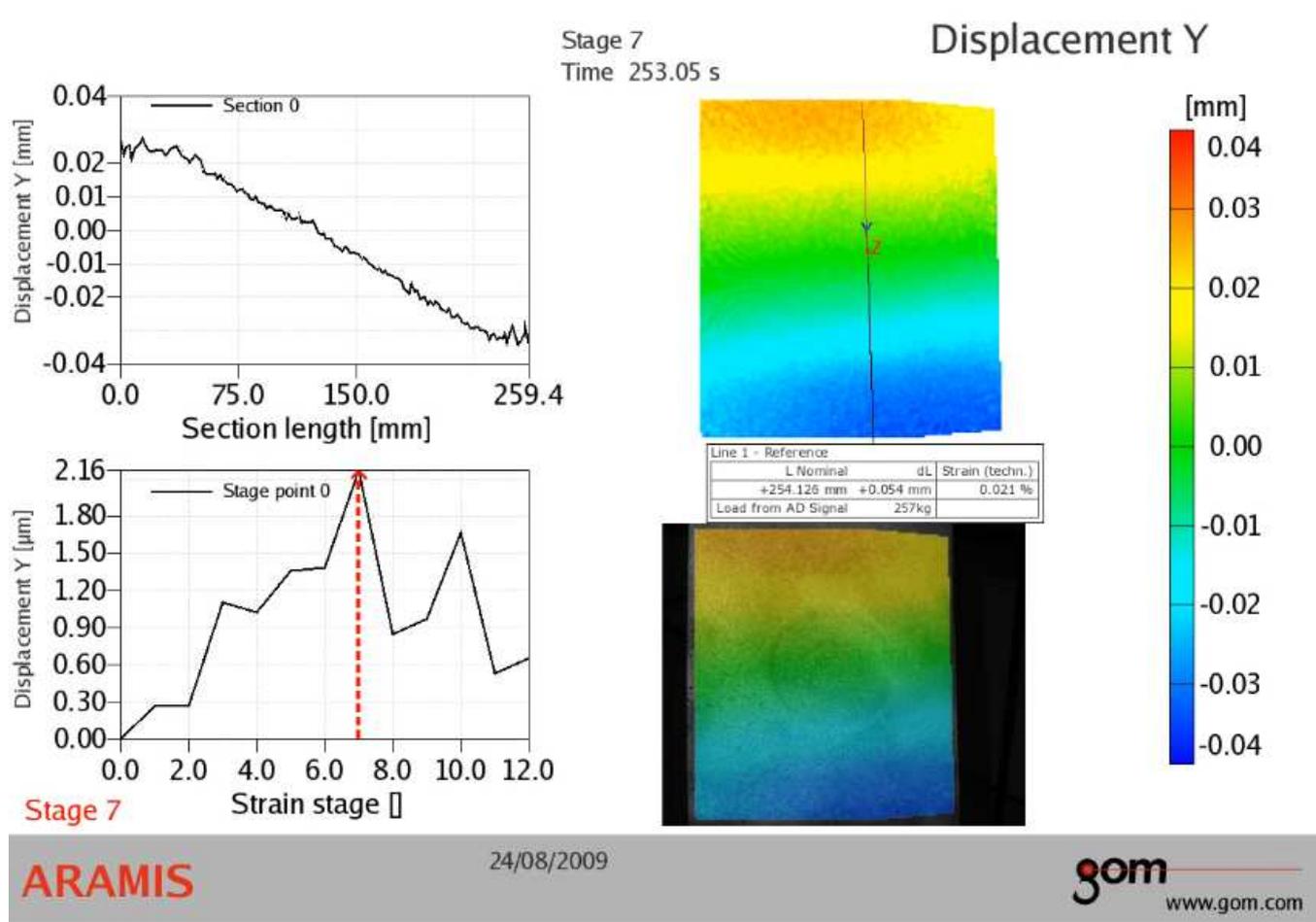


Figura 74. Imagen por correlación mostrando el campo de deformaciones presente.

De esta manera quedó concluida la etapa de fabricación y la culminación del trabajo, en el capítulo siguiente se presentan las conclusiones generales del trabajo.

CAPITULO 6

CONCLUSIONES

A partir de la realización de este trabajo se pueden desprender como conclusiones globales las siguientes:

- » Se cumplió el objetivo global de diseñar una probeta representativa de reparaciones estructurales practicadas en una aeronave de transporte comercial, y se validó experimentalmente utilizando máquinas de ensayos mecánicos convencionales.
- » Se identificó una reparación practicada comúnmente en el radomo de una aeronave comercial, el cual es un componente fabricado en materiales compuestos poliméricos, con una construcción tipo sándwich.
- » Fue posible conocer las características geométricas del cascarón, como son: espesor total del cascarón, número de capas, materiales y orientación de cada capa, así como sus espesores y propiedades físicas, a partir de la aplicación de técnicas tales como: la microscopía óptica; técnica hidrostática, basada en el principio de Arquímedes y la técnica de calcinación. Estas características geométricas son conocidas como parámetros de diseño de la probeta y fueron calculadas para obtener de manera rigurosa el comportamiento del material con que está constituido el componente estructural.
- » Se obtuvieron las cargas sobre el cascarón en condiciones críticas de operación, tomando como referencia el factor de carga que aplica para cualquier aeronave comercial. En lo que respecta a las cargas sobre el cascarón, se observó que para las características de tamaño y forma del cascarón las cargas a las que está sometido son relativamente bajas comparadas con las cargas que pueden ser soportadas por materiales similares, por lo que el cascarón en cuestión, es probable que se haya dimensionado para otro tipo de cargas como lo pueden ser: cargas de impacto por aves, objetos extraños como piedras sobre el pavimento (FOD), granizo, o impactos producidos accidentalmente por caída de herramientas, colisión de equipos durante el abastecimiento ó mantenimiento (factor humano).
- » Para el diseño y manufactura de la probeta se aplicó la metodología del QFD, para encontrar respuestas innovadoras y de calidad a través de las necesidades del cliente, enfocándolas en el diseño. Sin embargo, también se requirió establecer las condiciones de seguridad en cuanto a la resistencia que debía de satisfacer en base a las condiciones de operación y caracterización física del material, con el anhelo de obtener una plataforma experimental que sirviera para conocer datos sobre resistencia y comportamiento mecánico de una reparación sobre el radomo, pero sin rebasar la carga a la cual el material falla.

- » Después de un periodo de pláticas con diferentes empresas se logro la fabricación de tres prototipos de probetas representativas dos con reparaciones diferentes y una tercera sin reparación, utilizando materiales y procesos utilizados en aeronaves y practicando las reparaciones de acuerdo con lo establecido con los manuales de reparaciones estructurales.

- » Se validó experimentalmente la probeta utilizando técnicas avanzadas mediante la estéreo correlación de imágenes, con lo cual quedo demostrado que dichas probetas simulan el comportamiento mecánico de la reparaciones practicadas.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Frank M. White. Mecánica de fluidos. Mc Graw-Hill, 1ª Ed 1983.pag. 486
- [2] FAR 25 (federal Aircraft Regulation),FAA Authority
- [3] Kurt Giek / Reiner Giek Manual de formulas técnicas.pag.26
- [4] Jean Louis Fanchon/Guide Des Sciences ET Technologies Industrielles/AFNOR Nathan.
- [5] Antonio Miravete de Marco II, Materiales Compuestos, Lugar de edición, 2000.
- [6] Boeing ,Structural Repair Manual, Chapter 51, Boeing 757-200,
- [7] Daniel Gay, Matériaux Composite, 4ème edition, Hermès, Paris, 1997.
- [8] Michel Aublin, Systèmes Mécaniques, Théorie et Dimensionnement, Duunod, Paris, 1992.
- [9] Pierre-Etienne Bourban, Leif Carlson, Jean-Pierre Mercier, Jan-Anders E. Manson, Traité de Matériaux,
- [10] Vol 15, Matériaux Composites à matrice Organique, Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, Lausanne, 2004.
- [10] Cong N. Duong, Chun Hui Wang, Composite Repair Theory and Design, Elsevier, Oxford, 2007.
- [11] J. M. Berthelot, Matériaux Composites, 3ème edition, Editions Tech and Doc, Paris 1999.
- [12] A. Chevalier, Diseño Industrial, Traducción realizada por Mariano Domingo Padrol, Limusa Noriega Editores.
- [13] Mc Donnell Douglas Corporation ,Engineering Training, Repair Design,
- [14] Heatcon, Curso de manejo del controlador Heatcon 9500, Departamento de Ingeniería de Aeroméxico, 30 junio 1991.
- [15] Hilario Hernández, Curso de comportamiento mecánico de materiales compuestos, ESIME TICOMAN.
- [16] Hilario Hernández, Apuntes de Uniones atornilladas, remachadas y soldadas. ESIME TICOMAN.
- [17] Hilario Hernández, Apuntes teoría de diseño, IPN-ESIME Ticomán, México, 2001.
- [18] Russell C.Hibbeler, Mecánica de materiales, Primera reimpresión 1995. Editorial CECSA.
- [19] Robert W. Fitzgerald, Mecánica de materiales, Decimo cuarta reimpresión México 2005. Editorial Alfaomega.
- [20] http://www2.ubu.es/caict/consarq/asigatconsarq/materialesl/seminarios/Capitulo_I_Introduccion/dosresp.doc

- [21] [http://radomerepair.aero/Resources/dscf1178.jpeg&imgrefurl=http://radomerepair.aero/&usg=__VDhvf_ZM2qMXb5ATv4jSFva7bg=&h=121&w=121&sz=5&hl=es&start=147&um=1&tbnid=O54f4zWPIfYxBM:&tbnh=89&tbnw=89&prev=/images%3Fq%3DKIND%2BOF%2BNOSE%2BRADOME%2B\(AIRCRAFTS\)%26ndsp%3D20%26hl%3Des%26lr%3D%26rlz%3D1R2GPCK_es%26sa%3DN%26start%3D140%26um%3D1](http://radomerepair.aero/Resources/dscf1178.jpeg&imgrefurl=http://radomerepair.aero/&usg=__VDhvf_ZM2qMXb5ATv4jSFva7bg=&h=121&w=121&sz=5&hl=es&start=147&um=1&tbnid=O54f4zWPIfYxBM:&tbnh=89&tbnw=89&prev=/images%3Fq%3DKIND%2BOF%2BNOSE%2BRADOME%2B(AIRCRAFTS)%26ndsp%3D20%26hl%3Des%26lr%3D%26rlz%3D1R2GPCK_es%26sa%3DN%26start%3D140%26um%3D1)
- [22] http://highered.mcgraw-hill.com/sites/dl/free/9701061039/468032/capitulo_muestra_estatica_9e_05m.pdf
- [23] <http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/materiales-compuestos/capitulo1.pdf>
- [24] http://www.corecomposites.com/nomex.cfm?family_id=3
http://www.tpub.com/content/chinookmanuals/TM-55-1520-240-23-1/css/TM-55-1520-240-23-1_69.htm
- [25] <http://www.taringa.net/posts/links/936629/Manual-de-F%C3%B3rmulas-T%C3%A9cnicas-Gieck.html>
- >> Enlace para la descarga:
http://rapidshare.com/files/65460500/_All__Manual_De_Formulas_Tecnicas_Gieck.pdf.html
- [26] NORMA Oficial Mexicana NOM-039-SCT3-2001, Que regula la aplicación de directivas de aeronavegabilidad y boletines de servicio a aeronaves y sus componentes.
- [26b] PROYECTO de Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-043/2-SCT3-2000, Que regula el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, planeador, cuerpo básico para el caso de helicópteros, motores, hélices, componentes y accesorios.
- [27] <http://faa.gov.datasheet>
- [28] Boeing, Structural Repair Manual, 2005, chapter 53-10-72.