

# **UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA**

FACULTAD DE INGENIERÍA MEXICALI

ÁREA DE POSGRADO

MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA



## **EVALUACIÓN DE LA REPARACIÓN MEDIANTE LA PRUEBA DE COMPRESIÓN DESPUÉS DEL IMPACTO (CAI) EN MATERIALES COMPUESTOS CON ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH**

---

PRESENTA:

ING. MIGUEL EDUARDO VELAZCO MARTINEZ

DIRECTORA DE TESIS: LIDIA ESTHER VARGAS OSUNA

CO-DIRECTOR: JUAN DE DIOS OCAMPO DÍAZ

**Mexicali, B.C., a noviembre 2017**

## Agradecimientos

Gracias, de corazón, a mi familia, que son un pilar importante en cada paso que doy. Gracias por su paciencia, motivación y aliento. Siempre hacen fácil lo difícil. Estoy realmente agradecido por poder contar con su guía y ayuda.

Gracias, a mis tutores y cada uno de los miembros que colaboraron en este proyecto. A los doctores Lidia Esther, Juan de Dios, Emmanuel Santiago y a los maestros Omar Alejandro y Elvira Aurora. Gracias por su paciencia, dedicación, criterio y conocimiento. Ha sido un privilegio formar un equipo con ustedes.

Gracias a todas las personas de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Autónoma de Baja California, en especial a las personas del P.E Aeroespacial y Mecánica, por su atención y amabilidad durante mi estancia como alumno de maestría.

Gracias a Juan de Dios García y a la empresa GKN Aerospace, por todo el soporte brindado, sin su apoyo hubiese resultado complicado llevar a buen término el desarrollo del proyecto.

Gracias al Ing. Javier Zúñiga por el apoyo brindado al término de las pruebas experimentales dentro del proyecto.

Gracias a las personas que, de una u otra manera, han sido un apoyo en el aspecto personal y profesional durante la etapa como alumno de maestría: Diego Pérez, Román Vera, Karen López, Manuel Castro, Melissa Aldaco, Fernanda Sánchez, Fernanda Kelez, Arlette Villa, Martha Flores. Gracias por siempre tomarse el tiempo de escucharme.

Gracias al apoyo brindado por CONACYT, quien me permitió la posibilidad de desarrollarme profesionalmente.

Gracias a DIOS, quien me brinda día a día la oportunidad de intentar ser mejor persona.

## Índice General

Nomenclatura .....	IV
Índice de figuras .....	V
Índice de tablas.....	X
Introducción .....	XI
Justificación .....	XIII
Objetivo .....	XIV
Hipótesis.....	XIV
Metas.....	XIV
Capítulo I. Estado del Arte .....	1
1.1 Materiales compuestos con estructura tipo sándwich.....	1
1.2 Investigaciones en materiales compuestos con estructura tipo sándwich. ....	5
1.3 Daño por impacto.....	8
1.4 Prueba de compresión después del impacto (CAI).....	13
Capítulo II. Materiales compuestos .....	15
2.1 Refuerzo .....	15
2.1.1 Tejidos .....	16
2.1.2 Materiales de refuerzo.....	18
2.2 Matriz.....	21
2.2.1 Matriz polimérica .....	21
2.2.1.1 Resinas Termoestables.....	22
2.2.1.2 Resinas Termoplásticas .....	25
2.2.1.3 Procesos de producción .....	27
2.2.2 Matriz metálica .....	33
2.2.3 Matriz cerámica.....	34
2.3 Núcleos.....	34
2.3.1 Balsa.....	34

2.3.2 Espumas Termoestables.....	35
2.3.3 Espumas Sintácticas.....	35
2.3.4 Espumas de PVC enlazado.....	36
2.3.5 Espumas de PVC lineal.....	36
2.3.6 Honeycomb.....	36
2.3.7 Espuma PMI.....	37
2.4 Tipos de estructuras.....	37
2.4.1 Laminados.....	37
2.4.2 Estructura tipo sándwich.....	39
2.2 Tipos, características y fuentes de daño.....	48
2.2.1 Daños caracterizados por la etapa de ocurrencia.....	48
2.2.1.1 Manufactura.....	48
2.2.1.2 Servicio.....	49
2.2.2 Daños caracterizados por imperfección física.....	50
Capítulo III. Impacto en materiales compuestos.....	52
3.1 Impacto de baja velocidad.....	52
3.1.1 Equipo de prueba.....	54
3.1.1.1 Ensayo de impacto Izod y Charpy.....	54
3.1.1.2 Ensayo de impacto de masa en caída libre.....	54
3.2 Modos de falla en impactos de baja velocidad.....	55
3.3 Geometría del indentador y masa.....	59
3.4 Impacto de caída libre y baja velocidad en materiales compuestos con estructura tipo sándwich.....	60
3.5 Resistencia después del impacto.....	61
3.5.1 Resistencia a tensión después del impacto.....	61
3.5.2 Resistencia de compresión después del impacto.....	62
3.6 Principios de tolerancia al daño [44].....	63

3.7 Pruebas no destructivas.....	64
3.7.1 Inspección Visual .....	64
3.7.2 Prueba de golpe.....	65
3.7.3 Rayos X .....	65
3.7.4 Ultrasonido.....	66
3.8 Técnicas de reparación de materiales compuestos.....	67
3.8.1 Daños típicos en la estructura.....	68
3.8.2 Tipos de reparación .....	70
3.8.3 Reparación estructural en paneles tipo sándwich.....	71
Capítulo IV. Materiales y métodos. ....	74
4.1 Diseño experimental .....	74
4.2 Preparación de los especímenes .....	75
4.3 Prueba de Impacto por gravedad.....	82
4.4 Análisis de profundidad de indentación del daño. ....	86
4.5 Análisis de área de daño.....	87
4.6 Reparación de los especímenes dañados .....	91
4.7 Modo de falla de los especímenes a la prueba de CAI .....	95
Capítulo V Resultados .....	96
5.1 Resultados de prueba de impacto.....	96
5.1.1 Resultados de área de daño .....	97
5.1.2 Resultados de indentación .....	104
5.2 Resultados de prueba de compresión después del impacto.....	107
Capítulo VI. Conclusiones.....	124
Referencias .....	126
Anexo A.....	132
Anexo B.....	142

## Nomenclatura

- b - Ancho de la viga
- c - Espesor de núcleo
- d - distancia entre planos medios de los laminados
- D - Resistencia a flexión de la viga
- di - Diámetro del indentador
- E - Energía de deformación elástica
- Ec - Módulo de Young de núcleo
- Ef - Módulo de flexión
- Es - Módulo de Young de laminado
- $\gamma$  - Energía de fractura
- Gc - Módulo cortante del núcleo
- GL - Módulo cortante longitudinal
- Gw - Módulo cortante transversal
- Kb - Coeficiente de flexión
- Ks - Coeficiente de deflexión cortante
- L - Longitud total de la viga
- q - Carga uniformemente distribuida
- S - Resistencia a cortante de la viga
- t - Espesor de laminado
- Vi - Velocidad de impacto
- Vs - Velocidad del sonido del material
- $\delta$  - Deflexión total de la viga
- $\mu$  - Módulo de Poisson
- $\sigma$  - Resistencia a la flexión
- $\tau$  - Esfuerzo Cortante interlaminar

## Índice de figuras

Fig. 1 Bombardero Mosquito.....	2
Fig. 2 Vultee BT-15.....	3
Fig. 3 Avión de combate caza F-14.....	3
Fig. 4 Boeing 787 (Dreamliner).....	5
Fig. 5 Daño en alerón construido con material compuesto tipo sándwich [14].....	9
Fig. 6 Tipos de refuerzos a) fibras continuas, b) fibras discontinuas. [1] .....	16
Fig. 7 Tipo de configuraciones de tejidos entrelazados. [11].....	17
Fig. 8 Esquema de tejido no entrelazado. [11].....	18
Fig. 9 Esquema del proceso de wet lay up. [11].....	28
Fig. 10 Esquema del proceso de Lay up con fibras pre-impregnadas. [11] .....	29
Fig. 11 Esquema de proceso de spray up. [11].....	30
Fig. 12 Esquema del proceso de pultrisión. [11].....	31
Fig. 13 Esquema del proceso de moldeo por inyección de resina. [11].....	32
Fig. 14 Esquema del proceso de moldeo por compresión. [11].....	33
Fig. 15 Geometría del núcleo de balsa [13].....	35
Fig. 16 Configuración de una lámina y un laminado [1].....	38
Fig. 17 Comparación de las propiedades de tensión de matriz, fibra y compuesto [1]. ....	38
Fig. 18 Sección transversal de un laminado de carbono / resina epóxico [1]. .....	39
Fig. 19 Esquema de estructura tipo sándwich con núcleo tipo honeycomb.....	40
Fig. 20 Comparación de resistencia y rigidez utilizando de estructura tipo sándwich. ....	41
Fig. 21 Deflexión excesiva bajo carga crítica [2]. .....	42
Fig. 22 Viga de material compuesto con estructura tipo sándwich sometida a flexión de 3 puntos: a) soporte simple, b) corte de sección de la viga [2]. .....	44
Fig. 23 Placa de estructura tipo sándwich soportada en los 4 bordes [2]. .....	46
Fig. 24 Graficas para calcular el coeficiente K1 [2]. .....	47
Fig. 25 Curva de resistencia de tensión después del impacto de un laminado de material compuesto [58]. .....	62
Fig. 26 Zona de impacto y propagación de daño a través de la estructura [61].....	68
Fig. 27 Delaminación provocada por un impacto [61].....	69
Fig. 28 Abolladura en la estructura tipo Sándwich [61].....	69
Fig. 29 Rotura en la estructura tipo Sándwich [61].....	69
Fig. 30 Reparación por parche [61].....	71
Fig. 31 Reparación por parche alternativa [61].....	72

Fig. 32 Reparación de reducción gradual lisa [61]. .....	72
Fig. 33 Reparación de reducción gradual escalonada [61].....	73
Fig. 34 Diagrama de flujo del proceso de experimentación, el cual consta de cinco fases para obtener el esfuerzo de compresión de los 3 estados de los especímenes antes descritos. ....	74
Fig. 35 Diagrama de flujo del proceso de elaboración de especímenes por el método de bolsa de vacío y curado en autoclave. ....	76
Fig. 36. Materiales utilizados para la elaboración de los especímenes: A la izquierda se muestra la fibra aramida (Kevlar) y la figura de la derecha el núcleo tipo Nomex. ....	76
Fig. 37 Núcleo de Nomex con 1 in de Structural Void Filling Compound EC-3500-2 en el borde. ....	77
Fig. 38 Dimensionamiento y trazado de las fibras pre impregnadas. ....	78
Fig. 39 Colocación de las capas del primer laminado sobre la placa de aluminio. ....	79
Fig. 40 Colocación del núcleo sobre el primer laminado y colocación de las 4 capas del laminado superior. ....	79
Fig. 41 Se muestran las capas que son colocadas para el proceso de embolsado: 1) Release film (café), 2) perforated film (azul), 3) bleeder (blanco), 4) bolsa de vacío (café oscuro).....	80
Fig. 42 Ciclo de curado de los especímenes, en el cual se muestra la rampa de temperatura en dos fases, como primera fase se mantiene la temperatura a 160°F por 30 min, se consolida la pieza a 370°F por dos horas y se enfría bajando la temperatura a 150°F por media hora y después por enfriamiento a medio ambiente. ....	81
Fig. 43 Especímenes terminados conforme a las especificaciones de fabricación y dimensionamiento en base a la norma ASTM D7766. ....	82
Fig. 44 Esquema de Fixture de máquina de impacto, donde se muestra la base donde es colocado el espécimen para ser asegurado mediante sujetadores y poder someterlo a la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad. [58].....	83
Fig. 45 Medidor de caratula utilizado para la medición de la indentación en el espécimen.	86
Fig. 46. Esquema que muestra las líneas en los ejes "x" y "y", que pasan por el punto medio del impacto y son tomadas como referencia para tomar las mediciones de profundidad de indentación a lo largo del espécimen.....	87
Fig. 47. Se muestra los ejes que son trazados a lo largo de los ejes "x" y "y" del espécimen, así como a cada 45°, que tienen como punto de coincidencia el punto medio de la zona	

dañada por impacto. Las marcas rojas indican el alcance que tuvo la extensión de daño en cada eje. ....	88
Fig. 48. La delimitación del perímetro del área de daño es representada con color azul, dicho perímetro se obtiene al unir con una línea recta las máximas extensiones de daño en cada eje (marca roja) .....	89
Fig. 49. Tratado de imagen para la medición de área de daño. ....	90
Fig. 50 Diagrama de flujo que describe el proceso para la reparación de loes especímenes de prueba que fueron dañados por la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad.91	
Fig. 51 Remoción de área de daño mediante la utilización de una herramienta de rotación neumática y una herramienta de corte en el espécimen 6. ....	92
Fig. 52 Fibras recortadas para la reparación del laminado dañado. ....	92
Fig. 53 A la izquierda se muestra la colocación de Structural Void Filling Compound EC-3500-2 (color negro) alrededor del orificio generado por la remoción de material, a la derecha se muestra el núcleo colocado en la zona donde se removió el núcleo dañado. 93	
Fig. 54 Colocación de las capas de fibra, para generar un nuevo laminado.....	94
Fig. 55. Embolsado de los especímenes que fueron reparados. ....	94
Fig. 56 Imágenes digitales obtenidas con la prueba de C-scan, se muestra la comparativa de la delimitación del área de daño medida visualmente (grafico color verde) con lo medido con el tratado de la imagen digital (grafico color azul), de los especímenes que fueron dañados a 20J. ....	100
Fig. 57. Imágenes digitales obtenidas con la prueba de C-scan, se muestra la comparativa de la delimitación del área de daño medida visualmente (grafico color verde) con lo medido con el tratado de la imagen digital (grafico color azul), de los especímenes que fueron dañados a 40J. ....	102
Fig.58 Identación medida a lo largo del eje “x” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 20 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración. ....	104
Fig.59 Identación medida a lo largo del eje “y” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 20 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración. ....	105
Fig.60. Identación medida a lo largo del eje “x” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 40 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración. ....	106

Fig.61. Identación medida a lo largo del eje “y” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 40J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración. ....	106
Fig. 62. Espécimen 13 después de la prueba de CAI.....	108
Fig. 63 Espécimen 14 después de la prueba de CAI.....	108
Fig. 64 Espécimen 15 después de la prueba de CAI.....	109
Fig. 65 Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes sin daño sometidos a la prueba de CAI donde se muestra un comportamiento similar en los especímenes que no fueron sometidos a las pruebas de impacto. ....	110
Fig. 66. Espécimen 2 después de la prueba de CAI. ....	111
Fig. 67 Espécímenes 4 y 8 después de la prueba de CAI.....	112
Fig. 68 Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J sometidos a la prueba de CAI, donde se puede apreciar en la imagen del espécimen la imagen en el momento exacto donde ocurre la propagación de la falla, posteriormente existe una caída en su esfuerzo a compresión. ....	113
Fig. 69. Espécimen 1 después de la prueba de CAI .....	114
Fig. 70 Espécimen 5 después de la prueba de CAI. ....	115
Fig. 71 Espécimen 11 después de la prueba de CAI.....	115
Fig. 72. Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J y reparados sometidos a la prueba de CAI, donde se aprecia la imagen del espécimen 1 en el momento en el que se propaga la falla a través de la reparación, posteriormente existe una caída en su esfuerzo. ....	116
Fig. 73 Espécímenes 3, 7 y 10 después de la prueba de CAI, se observa una similitud en su modo de falla. ....	117
Fig. 74. Curva esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 40J sometidos a la prueba de CAI, donde se muestra la imagen del espécimen en el instante que ocurre la propagación de la falla y posteriormente disminuye su esfuerzo a compresión. ....	119
Fig. 75 Espécimen 6 después de la prueba de CAI. ....	120
Fig. 76. Espécimen 9 y 12 después de la prueba de CAI.....	121
Fig. 77. Curva esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J y reparados sometidos a la prueba de CAI. Donde se aprecia que el espécimen 6 va a la baja al contrario de los especímenes 9 y 12, esto debido a que el parche de reparación se desprendió en el laminado. ....	122



## Índice de tablas

Tabla 1 Pruebas no destructivas (NDT) y principales defectos que detectan en las diferentes estructuras de materiales compuestos [34].	11
Tabla 2 Propiedades típicas de resinas termoestables.	23
Tabla 3 Propiedades de las resinas termoplásticas.	26
Tabla 4 Modos de falla en materiales compuestos con estructura tipo sándwich [2].	43
Tabla 5. Valores que son usados en diferentes condiciones a flexión de las vigas [2].	45
Tabla 6. Código de modo de falla según la ASTM D7137 [46].	56
Tabla 7 Bitácora de pruebas de impacto a 20J, donde se muestran las especificaciones de cada experimento así como los datos de área de daño e indentación máxima.	96
Tabla 8 Bitácora de pruebas de impacto a 40J, donde se muestran las especificaciones de cada experimento así como los datos de área de daño e indentación máxima.	97
Tabla 9. Concentrado de datos de extensión de daño medido en in conforme a la metodología del punto 4.5, se muestran las mediciones realizadas con la técnica visual y la técnica de C-scan de especímenes dañados a 20J.	97
Tabla 10 Concentrado de datos de extensión de daño medido en in conforme a la metodología del punto 4.5, se muestran las mediciones realizadas con la técnica visual y la técnica de C-scan de especímenes dañados a 40J.	98
Tabla 11. Diferencia de área entre la medición visual y C-scan referenciada a la medición visual de especímenes dañados a 20J.	103
Tabla 12 Diferencia de área entre la medición visual y C-scan referenciada a la medición visual de especímenes dañados a 40J.	103
Tabla 13. Comparativa de esfuerzo máximo, porcentaje de reducción y recuperación de la propiedad de compresión de cada estado de los especímenes.	107

## Introducción

Los materiales compuestos son conformados por la combinación heterogénea de dos o más materiales. Estos se componen de una matriz y un refuerzo, la matriz tiene como función de mantener fijo al refuerzo, protegerlo del medio ambiente y transmitir las cargas hacia el refuerzo, mientras que el refuerzo tiene la función de soportar las cargas a las que es sometido el elemento [1].

Se conocen dos tipos de estructuras principales en las cuales se puede fabricar un material compuesto: laminado y sándwich. La estructura de tipo laminado se compone por el apilamiento de distintas capas de refuerzo, pueden estar en la misma dirección, distintas direcciones o dirección aleatoria, así como el refuerzo puede ser de fibras continuas o discontinuas. La estructura de tipo sándwich es conformada por dos laminados separados por un núcleo, el cual tiene como función dar rigidez a la estructura y poder soportar el esfuerzo cortante que es provocado por las fuerzas que son aplicadas fuera de plano [2].

Algunos elementos de aeronaves comerciales son fabricados con materiales compuestos de matriz polimérica, como por ejemplo los alerones, estabilizadores horizontales y verticales, los elementos antes mencionados que son elaborados con materiales compuestos cuentan con mejores propiedades en su relación resistencia-peso comparados con los elaborados de aleaciones de aluminio y otros metales, lo que los convierte a los materiales compuestos en idóneos para la reducción de peso en las aeronaves.

Los materiales compuestos son susceptibles a generar daños considerables en su estructura cuando son impactados, esto reduce sus propiedades mecánicas. Por lo que se propone realizar una reparación estructural con el fin de hacer recobrar sus propiedades. Y existe el interés de conocer el comportamiento a compresión de la estructura después de realizar una reparación con el fin de profundizar en la investigación en este campo.

El trabajo ha sido elaborado con seis capítulos, los cuales se describen a continuación:

En el capítulo uno, se muestra una visión general del estado del arte donde se encuentran estudios que se han realizado en el pasado, en el área de materiales compuestos de estructura tipo sándwich, estudios anteriores realizados sobre daño por impacto, pruebas de inspección no destructiva y la prueba de compresión después del impacto o CAI por sus siglas en ingles.

Posteriormente se muestra en el capítulo II de manera general los conceptos de materiales compuestos, tipos de materiales utilizados en la industria aeroespacial y procesos de manufactura.

Dada la importancia del tema, en el tercer capítulo se induce el conocimiento necesario para comprender el fenómeno de impacto de baja velocidad en materiales compuestos, equipos utilizados para las pruebas de impacto, pruebas no destructivas para analizar los daños y los conceptos de reparación.

En el capítulo cuatro se desarrolla la experimentación donde se describen los materiales, procesos, equipos y procedimientos empleados para la obtención de los resultados experimentales, los parámetros de las pruebas, forma de medir y analizar las variables de respuesta.

Una vez realizados los ensayos experimentales en el capítulo cinco, se muestran los resultados obtenidos los cual nos permite realizar las comparativas pertinentes y analizar los datos obtenidos.

Finalmente en el capítulo seis se muestran las conclusiones finales que resultaron del desarrollo de las pruebas experimentales.

## Justificación

Debido a la necesidad de reducir el coste de operación con un menor consumo energético en aeronaves comerciales, surge el interés en desarrollar composiciones de materiales que cumplan los requisitos de operación. Los materiales compuestos cuentan con una buena relación de resistencia-peso lo cual los vuelve idóneos para utilizarse en estructuras mecánicas de aviones comerciales. Actualmente el Boeing 787 y Airbus 350, utilizan alrededor del 50% en peso de materiales compuestos en su construcción.

Este tipo de materiales cuentan con excelentes propiedades de resistencia-peso como ya se hizo mención, pero su propiedad para disipar la energía al tener contacto debido a un impacto con un proyectil es limitada, lo cual los vuelve vulnerables a ciertas situaciones que comprometen sus propiedades mecánicas. Este fenómeno puede ocasionar daños en las estructuras elaboradas con material compuesto, los daños pueden ser visibles o no visibles según la intensidad del impacto.

Es de suma importancia detectar los daños a tiempo, de lo contrario la parte puede fallar súbitamente y causar un daño catastrófico. Una vez detectado el daño, existen dos formas para eliminarlo; 1) realizando el cambio completo de la parte y 2) realizando una reparación estructural. En la industria de aviación comercial lo más utilizado para la eliminación de daños es efectuando un cambio completo de la parte, por lo que se sugiere analizar experimentalmente la posibilidad de recobrar las propiedades mecánicas mediante una reparación.

Las estructuras tipo sándwich actualmente son utilizadas en la elaboración de estructuras para el transporte aéreo, debido a su configuración brindan excelentes propiedades mecánicas de rigidez, especialmente resistencia a esfuerzos fuera de plano y resistencia al esfuerzo cortante. Existe el interés de caracterizar el comportamiento y modo de falla de este tipo de estructura mediante la prueba de compresión después del impacto. Es de suma importancia analizar este fenómeno, al obtener el esfuerzo de compresión y el modo de falla del material, se puede evaluar la eficiencia de la reparación empleada y definir los criterios para realizar reparaciones eficientes en función a las condiciones del elemento dañado.

## **Objetivo**

El objetivo principal de este proyecto de investigación es determinar el efecto que tiene una reparación estructural en la propiedad de compresión en materiales compuestos con estructura tipo sándwich, que han sido dañados por un impacto de caída libre y de baja velocidad.

## **Hipótesis**

Una reparación estructural eliminará los defectos provocados por un impacto de caída libre y baja velocidad en materiales compuestos con estructura tipo sándwich y elevará la propiedad de compresión alargando de esta manera la vida útil de material.

## **Metas**

- Diseñar y construir máquina de impacto por gravedad conforme a la norma ASTM 7136.
- Diseñar y construir fixture para la prueba de compresión después del impacto (CAI) conforme a la norma ASTM D7137.
- Determinar el área de daño en los especímenes con las pruebas no destructivas de: inspección visual y ultrasonido C-scan.
- Evaluar comparativamente la propiedad de compresión de los especímenes dañados y reparados conforme a la norma ASTM 7137.
- Caracterizar el modo de falla de los especímenes dañados y reparados.

## **Capítulo I. Estado del Arte**

### **1.1 Materiales compuestos con estructura tipo sándwich.**

A lo largo de la historia la utilización de nuevos materiales ha ido avanzando debido a la aparición de nuevas necesidades elementales para hacer la vida más fácil del ser humano. Es por ello que el hombre ha tenido que hacer mano de materiales naturales y combinaciones de ellos.

Los primeros materiales compuestos utilizados por el hombre son de origen natural: las maderas [3]. La madera es un material que se ha utilizado a lo largo de la historia de la humanidad, la biblia lo hace mención en la construcción de templos, utensilios de cocina, embarcaciones. Uno de los ejemplos más significativos de la utilización en la antigüedad de este material compuesto encontrado en la naturaleza es la construcción del arca de Noé [4].

La combinación de materiales para formar uno nuevo con mejores propiedades está bien documentado. Desde el tiempo de los egipcios e israelitas, se incorporó paja picada en los bloques de adobe lo cual les proporcionaba nuevas propiedades a sus estructuras [3].

Actualmente esta técnica de construcción ha sido reemplazada por materiales compuestos de construcción, se utilizan barras de refuerzo de metal en las construcciones de concreto y de esta manera reforzarlo, así se obtienen construcciones más duraderas y resistentes [5].

Pero sin duda alguna la era moderna de este tipo de materiales comenzó con los materiales compuestos reforzados con una matriz polimérica en el tiempo de la segunda guerra mundial [5].

La segunda guerra mundial trajo importantes novedades a nivel tecnológico y militar, fruto de las necesidades de un conflicto a esta escala. A nivel aéreo las innovaciones en cazas, bombarderos y aeronaves de apoyo fueron muy importantes [6].

La utilización de materiales compuestos con estructura tipo sándwich nace precisamente durante el desarrollo de la segunda guerra mundial. Aunque según Noor, Burton y Bert [7]

el concepto de material compuesto con estructura tipo sándwich nace mucho antes que fue utilizado por Fairbairn [8], Inglaterra en 1849.

Este tipo de estructura fue utilizada por primera vez en una aplicación militar en la construcción del bombardero “Mosquito” (Fig. 1) utilizado como avión de ataque en la segunda guerra mundial, donde se empleaban estructura tipo sándwich con recubrimientos de madera [7].



Fig. 1 Bombardero Mosquito.

Sin embargo, al mismo tiempo y durante la segunda guerra mundial; Feichtinger [7] asegura que en el continente americano, exactamente en Estados Unidos se desarrollaban estructuras tipo sándwich con plástico reforzado y núcleos de baja densidad.

En 1943, Wright Paterson Air Force diseño y fabrico el fuselaje del Vultee BT-15 (Fig. 2) utilizando poliéster y fibra de vidrio reforzada como recubrimiento mientras el núcleo de la estructura tipo sándwich era tipo honeycomb con laminados de balsa [7].



Fig. 2 Vultee BT-15.

En los años 70's se comenzó a contemplar la idea de utilizar materiales compuestos en la industria militar para hacer diseños de aeronaves de combate mucho más ligeras y por ende más veloces, un ejemplo claro del comienzo de la implementación de este tipo de materiales es la aeronave caza F-14 (Fig. 3), en el cual se comienza la aplicación de estructuras tipo sándwich con núcleo de aluminio tipo honeycomb y recubrimientos laminados de polímero reforzado con fibra de carbono [8].



Fig. 3 Avión de combate caza F-14.

A partir de la utilización de materiales compuestos tipo sándwich en la industria aeroespacial, se han realizado avances significativos en campos de la tecnología de materiales compuestos. Hoy en día el uso de este tipo de materiales ha reemplazado a

componente constituidos por aleaciones de aluminio empezando por las partes no estructurales y terminando con la aplicación de estos materiales en la estructura de la aeronave [9].

La estructura tipo sándwich empezó a tomar relevancia en este tipo de aplicaciones ya que presenta una óptima combinación de propiedades, como la alta rigidez y resistencia manteniendo un peso ligero. La reducción de peso no es solo una propiedad deseable, sino que actualmente es una necesidad impuesta por las cada vez más estrictas normativas de reducción de impacto ecológico y consumo energético [10].

Esto encaminó a que las grandes industrias de transporte aéreo comercial incurrieran a la investigación y desarrollo de nuevos materiales para cumplir con las normativas de reducción de consumo energético.

El avión comercial El 737-300 de Boeing que fue introducido en 1968, es de los primeros aviones comerciales en los que se implementaron materiales compuestos, este modelo consta de 1500 libras en peso de materiales compuestos, aproximadamente el 3% del peso total de la aeronave [11].

Con el paso del tiempo, la utilización de compuestos ha ido creciendo un ejemplo de ello es la introducción del avión comercial 767 que entro en servicio en 1982, empleo aproximadamente 3000 libras de material compuesto para puertas y superficies de control. Resaltando el timón con 36 pies de largo que por mucho tiempo fue el componente más grande en servicio elaborado con este tipo de materiales [11].

El modelo posterior al 767, fue el 777 el cual fue introducido en 1995, esta aeronave comercial cuenta con un 25% de materiales compuestos en su construcción [8], lo cual para su época fue un avance significativo en la implementación de materiales compuestos en aviones comerciales.

A mediados de los 90's los materiales compuestos solo se utilizaban en estructuras secundarias. Sin embargo con el desarrollo de los compuestos hoy en día se han extendido a las estructuras primarias de las aeronaves, como lo son las alas y componentes del fuselaje. El más claro ejemplo de ello es el reciente modelo de Boeing, el 787 (Fig. 4), el cual más del 50% de su peso está constituido por materiales compuestos [12].



Fig. 4 Boeing 787 (Dreamliner).

## **1.2 Investigaciones en materiales compuestos con estructura tipo sándwich.**

De la mano de la utilización de materiales compuestos en distintos sectores de la aeronáutica, estuvo la investigación y desarrollo de este tipo de materiales; en especial el estudio de la estructura tipo sándwich.

El primer artículo científico en que se consideró el estudio de materiales compuestos con estructuras tipo sándwich fue escrito por Marguerre [13], Alemania 1944, el cual trataba el estudio de este tipo de estructuras sometidos a cargas de compresión.

Para el entendimiento del comportamiento de este tipo de estructuras, cuatro años más tarde en 1948, Nicholas J. Hoff [14] desarrolla las primeras ecuaciones diferenciales y determina las condiciones de frontera para el estudio del comportamiento a flexión y pandeo. El mismo año, Libone y Batdorf [15] publicaron una pequeña teoría de deflexión en este tipo de estructuras. Lo antes mencionado refiere a comportamiento isotrópico de los materiales compuestos.

A finales de 1940, dos veteranos de guerra formaron Hexcel Corporation, que a lo largo de los años ha jugado un papel importante en el estudio y desarrollo de estructuras tipo sándwich [7]. Fue la primera empresa en desarrollar núcleos tipo honeycomb, hoy en día fabrican alrededor del 50% de todo el mercado de este tipo de núcleos.

Once años más tarde, en 1951 Bijlaar [16] estudio la optimización de la estructura tipo sándwich analizando la relación entre grosor del núcleo y grosor de los laminados.

Al otro lado del mundo, hablamos del continente americano. Las publicaciones sobre estructuras tipo sándwich empezaron a surgir principalmente en Estados Unidos. Dentro del laboratorio de productos forestales (USFPL) adjunto a la Universidad de Wisconsin; se empezó a estudiar el análisis del comportamiento ortotrópico en estructuras tipo sándwich de madera, dichos análisis era aplicados para las mismas estructuras de materiales compuestos.

Nombres como March, Kuezi y Ericksen [7], resaltaban en las investigaciones, dichas publicaciones dominaron en el estudio del análisis de estructuras tipo sándwich por más de una década. Estas dieron partida al desarrollo del Military Handbook 23, el cual se convirtió en el documento definitivo hasta hoy en día para uso en la industria y aplicaciones de dichas estructuras.

En 1953, Gerard discute la optimización de materiales tipo sándwich de peso ligero sometidos a compresión. En 1957, Kaechele publicó un informe sobre el un diseño óptimo de materiales tipo sándwich. En 1960, Heath [19] [20] publicó un artículo sobre la correlación de las teorías existentes de paneles tipo sándwich sometidas a compresión longitudinal.

A mediados de 1960, U.S. Naval Air Engineering Center realizo una investigación junto con Dyna/Structures Inc. para desarrollar estructuras tipo sándwich fabricados con fibra de vidrio [7] para con ello competir con los aviones construidos con aluminio convencional.

En 1966, Plantema [13] publicó el primer libro sobre estructuras tipo sándwich, seguido de la publicación de un segundo libro por H.G. Allen [14] en Inglaterra en 1969. Los libros de estos autores se mantuvieron como la base científica de las estructuras tipo sándwich hasta mediados de 1990.

En los años 70's se presentó una tremenda actividad en Suecia en relación con la construcción de materiales compuestos con estructura tipo sándwich para la construcción de buques Navales. Esto se debió en gran parte a la dirección de Karl-Axel Olsson frente al Instituto Real de Tecnología en Estocolmo.

Durante esta época se empezó a sustituir los cascos de acero de los barcos de la Marina Real de Suecia por materiales compuestos con estructura tipo sándwich construidos con

fibras de vidrio. Este esfuerzo envolvió al análisis, optimización, pruebas a pequeña y escala real ambas para explosiones submarinas y aéreas.

Fueron capaces de demostrar que un casco de materiales compuestos y estructura tipo sándwich diseñado adecuadamente podía tener las mismas propiedades estructurales que un casco de acero. A partir de los años 80's todos los cascos de la Marina Real de Suecia se construyeron con este tipo de materiales.

En 1988, Ha [13] publicó una visión general del análisis de elementos finitos en la construcción de materiales con estructura tipo sándwich. En 1991, Bert [13] proporciona una revisión del análisis de placas tipo sándwich mientras que en 1996, una revisión bibliográfica sobre las estructuras tipo sándwich realizada por Noor, Burton y Bert [14] proporciono más de 800 referencias, todas discutidas en la revisión y otras 559 referencias como una bibliografía complementaria.

En 1995, Zenkert [16] siguió el trabajo realizado en los libros de Plantema y Allen y lo complementó con la publicación de un libro. En 1999, fue publicado otro libro sobre estructuras tipo sándwich por Vinson.

En 1999, la Revista de "Estructuras Sándwich y materiales" fue iniciada y es la única revista totalmente dedicada a estructuras sándwich. Más de 180 trabajos de investigación han sido publicados en ella con un factor de impacto de 2.933.

Hasta la fecha se han realizado once Conferencias Internacionales Sobre Construcciones Tipo Sándwich (ICSS): La primera, en Estocolmo, organizado por Karl-Axel Olsson en 1989; la segunda, en Gainesville, en 1992; el tercero en Southampton, organizada por H.G. Allen en 1995; el cuarto de nuevo en Estocolmo en 1998 organizado por Olsson; el quinto en Zúrich, organizado por Hans-Reinhard y Meyer-Piening en 2000; el sexto en Ft. Lauderdale, organizada por Jack R. Vinson en 2003, la séptima conferencia se celebró en Aalborg, Dinamarca en 2005 organizada por Ole T. Thomsen, la octava se realizó en Porto, Portugal en 2008 organizada por la Facultad de Ingeniería de Porto, la novena se llevó a cabo en Pasadena California en el 2010, la décima se llevó a cabo en año 2012 en Nantes, Francia y por último la onceava en Florida organizada por la Universidad de Florida Atlantis en el 2016.

### **1.3 Daño por impacto**

Los materiales compuestos y específicamente la estructura tipo sándwich son utilizados en gran medida en la industria aeroespacial debido a sus propiedades de rigidez y resistencia con bajo peso, a sus propiedades a resistencia a la fatiga y poco deterioro causado por corrosión. El rendimiento de este tipo de materiales los hacen ideales para el desarrollo de aplicaciones en aviación militar. La aplicación en aeronaves comerciales ha ido avanzando por la reducción de peso y por consiguiente el ahorro de combustible [11]

Sin embargo, este tipo de materiales son más sensibles que otros a sufrir daños, principalmente ocasionados por impactos los cuales pueden causar desprendimiento de material, delaminación y daños internos en la estructura, muchas de las veces no observables a simple vista. Por ello es de suma importancia poner atención en su mantenimiento y reparación para mantener el rendimiento de los materiales en la estructura de las aeronaves [13].

Los daños por impactos en las diferentes estructuras exteriores de las aeronaves son principalmente provocadas por: golpes de herramientas, colisiones con los vehículos de servicio, granizo y aves [13]. Una inspección nos ayuda a establecer la magnitud del daño en el componente y nos ayuda a determinar si es adecuado repararlos o bien realizar un reemplazo. En la mayoría de los casos un reemplazo no es económicamente viable, por lo cual realizar una reparación es la opción.

El impacto de granizo en los elementos deja daños significativos en las estructuras de las aeronaves así como la reducción de sus propiedades mecánicas de los elementos [14] ocasionando un daño que se puede extender y provocar una falla repentina.



Fig. 5 Daño en alerón construido con material compuesto tipo sándwich [14].

Los impactos de baja velocidad en estructuras tipo sándwich ha sido estudiado por algunos autores. Estudios previos se han enfocado en comprender la falla que provoca el impacto [13-16].

A pesar de que la mayoría de las veces no se detecte un daño visual después del impacto en el elemento, los daños internos en la estructura pueden ser de una magnitud considerable, lo que provoca una reducción en sus propiedades mecánicas. [15]

Las fuerzas a tensión, compresión, cizalla y flexión se muestran reducidas después de sufrir un impacto de baja velocidad. Quizás las fuerzas de compresión son las más críticas y la prueba de compresión después del impacto (CAI) es la prueba más importante para la caracterización de este proceso [16].

Las propiedades de compresión en los materiales compuestos tipo sándwich son las más afectadas debido a la delaminación que está presente en los laminados que recubren la estructura. La delaminación propicia la falla por compresión mediante micro pandeos y torceduras en las fibras del compuesto [17].

También cabe recalcar que una indentación permanente en los laminados del compuesto provoca reducciones en las propiedades de compresión por el resultado de la asimetría [16].

Si comparamos una estructura tipo sándwich sin daño con una con daño por impacto, la estructura que presenta daño en forma de delaminaciones en los laminados que recubren el núcleo, nos muestran que no puede soportar los esfuerzos de compresión. El daño por delaminación reduce aproximadamente la mitad del esfuerzo de compresión comparado

con el que contaba inicialmente [15], así como también provoca grietas en la matriz del laminado [18].

Dentro de los diferentes tipos de núcleos, destacan el núcleo de foam y el honeycomb, investigaciones previas nos muestran que los núcleos tipo honeycomb son los que sufren daños más significativos sometidos a impactos de baja velocidad [19]. En la mayoría de los casos, a energías de impacto bajas los laminados de la estructura tipo sándwich muestran daños menores, sin embargo el núcleo sufre rotura que va del centro del sitio del impacto y se extiende por la estructura.

Dentro de la clasificación de los daños de la estructura se puede notar que estos pueden ocurrir internamente o externamente. Es por ello que se requiere de una inspección rigurosa para descartar que existan daños ocultos en la estructura, se hace uso de técnicas de inspecciones no destructivas (NDI) [20], las cuales son muy comunes en la detección de cualquier daño interno.

Diversos estudios nos han mostrado las pruebas no destructivas (NDT) más adecuadas para las diferentes estructuras [21], como se muestra en la Tabla 1.

Tabla 1 Pruebas no destructivas (NDT) y principales defectos que detectan en las diferentes estructuras de materiales compuestos [34].

Prueba	Laminado de PMC sólido	Estructura tipo sándwich con núcleo honeycomb	Estructura tipo sándwich con núcleo de foam	CMC	MMC	FML
Vibración	Delaminación	Despegaduras entre laminados y núcleo		Delaminación	Delaminación	Delaminación Despegaduras
Detección de tensión	Estado de tensión global Agrietamiento fuera del plano					
Resonancia	Despegaduras Delaminación Vacíos	Despegaduras entre laminados y núcleo		Vacíos	Delaminación Vacíos	Delaminación Vacíos
Ultrasonido	Delaminación Vacíos Porosidad Fibra V	Despegaduras entre laminados y núcleo Aplastamiento del núcleo Daño por calor	Vacíos Porosidad Agrietamiento	Agrietamiento Fibra V		Delaminación Agrietamiento
AE/Acousto-UT	Falla de la fibra Delaminación	Falla de nodo	Agrietamiento	Falla en las fibras Agrietamiento		
Microondas	Humedad Vacíos Inclusiones	Vacíos Agua Despegaduras	Vacíos Humedad Inclusiones	Vacíos Inclusiones	N/A	N/A
Terahertz	Vacíos Humedad Fibra V	Vacíos Humedad Inclusiones	Vacíos Humedad Inclusiones	Vacíos Humedad Inclusiones	N/A	N/A
Termografía	Delaminación Vacíos Humedad	Despegaduras entre laminados y núcleo Vacíos Aplastamiento del núcleo Humedad		Vacíos	Delaminación Fibra V	Agrietamiento
Óptica	Despegaduras Delaminación	Despegaduras entre laminados y núcleo Delaminación Aplastamiento del núcleo		N/A	Delaminación	
Rayos X	Delaminación Vacíos	Aplastamiento del núcleo Falla de nodo Agua	Vacíos Aplastamiento del núcleo Inclusiones	Vacíos Agrietamiento		N/A
Neutrones	Humedad Inclusiones	Agua Líneas de unión	Humedad Líneas de unión	Humedad	Fibra V	Humedad
Eléctrica	Fibra V Delaminación	Delaminación		N/A	Fibra V Agrietamiento Delaminación	Agrietamiento

El ultrasonido y rayos x son las técnicas más viables en la inspección de daño en materiales compuestos con estructura tipo sándwich, las pruebas de ultrasonido han sido las primeras técnicas de inspección utilizadas en la industria aeroespacial [22]. La cercana relación entre los parámetros de ultrasonido y las propiedades elásticas y mecánicas de los materiales

compuestos hacen a las pruebas de ultrasonido las más efectivas para identificar los defectos y daños en los compuestos.

Para realizar una buena inspección y posteriormente una reparación adecuada existen un sinnúmero de consideraciones, como lo son: localización de impacto, tamaño del impacto, tipo de material, orientación de las fibras, material del núcleo. Por ello existen procedimientos sobre la reparación que se encuentra en el Manual de reparación estructural (SRM) para aeronaves de gran tamaño y el Manual de Servicio (SM) para aeronaves de tamaño pequeño [20]. Todos los procedimientos que aparecen en los manuales están aprobados para ser usados y llevarlos a la práctica.

Al realizar una reparación de un material compuesto se espera poder llegar a asemejar las propiedades con las que contaba inicialmente. Para poder recobrar completamente las propiedades no siempre es posible lograrlo con los mismos materiales [23]. En algunos de los casos se optan por utilizar materiales de reparación diferentes a los originales para asegurar las propiedades mecánicas originales del elemento.

Otro factor importante al realizar la reparación es la unión adhesiva entre las superficies, se debe de asegurar que este factor no influya al momento de la reparación y que no provoque fallas en la junta por cuestión de los adherentes [24] la junta siempre debe de estar diseñada de manera que la fuerza exceda la resistencia de la estructura de la matriz al menos un 50%. Este es el margen de seguridad para susceptibilidad del daño adhesivo.

La adhesión de las juntas por unión suelen ser fuertes en cortante pero débiles a tensión. El diseño de la reparación debe mantener al adhesivo en estado cortante o compresión para así minimizar o inducir tensiones [25].

Los tipos de juntas más comúnmente utilizadas en la industria de aeronaves son las siguientes: traslape simple, traslape doble, reducción gradual lisa y escalonada [5]. Las cuales cuentan con diferentes características y capacidades.

Las juntas por reducción gradual lisa, con prácticamente ninguna excentricidad de carga y mínimas tensiones a descarapelarse son las juntas más eficientes [24] ya que son las más eficaces en la restauración de la fuerza original de la estructura. Sin embargo se requiere de preparación y eliminación de grandes cantidades del elemento dañado.

## 1.4 Prueba de compresión después del impacto (CAI)

Durante la década de 1960 y parte de 1970, la industria de los compuestos tuvo gran relevancia debido a la introducción de la fibra de carbono a la elaboración de este tipo de materiales. Y si bien la introducción de la fibra de carbono brinda propiedades excepcionales está expuesta a defectos de fabricación o fenómenos externos como lo es el impacto de herramienta lo cual deteriora en gran medida sus propiedades originales. Por lo que en la década de 1980 surgió un creciente interés por el estudio de los “efectos de los defectos”, lo cual incluía entre estos defectos los orificios de sujeción y recortes de acceso en los materiales. Estos defectos controlados crean concentraciones de esfuerzos que degradan significativamente la resistencia de los materiales, también los defectos no controlados se estaban convirtiendo en una preocupación en el diseño de las partes. Los casos clásicos involucrados el impacto de baja velocidad, tal como el golpe de una llave al realizar un mantenimiento o el golpear la aeronave con la puerta del hangar al ser remolcado, así como también el impacto por granizo.

En años posteriores se desarrollaron métodos de pruebas de tracción y compresión para simular los efectos controlados. Los métodos de ensayo también se desarrollaron para caracterizar el daño de efectos no controlados, simulando un evento de impacto específico seguido de una compresión de carga hasta la fractura del material. Varias organizaciones definieron múltiples métodos de ensayos, pero solo dos métodos fueron los más destacados: Centro de investigación de la NASA en Seattle y posteriormente el método de Boeing Co.

El método de la NASA [39] usa una muestra de lámina de material compuesto, típicamente un laminado cuasi isotrópico de entre 10 pulgadas y 12.5 pulgadas (254 mm y 317.5 mm) de largo y 7 pulgadas (177.8 mm) de ancho y nominalmente 0.25 pulgadas (6.35 mm) de espesor. Por lo general, un espécimen de 10 pulgadas de largo se sujeta de un corte en la placa base de 5 pulgadas por 5 pulgadas (127 mm x 127 mm) y un impacto desde una altura de caída libre de 2 pies (0.61 m) con una energía suministrada de 20 ft-lb con un indentador de 0.5 pulgadas (12.7 mm) de diámetro con forma semiesférica. Para la muestra de espesor nominal de 0.25 pulgadas le corresponde a 960 in-lb por pulgada de espesor de la muestra para obtener un daño local. La placa impactada se prepara para la prueba de

compresión mediante la eliminación de 1 pulgada (25.4 mm) de material de cada lado y la reducción de la anchura a 5 pulgadas. El accesorio de compresión consistía de cuatro restricciones de borde independientes. Los que se encuentran a los lados de la muestra eran cuchillas, destinadas a proporcionar restricciones de borde. Los de la parte inferior y superior eran abrazaderas que ayudaban a sujetar la muestra para que permaneciera en su lugar. El único inconveniente de este tipo de pruebas es que se requería de bastante material en las probetas por prueba. En respuesta, Boeing desarrollo nuevos accesorios que requerían menos material para su prueba de CAI, todavía se encuentran en uso y las versiones de la NASA están en el olvido.

El recorte del soporte de la prueba de impacto de Boeing [40] es similar al de la NASA, pero el corte en la base se reduce a 3 pulgadas por 5 pulgadas (76.2 mm por 127 mm), el diámetro del indentador aumenta a 0.625 pulgadas (15.9 mm), y la energía de impacto entregado se aumenta a 1500 lb por pulgada de espesor de la muestra. El espécimen de Boeing es mucho más pequeño teniendo como dimensiones 6 pulgadas (150 mm) de largo por 4 pulgadas (100 mm) de ancho y grosor nominal de 0.2 pulgadas (5 mm). Tras el impacto la misma muestra se utiliza para la prueba de CAI.

La prueba de CAI de Boeing es muy diferente a la versión de la NASA. La parte inferior y ambos lados de la muestra son apoyados por una sola fijación, aunque las partes están siendo simplemente apoyadas y la parte inferior se sujeta. La parte superior está fijada con una abrazadera separada.

En 2005, se adoptó la prueba de CAI de Boeing después del ensayo de impacto con el tamaño original en la muestra, sin realizarle ningún cambio ya que se ajusta a las normas ASTM D7136 [41] y ASTM D7137 [42], la primera para realizar el impacto y la segunda para la prueba de CAI. Por lo que el dispositivo de Boeing para la prueba de CAI se utiliza actualmente.

## Capítulo II. Materiales compuestos

Un material compuesto puede definirse como la combinación de dos o más materiales que da como resultado mejores propiedades que las de los componentes por separado. En contraste con las aleaciones metálicas, en los materiales compuestos cada material mantiene sus propiedades químicas, físicas y mecánicas. Los dos constituyentes de los materiales compuestos son un refuerzo y una matriz. Las principales ventajas de los materiales compuestos son su alta resistencia y rigidez, combinadas con una baja densidad, lo que permite una reducción de peso en una pieza final.

### 2.1 Refuerzo

La fase de refuerzo proporciona la resistencia y rigidez, en todos los casos el refuerzo tiene mejores propiedades mecánicas que la matriz. El refuerzo suele ser una fibra o un material particulado. Los materiales compuestos de partículas tienen dimensiones aproximadamente iguales en todas las direcciones. Las partículas pueden ser en forma de esferas, placas o cualquier otra geometría regular o irregular. Los materiales compuestos con refuerzos en forma de partículas tienden ser mucho más débiles y menos rígidos que los compuestos de fibra continua, pero por lo general son mucho menos costosos. Suele tener menos refuerzo entre un 40% y 50% en volumen debido a las dificultades de procesamiento. Una fibra es aquella que tiene una longitud mucho mayor que su diámetro.

La relación longitud-diámetro ( $l/d$ ) se conoce como relación de aspecto y puede variar. Las fibras continuas tienen relaciones de aspecto mayores que las fibras discontinuas. Los compuestos con refuerzos en forma de fibras continuas mantienen su orientación, mientras que las fibras discontinuas suelen tener una orientación aleatoria. Algunos ejemplos de refuerzos continuos incluyen las fibras unidireccionales, tejidos y enrollado helicoidal (Fig. 6a), mientras que los refuerzos discontinuos son en forma de fibras cortadas y fibras aleatorias (Fig. 6b).

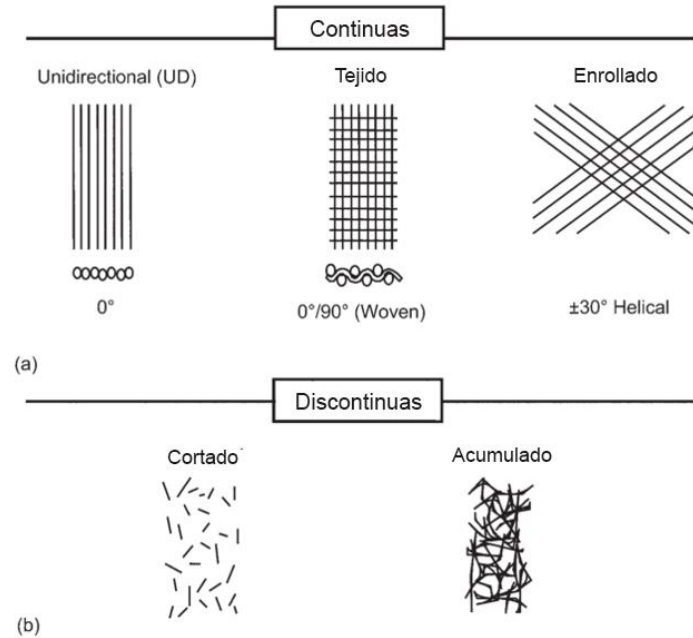


Fig. 6 Tipos de refuerzos a) fibras continuas, b) fibras discontinuas. [1]

### 2.1.1 Tejidos

**Tejidos entrelazados.** Los estilos de tejidos enlazados más comunes se muestran en la Fig. 7. La cantidad de fibra en diferentes direcciones es controlada por el patrón de tejido. Por ejemplo, en tejidos unidireccionales, las fibras se tejen de tal manera que las fibras en 0° son hasta 95% del peso total del tejido. En un patrón de tejido plain, las fibras en direcciones de 0 ° y 90 ° están distribuidas equitativamente. Tejidos híbridos con varias combinaciones, como vidrio-carbono y aramida-carbono, también son utilizados. Existen tejidos entrelazados con configuraciones para disipar la energía eléctrica que provoca el impacto de un rayo, donde se colocan fibras conductoras que disipan la energía y de esta manera minimizan el daño en la estructura.

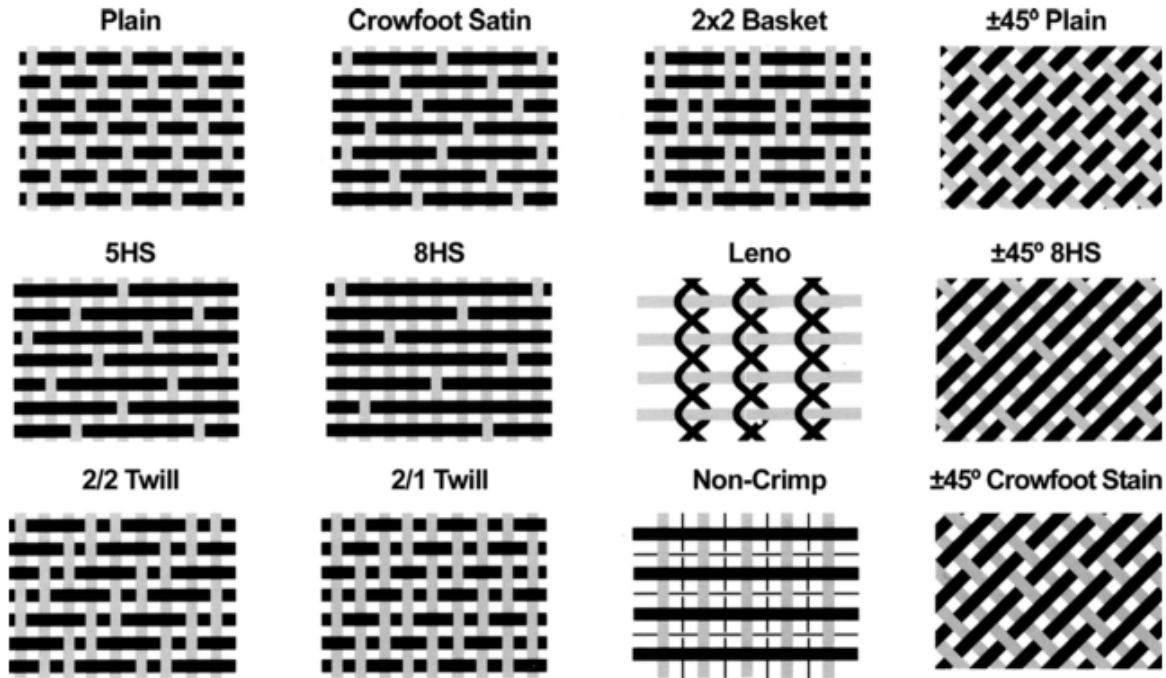


Fig. 7 Tipo de configuraciones de tejidos entrelazados. [11]

**Tejidos no entrelazados.** En los tejidos no entrelazados, los hilos se colocan paralelos entre sí como se muestra en la Fig. 8 y luego se cosen juntos usando hilo de poliéster. La tela unidireccional se usa cuando se necesitan fibras en una sola dirección, por ejemplo, en aplicaciones críticas de rigidez, para mejorar la resistencia a la flexión. En los tejidos unidireccionales, los refuerzos se colocan a  $0^\circ$  solamente. El tejido triaxial ( $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ) se utiliza para aumentar la rigidez longitudinal y la rigidez torsional, mientras que el tejido triaxial ( $90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ) se usa para aumentar la rigidez transversal y la rigidez torsional. Los tejidos cuadriaxiales son casi isotrópicos, proporcionando resistencia en las cuatro direcciones axiales de la fibra.

Los tejidos no entrelazados ofrecen una mayor flexibilidad en comparación con tejidos entrelazados. Por ejemplo, las fibras se pueden colocar en casi cualquier ángulo de  $0^\circ$  a  $90^\circ$ , incluyendo  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  y  $22^\circ$ , y luego se cosen para hacer capas plisadas multiaxiales, mientras que las telas tejidas se hacen en los ejes  $0^\circ$  y  $90^\circ$ . Las telas no entrelazadas ofrecen una mayor resistencia porque las fibras permanecen rectas, mientras que en las telas tejidas, las fibras se doblan unas sobre otras. Las telas no entrelazadas

están disponibles en una capa gruesa y, por lo tanto, se puede conseguir un laminado entero en una tela de una sola capa. Esto es útil para fabricar laminados más gruesos y reduce el número de etapas de fabricación.

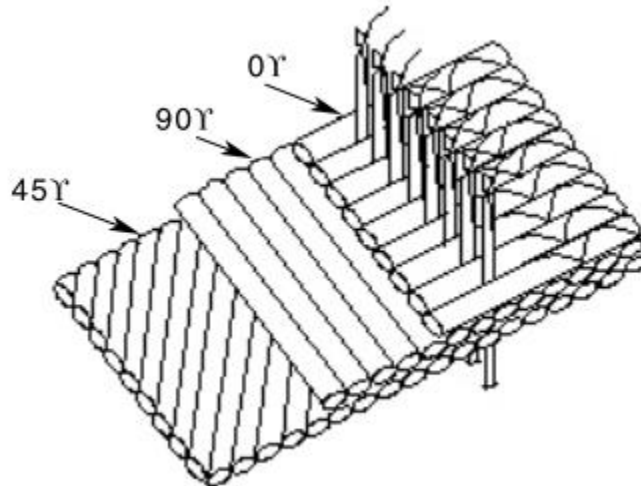


Fig. 8 Esquema de tejido no entrelazado. [11]

### 2.1.2 Materiales de refuerzo

**Fibras de metal** fibras de 100  $\mu\text{m}$  de diámetro pueden ser fabricadas con Ti, W, Ta, Mo o acero convencional mediante el proceso de trefilado. Fibras de 10  $\mu\text{m}$  de diámetro o menos pueden ser fabricadas por el proceso de Taylor. El módulo de elasticidad, resistencia y punto de fusión de fibras metálicas son consideraciones importantes que se tienen que tener en cuenta al utilizarlas como refuerzos. Metales como el Be, acero, Mo y W muestran una buena combinación entre módulo de elasticidad y resistencia. Además, los valores son mejores en comparación a la de los materiales cerámicos.

Sin embargo, las fibras metálicas tienen alta densidad, siendo la excepción el Be, que tiene un módulo alto (300 Gpa) y baja densidad (1.8 g/cc). Sin embargo, es caro y también peligroso debido a la toxicidad. Además su resistencia es baja (1330 Mpa). Las fibras de W se caracterizan por un alto módulo (360 Gpa) y una densidad muy alta (11,3 g/cc). También son propensos a la oxidación. Los alambres de acero de alto carbono (0,9% C) de diámetro

muy fino (0,1 mm) muestran una alta resistencia de 5 Gpa. Generalmente, procesar metales en fibras es muy costoso.

**Fibras Poliméricas** las fibras aramidas y de polietileno son las fibras más comunes usadas dentro de las fibras poliméricas.

**Aramidas.** Tienen la estructura de nylon con anillos de benceno extra en la columna de la estructura molecular, que aumentan su rigidez. El nombre comercial de la aramida es Kevlar. Para la fabricación de fibras, la aramida es expuesta a una solución de ácido sulfúrico y se mantiene a baja temperatura. Después del baño de coagulación se extruye la fibra de manera que se elimina el disolvente. Las fibras así obtenidas tienen una baja resistencia de 850 Mpa y un módulo de Young de 5 Gpa. La densidad sería de alrededor de 1,45 g/cc. Las fibras se enfrían y se alinean a la estructura, lo que aumenta la fuerza sobre los 2750 Mpa y el módulo a 75 Gpa. Después de esto, las fibras pueden usarse hasta la temperatura de 300°C. La temperatura de transición vítrea Tg es 360°C. La carbonización se produce a 425°C. El coeficiente de expansión térmica así como las conductividades eléctricas y térmicas son bajas mientras que la capacidad térmica es alta.

**Polietileno.** Tiene la densidad más baja entre todas las fibras, tiene un módulo elástico de 175 Gpa, un punto de fusión bajo de 135 ° C y sólo se puede utilizar hasta 100 ° C

### **Fibras Cerámicas**

**Vidrio.** Fibras de varias variedades de vidrio, como vidrio E-glass (eléctrico), S-glas (que tiene alta rigidez), C-glass (que es resistente a los productos químicos), vidrio E-CR-glass (que es eléctrico y resistente a la corrosión) Y AR-glass (que es resistente a los álcalis) son populares.

Para la fabricación de fibra de vidrio, las materias primas se funden en una tolva y el vidrio fundido se extrae por gravedad a través de un casquillo Pt-Rh que contiene un gran número de agujeros. El diámetro final de la fibra de vidrio depende del diámetro del orificio del casquillo, de la viscosidad del vidrio mojado y del nivel de la cabeza del vidrio en la tolva. Las fibras de diámetro de 10 µm se pueden producir fácilmente mediante la técnica anterior.

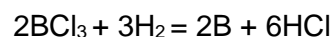
**Carbón.** Las fibras de carbono se pueden producir ya sea a partir de poliacrilonitrilo (PAN). Aunque el PAN es comparativamente caro, es más utilizado debido al alto rendimiento que ofrece. Los pasos involucrados en la producción son (1) fibrilación (2) estabilización (3) carbonización y (4) grafitización. Las fibras de carbono reciben un recubrimiento para facilitar su fácil manejo y para mejorar su adhesión con el material de la matriz. Si no se recubre, los fragmentos minúsculos de la fibra de C podrían ser llevados por el aire y provocar cortos circuitos.

**Alúmina.** La fibra de alúmina puede ser producida por la técnica de procesamiento sol - gel. En primer lugar, el concentrado de Sol se prepara en forma de un gel viscoso. El gel se centrifuga para obtener la fibra precursora y finalmente se calcina para obtener la fibra de óxido. El siguiente proceso está estandarizado por: (1) El proceso de 3M de Minnesota Mining & Manufacturing Company, (2) El proceso de Sumitomo de la compañía química de Sumitomo, (3) proceso de la compañía de ICI y (4) el proceso de Almax de la compañía minera de Mitsui. Algunos de los otros métodos disponibles son el método de crecimiento alimentado por película definida por los bordes, el método de zona flotante por calentamiento por láser y la técnica de fusión por inviscid. El diámetro de la fibra está generalmente entre 10-12  $\mu\text{m}$ , la densidad de la fibra es 3.6 g/cc y el módulo elástico es 200-300 Gpa.

**Silicón.** La fibra puede obtenerse por pirolisis controlada de un precursor polimérico. Esta será muy delgada en comparación con lo que se obtiene mediante deposición química en fase vapor (CVD) sobre el sustrato W. La fibra así formada tiene buenas propiedades mecánicas, alta estabilidad térmica y resistencia a la oxidación. Esto se polimeriza en una autoclave a 450-500°C, para obtener policarbosilano, que se funde a 350 ° C en atmósfera de nitrógeno para obtener fibra de policarbosilano. Este se endurece a 200°C en aire o a temperatura ambiente en ozono. Luego mediante pirolisis a 1300°C a vacío y se enfría para obtener una fibra de carburo de silicio.

### **Fibras de Compuesto**

**Boro.** Las fibras de boro compuestas se producen por deposición química de vapor de boro sobre un alambre fino de tungsteno o carbón calentado (diámetro 12  $\mu\text{m}$ ) mediante la reducción del haluro de boro con hidrógeno gaseoso en una cámara sellada.



El cloruro de boro es muy costoso y sólo aproximadamente el 10% de éste se convierte en boro en la reacción anterior. Por lo tanto, la recuperación eficiente del haluro no utilizado es un requisito indispensable para que el proceso sea económico. Una cierta cantidad de boro se difunde en el sustrato a partir de boruros. La fibra es estrictamente un compuesto de boro y el material de sustrato (W o C). El boro tiene una densidad de 2,34 g / cc mientras que las fibras de boro con un núcleo de tungsteno procesan una densidad de 2,6 g / cc para un diámetro de 100  $\mu\text{m}$ .

Con la deposición de vapor químico asistida por láser, pueden obtenerse fibras de diámetro inferior a 25  $\mu\text{m}$ .

## **2.2 Matriz**

La matriz es la fase continua del material compuesto, la cual contiene en su interior al refuerzo. Las funciones de la matriz; incluyen mantener a los esfuerzos fijos, proteger al refuerzo de reacciones debido al medio ambiente, transmitir los efectos de las cargas de fibra en fibra o de partícula en partícula, y proteger el esfuerzo del fenómeno conocido como abrasión mecánica. Las propiedades de la matriz dependen en gran medida del tipo de la misma.

### **2.2.1 Matriz polimérica**

Los materiales compuestos de matriz polimérica pueden ser clasificados en dos tipos de matriz polimérica termoestable o termoplástica. Los compuestos de matriz polimérica termoestable son tradicionalmente más utilizados, aunque los compuestos de matriz termoplástica actualmente están en constante desarrollo.

Los compuestos de matriz polimérica son mucho más sencillos de fabricar que los de matriz metálica y matriz cerámica, esto es porque se requiere relativamente de baja temperatura en el proceso para fabricarlos. Para los termoestables, como lo son los epóxicos, fenólicos la temperatura de curado abunda cerca de los 200 grados centígrados; para los

termoplásticos, como la poliamida (PI), polietersufona (PES), polieterecetona (PEEK), polietierimida (PEI) y polifenilsulfido (PPS), la temperatura para procesarlo ronda entre los 300 y 400 grados centígrados.

Los termoestables, especialmente los epóxicos, han tenido bastante uso como matrices para las fibras de carbono. Durante el proceso de curado, usualmente toman forma con la presencia del calor y la presión, la resina termoestable se endurece gradualmente debido al proceso de polimerización por la unión de las moléculas del polímero.

### **2.2.1.1 Resinas Termoestables**

Los materiales termoestables una vez curados no pueden ser refundidos o reformados. Durante el curado, forman cadenas moleculares tridimensionales, llamadas reticulación. Debido a estas reticulaciones, las moléculas no son flexibles y no pueden ser refundidas y remodeladas. Cuanto mayor sea el número de reticulaciones, más rígido y térmicamente estable será el material. En cauchos y otros elastómeros, las densidades de enlaces cruzados son muchos menores y por lo tanto son flexibles. Los termoestables pueden suavizarse en cierta medida a temperaturas elevadas. Esta característica se utiliza a veces para crear una curva o curva en estructuras tubulares, tales como tubos enrollados por filamentos. Los termoestables son frágiles en la naturaleza y generalmente se usan con alguna forma de relleno y refuerzo. Las resinas termoestables proporcionan una fácil procesabilidad y una mejor impregnación de las fibras debido a que la resina líquida se utiliza a temperatura ambiente para diversos procesos, tales como bobinado de filamentos, pultrusión y RTM. Los termoestables ofrecen una mayor estabilidad térmica y dimensional, una mejor rigidez y una mayor resistencia eléctrica, química y de disolventes. Los materiales de resina más comunes utilizados en los compuestos de termoplástico son epoxi, poliéster, viniléster, fenólicos, ésteres de cianato, bismaleimidas y poliamidas. Algunas de las propiedades de las resinas termoestables seleccionadas se muestran en la Tabla 2.

Tabla 2 Propiedades típicas de resinas termoestables.

Resina	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Módulo de tensión Gpa (Mpsi)	Esfuerzo a tensión Mpa (Kpsi)
Epóxica	1.2-1.4	2.5-5.0 (0.36-0.72)	50-110 7.2-16)
Fenólica	1.2-1.4	2.7-4.1 (0.4-0.6)	35-60 (5-9)
Poliéster	1.1-1.4	1.6-4.1 (0.23-0.6)	35-95 (5.0-13.8)

**Epóxico.** Los epóxicos es un tipo de resina muy versátil que permite una amplia gama de propiedades y capacidades de procesamiento. Presenta baja contracción así como excelente adhesión a una variedad de materiales de sustrato. Los epóxicos son los materiales de resina más utilizados y se utilizan en muchas aplicaciones, desde el aeroespacial hasta los artículos deportivos. Existen diferentes grados de epoxi con diferentes niveles de rendimiento para satisfacer diferentes necesidades de aplicación. Pueden formularse con otros materiales o pueden mezclarse con otros epóxicos para satisfacer una necesidad de rendimiento específica. Al cambiar la formulación, las propiedades de los epóxicos se pueden cambiar; la velocidad de curado, la temperatura de proceso, el tiempo de ciclo. En un grupo epóxico, hay un anillo de tres miembros de dos átomos de carbono y un átomo de oxígeno. Además de este material de partida, se mezclan otros líquidos tales como diluyentes para reducir su viscosidad y flexibilizadores para aumentar la tenacidad. La reacción de curado (reticulación) tiene lugar añadiendo un endurecedor o agente de curado. Durante el curado, las moléculas forman enlaces cruzados entre sí. Estos enlaces cruzados crecen en una red tridimensional y finalmente forman una resina epóxica sólida. Las velocidades de curado pueden controlarse mediante la selección adecuada de endurecedores y catalizadores. Cada endurecedor proporciona diferentes características de curado y diferentes propiedades al producto final. Cuanto mayor es la tasa de curación, menor es el tiempo del ciclo del proceso y, por lo tanto, mayores tasas de volumen de producción.

Los compuestos con base de epóxica proporcionan un buen rendimiento a temperatura ambiente y elevada. Los epóxicos pueden funcionar bien hasta temperaturas de 200 a 250°F, y hay epóxicos que pueden funcionar bien hasta 400 ° F. Para los epóxicos de alta temperatura y alto rendimiento, el costo aumenta, pero ofrecen buena resistencia química y de corrosión.

**Fenólicos.** Los fenólicos cumplen con los requisitos de la FAA y JAR para el bajo nivel de humo y toxicidad. Se utilizan para los interiores de los aviones, los stowbins, y las paredes de la galera, así como otros mercados comerciales que requieren productos de bajo costo, ignífugo, y humo bajo. Los fenólicos se forman mediante la reacción de fenol (ácido carbólico) y formaldehído, y se catalizan con un ácido o una base. Se puede usar urea, resorcinol o melamina en lugar de fenol para obtener diferentes propiedades. Sus características de curado son diferentes de otras resinas termoestables tales como epóxicos, debido al hecho de que se genera agua durante la reacción de curado. El agua se elimina durante el procesamiento. Las resinas fenólicas son generalmente de color oscuro y por lo tanto, se utiliza para aplicaciones en las que el color no importa. Los productos fenólicos suelen ser de color rojo, azul, marrón o negro. Para obtener productos de color claro, se usan urea formaldehído y melamina formaldehído. Aparte de las piezas resistentes a la llama, los productos fenólicos han demostrado sus capacidades en otras aplicaciones donde:

- Se requiere resistencia a altas temperaturas.
- Se necesitan propiedades eléctricas.
- La resistencia al desgaste es importante.
- Buena resistencia química y estabilidad dimensional son esenciales.

Los fenólicos proporcionan procesabilidad fácil, tolerancias estrechas, mecanizado reducido y alta resistencia. Debido a su alta resistencia a la temperatura, los compuestos fenólicos se utilizan en componentes de escape, partes de misiles, espaciadores de colector, conmutadores y frenos de disco.

**Poliéster.** Los poliésteres son sistemas de resina de bajo costo y ofrecen una excelente resistencia a la corrosión. Las temperaturas de servicio operativo de los poliésteres son más bajas que las de los epóxicos. Los poliésteres se usan ampliamente para las operaciones de pultrusión, bobinado de filamentos, SMC y RTM. Los poliésteres pueden ser una resina termoestable o una resina termoplástica. Los poliésteres insaturados se obtienen mediante la reacción de ácidos orgánicos disfuncionales insaturados con un alcohol disfuncional. Los ácidos utilizados incluyen maleico, fumárico y tereftálico. Los alcoholes incluyen etilenglicol, propilenglicol y glicol halogenado. Para el proceso de curado

o reticulación, se añade un monómero reactivo tal como estireno en el intervalo del 30 al 50% en peso. Los enlaces dobles carbono-carbono en moléculas de poliéster insaturado y moléculas de estireno funcionan como el sitio de reticulación.

Debido a los crecientes problemas de salud con respecto a las emisiones de estireno, se está reduciendo el uso de estireno para las producciones compuestas a base de poliéster. En los métodos recientes, se utilizan catalizadores para curar poliésteres con estireno reducido.

### **2.2.1.2 Resinas Termoplásticas**

Los materiales termoplásticos son, en general, más dúctiles y resistentes que los materiales termoestables y se utilizan para una amplia variedad de aplicaciones no estructurales sin rellenos ni refuerzos. Los termoplásticos se pueden fundir calentando y solidificando por enfriamiento, lo que los hace capaces de reformar y reformar repetidamente. Las moléculas termoplásticas no se reticulan y por lo tanto son flexibles y reformables. Los termoplásticos pueden ser amorfos o semicristalinos. En los termoplásticos amorfos, las moléculas se disponen aleatoriamente; mientras que en la región cristalina de los plásticos semicristalinos, las moléculas están dispuestas de manera ordenada. No es posible tener una cristalinidad del 100% en plásticos debido a la naturaleza compleja de las moléculas. Algunas de las propiedades de los materiales termoplásticos se dan en la Tabla 3. Su menor rigidez y valores de resistencia requieren el uso de rellenos y refuerzos para aplicaciones estructurales. Los termoplásticos generalmente presentan una pobre resistencia a la fluencia, especialmente a temperaturas elevadas, en comparación con los termoestables. Son más susceptibles a los disolventes que los termoestables. Las resinas termoplásticas pueden ser soldadas juntas, haciendo que la reparación y unión de piezas sean más simples que para termoestables. La reparación de compuestos termoestables es un proceso complicado, que requiere adhesivos y una cuidadosa preparación de la superficie. Las composiciones termoplásticas requieren típicamente temperaturas y presiones de conformado más altas que los termoestables. Los compuestos termoplásticos no gozan de un nivel de integración tan alto como el que se obtiene actualmente con sistemas termoestables. La mayor viscosidad de las resinas termoplásticas hace más difíciles

algunos procesos de fabricación, tales como la colocación manual y operaciones de bobinado de cinta. Como consecuencia de esto, la fabricación de piezas termoplásticas compuestas ha atraído mucha atención de los investigadores para superar estos problemas.

Tabla 3 Propiedades de las resinas termoplásticas.

Resina	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Módulo de tensión Gpa (Mpsi)	Esfuerzo a tensión Mpa (Kpsi)
Nylon	1.1	1.3-3.5 (0.2-0.5)	55-90 (8-13)
PEEK	1.3-1.35	3.5-4.4 (0.5-0.6)	100 (14.5)
PPS	1.3-1.4	3.4 (0.49)	80 (11.6)
Poliéster	1.3-1.4	2.1-2.8 (0.3-0.4)	55-60 (8-8.7)
Policarbonato	1.2	2.1-3.5 (0.3-0.5)	55-70 (8-10)
Acetil	1.4	3.5 (0.5)	70 (10)
Polietileno	0.9-1.0	0.7-1.4 (0.1-1.2)	20-35 (2.9-5)
Teflón	2.1-2.3	-	10-35 (1.5-5)

**Nylon.** El nylon se utiliza para fabricar colectores de admisión, carcasas, engranajes, cojinetes, bujes, piñones. El Nylon es utilizado para propósitos de moldeo por inyección, pero también están disponibles como pre-impregnados con varios refuerzos. El Nylon también se le llama como poliamida. Hay varios tipos de nylon, incluyendo nylon 6, nylon 66, nylon 11, que ofrecen una variedad de propiedades mecánicas y físicas. El Nylon proporciona un buen aspecto superficial. La consideración más importante del diseño con el nylon es que absorbe la humedad, lo cual afecta las características y la estabilidad dimensional de la pieza. El refuerzo de vidrio minimiza este problema y produce un material fuerte y resistente al impacto. La resistencia al impacto del nylon largo relleno de vidrio es más alta que los materiales de ingeniería convencionales como el aluminio y el magnesio.

**Polipropileno (PP).** El polipropileno (PP) es un plástico versátil de baja densidad y bajo costo, y está disponible en muchos grados y como copolímero (etileno / propileno). Tiene la menor densidad (0,9 g/cm<sup>3</sup>) de todos los termoplásticos y ofrece buena resistencia, rigidez, resistencia química y resistencia a la fatiga.

**Polieteracetona (PEEK).** El PEEK es un termoplástico de nueva generación que ofrece la posibilidad de uso a altas temperaturas de servicio. Los compuestos de PEEK reforzados con carbono (APC-2) ya han demostrado su utilidad en fuselaje, partes de satélite y otras

estructuras aeroespaciales. Pueden utilizarse continuamente a 250°C. La temperatura de transición vítrea (Tg) de PEEK es 143 ° C y la temperatura de fusión cristalina es ~ 336 ° C. Los compuestos termoplásticos PEEK / carbono (APC-2, compuestos poliméricos aromáticos) han generado un interés significativo entre los investigadores y en la industria aeronáutica debido a su mayor tolerancia al daño, mejor resistencia a disolventes y uso a altas temperaturas. Además, PEEK tiene la ventaja de casi 10 veces menor absorción de agua que los epóxicos. La absorción de agua de PEEK es 0,5% a temperatura ambiente, mientras que los epóxicos de grado aeroespacial tienen una absorción de agua del 4 al 5%. El inconveniente de los compuestos basados en PEEK es que el costo de los materiales es muy alto, más de \$ 50.00 / lb.

PEEK / carbono se procesa en el rango de 380 a 400 ° C para procesos de autoclave, prensa en caliente y moldeo de diafragma, mientras que para operaciones de bobinado de cinta se sugiere una mayor consolidación intermedia de más de 500°C. Es un material semicristalino con una cristalinidad máxima del 48%. En general, la cristalinidad de PEEK es del 30 al 35%. La dureza ofrecida por PEEK es de 50 a 100 veces mayor que la de los epóxicos.

**Polifenilsulfido (PPS).** PPS es un termoplástico de ingeniería con una cristalinidad máxima del 65%. Proporciona altas temperaturas de funcionamiento y puede utilizarse continuamente a 225°C. La Tg de PPS es 85°C y la temperatura de fusión cristalina es de 285°C. Se procesa en el rango de temperatura de 300 a 345°C. Los materiales compuestos basados en PPS se utilizan para aplicaciones en las que se requiere una gran resistencia y resistencia química a temperatura elevada.

### 2.2.1.3 Procesos de producción

**Wet lay up.** Al comienzo del desarrollo de los materiales compuestos, el proceso de wet lay up era el método de fabricación dominante para la fabricación de piezas de material compuesto. Todavía es ampliamente utilizado en la industria marina así como para hacer las piezas del prototipo. Este proceso es laborioso y tiene preocupaciones por la emisión de estireno debido a su naturaleza de molde abierto. En este proceso, la resina líquida se

aplica al molde y luego el refuerzo se coloca en la parte superior. Se utiliza un rodillo para impregnar la fibra con la resina. Se aplica otra capa de resina y refuerzo hasta que se acumula un espesor adecuado. Es un proceso muy flexible que permite al usuario optimizar la pieza colocando diferentes tipos de materiales de tela y alfombra. Debido a que el refuerzo se coloca manualmente, también se denomina el proceso de colocación manual. Este proceso requiere poca inversión de capital y experiencia y por lo tanto es fácil de usar.

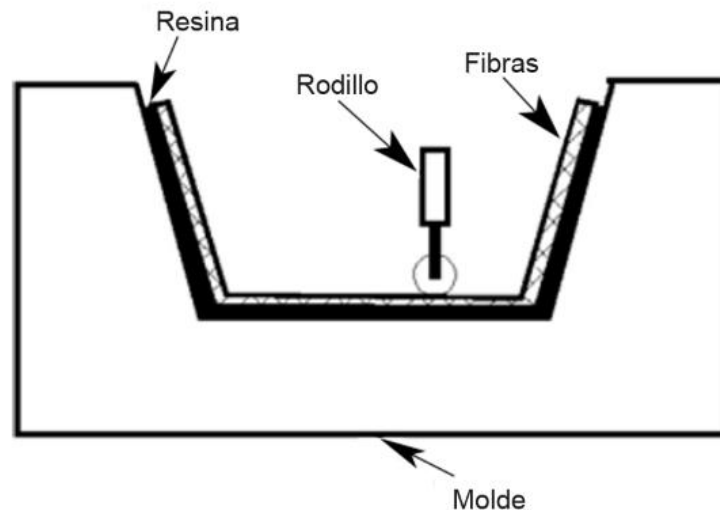


Fig. 9 Esquema del proceso de wet lay up. [11]

**Lay up con fibras pre-impregnadas.** Este proceso de preparación de pre-impregnados, que es muy común en la industria aeroespacial. También se denomina proceso de autoclave o proceso con bolsa de vacío. Con este procedimiento se pueden fabricar formas complicadas con fracciones de volumen de fibra muy altas. Es un proceso de moldeo abierto con capacidad de bajo volumen. En este proceso, los pre-impregnados se cortan, se depositan en la orientación de fibra deseada sobre una herramienta, y después se someten al vacío. Después del vacío, el material compuesto con el molde se coloca dentro de un horno o autoclave para después aplicar calor y presión para curar y consolidar la pieza.

El proceso de pre-impregnación o autoclave requiere mucha mano de obra. Los costos de mano de obra son 50 a 100 veces mayores que el enrollamiento de filamentos, pultrusión y otros procesos de alto volumen. Sin embargo, para la construcción de prototipos de piezas y carreras de pequeña cantidad, el proceso de pre-impregnado proporciona ventajas sobre otros procesos.

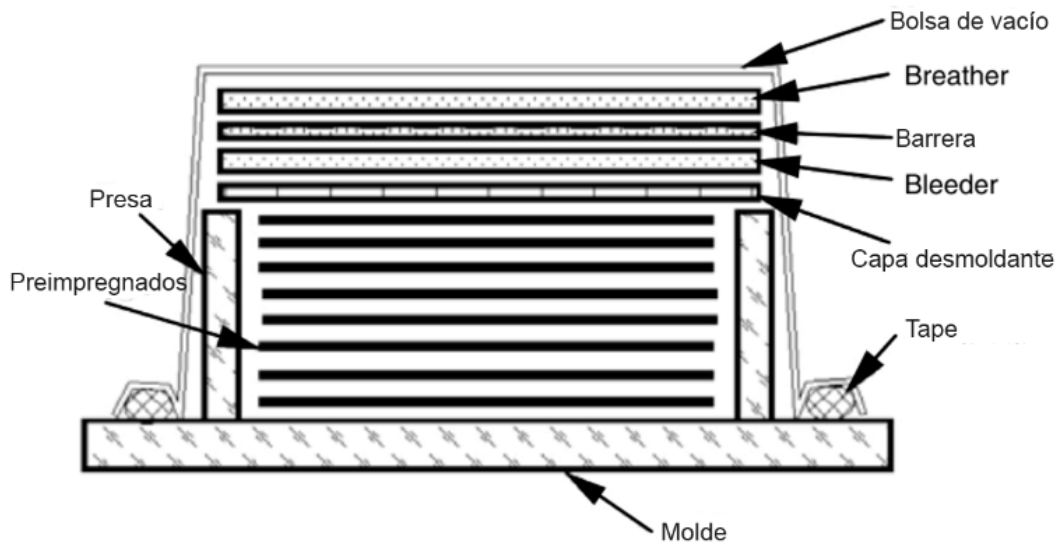


Fig. 10 Esquema del proceso de Lay up con fibras pre-impregnadas. [11]

**Spray up.** El proceso de spray up es similar al proceso wet lay up, siendo la diferencia el método de aplicación de materiales de fibra y resina sobre el molde. El proceso de wet lay up es laborioso, ya que los refuerzos y los materiales de resina se aplican manualmente. En el proceso de spray up, se utiliza una pistola pulverizadora para aplicar resina y refuerzos con una capacidad de 1000 a 1800 libras de material entregado por hora. En este proceso se utiliza una pistola pulverizadora para depositar vidrio de fibra cortada y resina / catalizador sobre el molde. La pistola corta simultáneamente mechas de fibras continuas en una longitud predeterminada (10 a 40 mm) y la impulsa a través de una pulverización de resina / catalizador sobre el molde. El proceso de spray up es mucho más rápido que el proceso de preparación en húmedo y es una opción menos costosa porque utiliza mechas, que es una forma barata de fibra de vidrio.

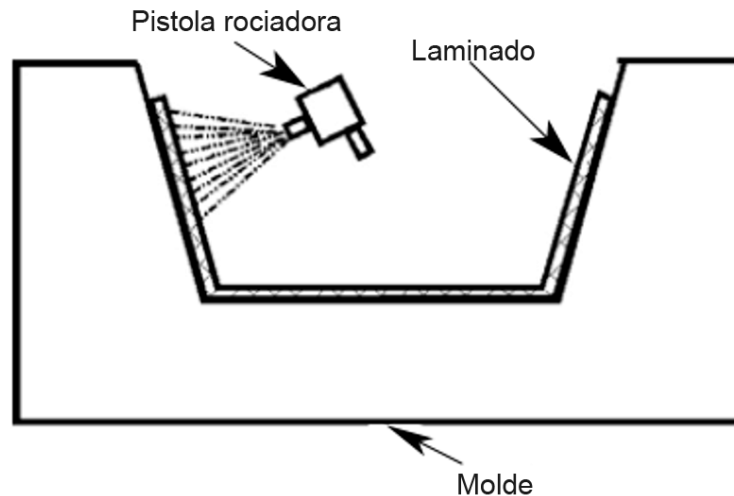


Fig. 11 Esquema de proceso de spray up. [11]

**Pultrusión.** El proceso de pultrusión es un proceso de fabricación de bajo costo y alto volumen en el que las fibras impregnadas de resina son arrastradas a través de una matriz para fabricar la pieza. El proceso es similar al proceso de extrusión de metal, con la diferencia de que en lugar de que el material sea empujado a través de la matriz en el proceso de extrusión, se tira a través de la matriz en un proceso de pultrusión. La pultrusión crea partes de sección transversal constante y longitud continua. La pultrusión es un proceso simple, de bajo costo, continuo y automático.

La Fig. 12 ilustra un proceso típico de pultrusión en el que los hilos impregnados con resina son arrastrados a través de una matriz calentada a velocidad constante. A medida que el material pasa a través de la matriz calentada, se vuelve parcialmente o completamente curado. La pultrusión produce piezas acabadas lisas que normalmente no requieren post-procesamiento.

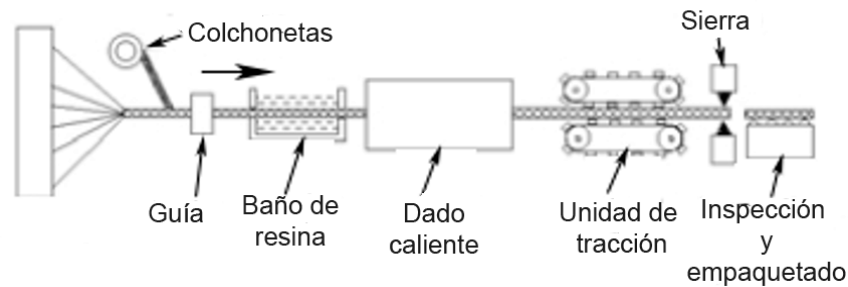


Fig. 12 Esquema del proceso de pultrusión. [11]

**Moldeo por transferencia de resina.** El proceso de moldeo por transferencia de resina (RTM) también se conoce como proceso de moldeo por transferencia de líquido. Aunque los procesos de moldeo por inyección y moldeo por compresión han ganado popularidad como métodos de producción de alto volumen, su uso se limita principalmente a aplicaciones no estructurales debido al uso de compuestos de moldeo (compuestos de fibra corta). En contraste con estos procesos de moldeo, el proceso RTM ofrece la producción de piezas estructurales rentables en cantidades de volumen medio utilizando herramientas de bajo coste. RTM ofrece la fabricación de piezas complejas con direcciones de fibra controladas. Las fibras continuas se usan generalmente en el proceso RTM. En el procedimiento RTM, se coloca una preforma en la cavidad del molde. Una mitad de molde correspondiente está acoplada a la primera mitad y las dos están sujetas juntas. A continuación, utilizando un equipo dispensador, una mezcla presurizada de resina termoestable, un catalizador, color, carga, se bombea al molde usando puertos únicos o múltiples en el molde. Después de curar durante 6 a 30 min, dependiendo de la cinética de curado de la mezcla, la parte se retira entonces del molde. Por lo tanto, RTM resulta en la producción de piezas estructurales con buen acabado superficial en ambos lados de la pieza. Los principales problemas en el proceso RTM son el flujo de resina, el curado y la transferencia de calor en medios porosos. El proceso implica inyectar una resina termoestable pre-catalizada a presión en una cavidad de molde calentada que contiene una preforma de fibra porosa. Durante el llenado del molde, la resina fluye en el molde y experimenta reacciones exotérmicas de curado, haciendo que su viscosidad aumente con el tiempo y finalmente solidificación. Después de que la preforma de fibra está completamente saturada con resina, las reacciones de curado continúan más allá del punto de gelación para formar un polímero reticulado. El procedimiento de RTM es una operación

de molde cerrado en la que una preforma de fibra seca se coloca dentro de un molde y luego la resina termoestable se inyecta a través de un orificio de entrada hasta que el molde se llena con resina. La resina se cura después y la parte se retira del molde.

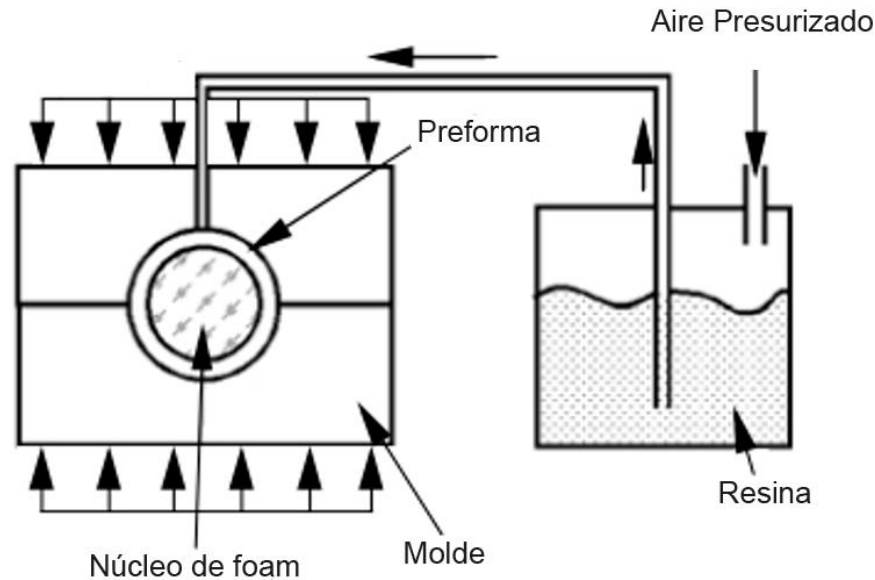


Fig. 13 Esquema del proceso de moldeo por inyección de resina. [11]

**Moldeo por compresión.** El moldeo por compresión es muy popular en la industria automotriz debido a sus altas capacidades de volumen. Este proceso se utiliza para el moldeo de grandes paneles automáticos. Los compuestos de moldeo por lámina (SMC) y los compuestos de moldeo a granel (BMC) son las materias primas más comunes para el moldeo por compresión. El moldeo por compresión también se usa para fabricar paneles estructurales usando pre-impregnados y materiales de núcleo.

El moldeo por compresión proporciona varias ventajas sobre el proceso de estampado y ahorra un coste significativo en términos de moldes y equipos. Una de las ventajas de SMC sobre el acero reside en su capacidad para incluir nervaduras y protuberancias en una tercera dimensión. Pueden crearse agujeros, bridas, hombros y espesores no uniformes durante el proceso de moldeo, evitando así operaciones secundarias tales como soldadura, taladrado y mecanizado.

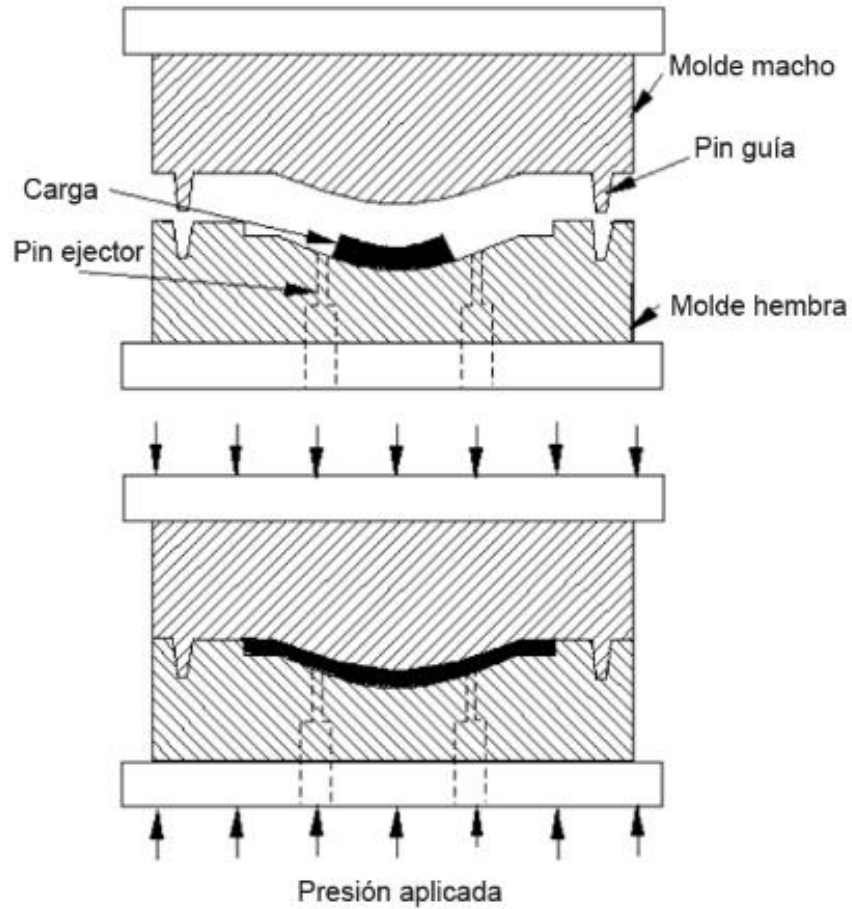


Fig. 14 Esquema del proceso de moldeo por compresión. [11]

### 2.2.2 Matriz metálica

El procesamiento de los materiales compuestos de matriz metálica tiende a ser mucho más costoso que la elaboración de un compuesto de matriz polimérica debido a las altas temperaturas requeridas para su procesamiento. La fabricación de un material compuesto de matriz metálica envuelve el uso de una fase intermedia que le da una preforma. El tamaño y la forma de la preforma son los mismo que el producto final. La preforma contiene el refuerzo que puede ser un polímero, una cerámica o el propio metal de la matriz.

### **2.2.3 Matriz cerámica**

Los materiales compuestos de matriz cerámica son comúnmente hechos partiendo de un compuesto de matriz polimérica convirtiendo la matriz polimérica en cerámica. El proceso a menudo implica una composición térmica y, en este caso, el proceso se conoce como pirolisis. Por ejemplo, el policarbosilano (un polímero que tiene átomos de carbono y silicio) se utiliza a menudo como precursor del carburo de silicio. Y así convertir el polímero a cerámico.

## **2.3 Núcleos**

### **2.3.1 Balsa.**

La estructura de celdas cerradas de la balsa consiste en células alargadas, prismáticas, con una longitud (dirección del grano) que es aproximadamente dieciséis veces el diámetro (Fig. 15). En densidades entre 0,1 y 0,25 g / cm<sup>3</sup>, el material exhibe excelente rigidez y resistencia de unión. Las características de rigidez y resistencia son muy similares a los núcleos de honeycomb aeroespaciales. Aunque la resistencia estática de los paneles de balsa generalmente será mayor que las espumas de PVC, la absorción de energía de impacto es menor. La resistencia al impacto local es muy buena porque el estrés se transmite eficazmente entre los laminados de sándwich. La balsa de grano fino está disponible en forma de hoja para la construcción de panel plano o en una disposición de bloques con respaldo que se ajusta a curvas complejas.

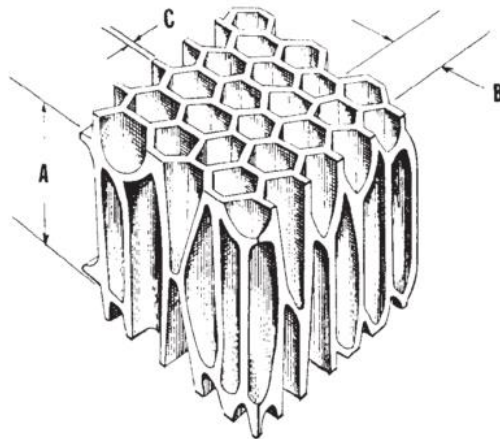


Fig. 15 Geometría del núcleo de balsa [13].

### 2.3.2 Espumas Termoestables.

Los plásticos espumados tales como el acetato de celulosa celular (CCA), el poliestireno y el poliuretano son muy ligeros y resisten el agua, los hongos y la descomposición. Estos materiales tienen propiedades mecánicas muy bajas y el poliestireno será atacado por resina de poliéster. Estas espumas no se ajustan a curvas complejas. El uso se limita generalmente a la flotabilidad más que a las aplicaciones estructurales. El poliuretano es a menudo espuma en el lugar cuando se utiliza como material de flotabilidad.

### 2.3.3 Espumas Sintácticas

Las espumas sintácticas se preparan mezclando microesferas huecas de vidrio, epoxi y fenólico en resina fluida con aditivos y agentes de curado para formar una masa fluida moldeable, curable y ligera. Omega Chemical ha introducido un material de núcleo sintáctico pulverizable llamado SprayCore™. La compañía afirma que los espesores de 3/8 " se puede lograr a densidades entre 30 y 43 lb/ft<sup>3</sup>. El sistema se comercializa como un reemplazo de tejidos de núcleo con propiedades físicas superiores. El costo de material para un pie cuadrado de 3/8" es de aproximadamente \$ 2.20 dls.

### **2.3.4 Espumas de PVC enlazado**

Los núcleos de espuma de polivinilo se fabrican combinando un copolímero de polivinilo con estabilizadores, plastificantes, compuestos de reticulación y agentes de soplado. La mezcla se calienta a presión para iniciar la reacción de reticulación y luego se sumerge en depósitos de agua caliente para expandirse hasta la densidad deseada. Los diámetros de las celdas oscilan entre .0100 a .100 pulgadas (en comparación con .0013 pulgadas para la balsa). El material resultante es termoplástico, permitiendo que el material se ajuste a las curvas compuestas de un casco. Las espumas de PVC han reemplazado casi exclusivamente las espumas de uretano como material de núcleo estructural, excepto en configuraciones en las que la espuma está "soplada" en su sitio. Varios fabricantes comercializan productos de PVC reticulados a la industria naval en forma de hoja con densidades que van de 2 a 12 libras por ft<sup>3</sup>. Al igual que con los productos de balsa, hay disponibles hojas sólidas o configuraciones de construcción de bloques con respaldo.

### **2.3.5 Espumas de PVC lineal**

AIREX® y Core-Cell ® son ejemplos de núcleo de espuma de PVC lineal producido para la industria marina. Las propiedades mecánicas únicas son el resultado de una estructura molecular no conectado, que permite desplazamientos significativos antes de la falla. En comparación con el PVC enlazado, las propiedades estáticas de este serán menos favorables y la resistencia al impacto será mejor. Para Airex® los diámetros celulares individuales varían de 0.020 a .080 pulgadas.

### **2.3.6 Honeycomb**

Se utilizan ampliamente diversos tipos de núcleos honeycomb fabricados en la industria aeroespacial. Los materiales constituyentes incluyen aluminio, fibra de vidrio impregnada con resina fenólica, polipropileno y papel tratado con fenol de fibra de aramida. Las

densidades varían de 1 a 6 lbs/ft<sup>3</sup> y los tamaños de celda varían de 1/8 a 3/8 pulgadas. Las propiedades físicas varían de forma casi lineal con densidad. Aunque la fabricación de paneles extremadamente ligeros es posible con núcleos tipo honeycomb, las aplicaciones en un ambiente húmedo son limitadas debido a su facilidad para la absorción de agua significativa. Se pueden tener muchos problemas de corrosión con el uso de este tipo de núcleo.

### **2.3.7 Espuma PMI**

Rohm Tech, Inc. comercializa una espuma de polimacrilimida (PMI) para construcción compuesta llamada Rohacell®. El material requiere de presiones de laminado mínimas para desarrollar una buena resistencia a la despegadura. La característica más atractiva de este material es su capacidad para soportar temperaturas de curado superiores a 350 ° F, lo que lo hace atractivo para usar con refuerzos pre impregnados.

## **2.4 Tipos de estructuras**

### **2.4.1 Laminados**

Cuando hay una sola capa o una capa en la que todas las capas se apilan en la misma orientación, esta configuración se le llama lamina. Cuando las capas se apilan en varios ángulos, la configuración recibe el nombre de laminado (Fig. 16). Los materiales compuestos de fibras continuas son normalmente materiales estratificados en los que las capas individuales, capas o láminas están orientadas en direcciones que aumentan la resistencia en la dirección de la carga primaria. Las láminas unidireccionales (0°) son extremadamente fuertes y rígidas en la dirección 0°. Sin embargo, son muy débiles en la dirección de 90° porque la carga debe ser transportada por la matriz que es mucho más débil. La tensión longitudinal y las cargas de compresión son soportadas por las fibras, mientras que la matriz distribuye las cargas entre las fibras en tensión y estabiliza las fibras

e impide su pandeo en compresión. La matriz es también el portador de carga primaria para el cortante interlaminar y la tensión transversal (90°) (Fig. 17).

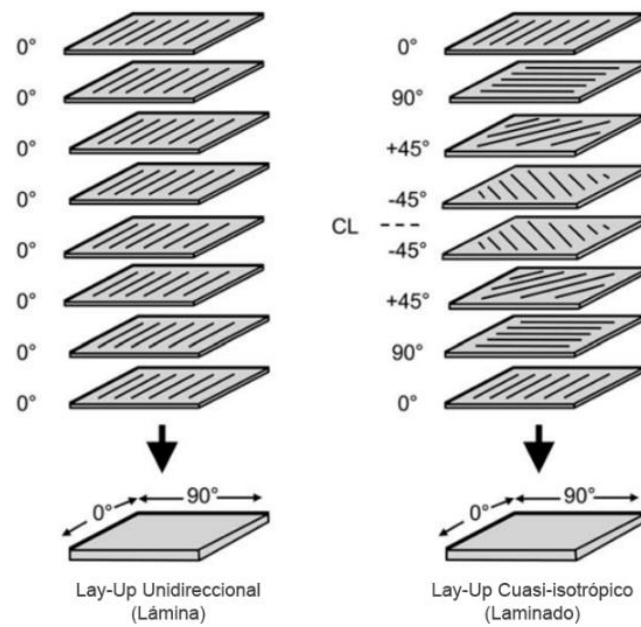


Fig. 16 Configuración de una lámina y un laminado [1].

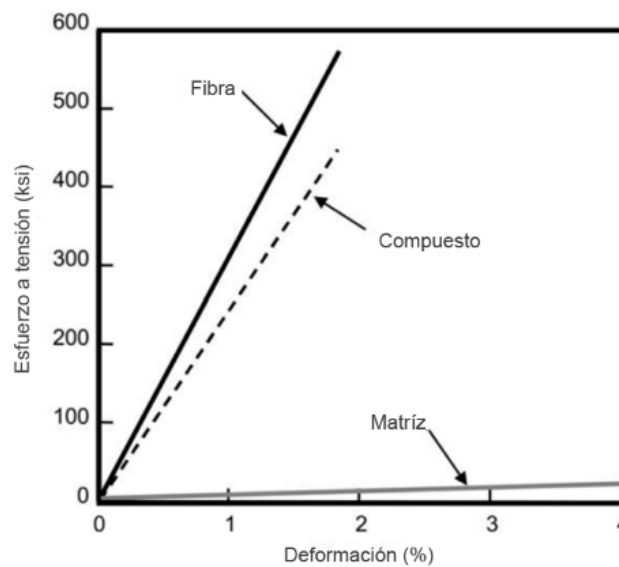


Fig. 17 Comparación de las propiedades de tensión de matriz, fibra y compuesto [1].

Debido a que la orientación de la fibra afecta directamente a las propiedades mecánicas, parece lógico orientar tantas capas como sea posible en la dirección principal de carga. Aunque este enfoque puede funcionar para algunas estructuras, normalmente es necesario equilibrar la capacidad de carga en una serie de direcciones diferentes, tales como las direcciones  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  y  $90^\circ$ . La Fig. 18 muestra una fotomicrografía de un laminado de fibra de carbono / epoxi continuo entrecruzado. Un laminado equilibrado que tiene igual número de capas en las direcciones  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  y  $90^\circ$  es llamado laminado cuasi-isotrópico, porque lleva cargas iguales en las cuatro direcciones.

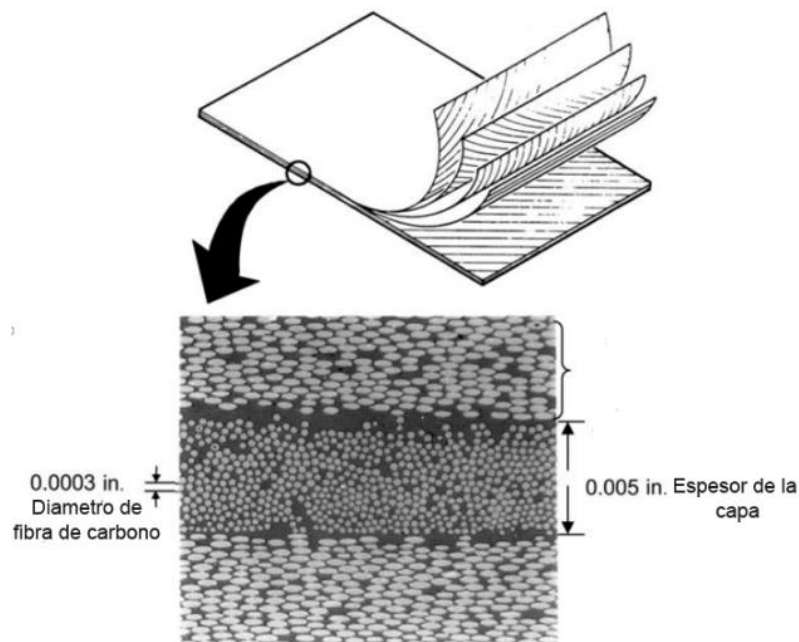


Fig. 18 Sección transversal de un laminado de carbono / resina epóxica [1].

#### 2.4.2 Estructura tipo sándwich

La construcción tipo sándwich, aplicada a materiales compuestos de matriz polimérica, es un concepto de panel estructural que consiste en su forma más simple de dos láminas paralelas relativamente finas de materiales laminados estructurales unidos y separados por un núcleo relativamente grueso y ligero. La construcción tipo sándwich proporciona un método para obtener una alta rigidez a la flexión con un peso mínimo en comparación con la construcción de laminado monolítico. Esta ventaja debe igualarse frente al riesgo de una

mayor dificultad de procesamiento que puede aumentar los costos de producción sobre la construcción monolítica. La tolerancia a los daños y la facilidad de reparación también deben tenerse en cuenta al seleccionar la construcción de paneles sándwich o laminados monolíticos. Una buena práctica estructural requiere la selección de los laminados, el núcleo y los materiales adhesivos para que se basen estratégicamente en consideraciones generales de la calidad de las piezas, incluyendo:

- Calidad de la superficie.
- Calidad de los laminados.
- Calidad adhesiva y calidad del filete.
- Fuerza del núcleo, tamaño de la celda, preparación de la unión.
- Resistencia a la entrada de humedad.

La construcción tipo sándwich compuesto de matriz de polímero se fabrica más a menudo usando curado en autoclave, curado por presión o curado con bolsa de vacío. Los laminados pueden pre-curarse y posteriormente unirse al núcleo, co-curarse al núcleo en una operación, o una combinación de los dos métodos. La construcción de sándwich de laminados pre-curada asegura una superficie de alta calidad, pero se debe abordar adecuadamente el núcleo. El co-curado da lugar a menudo a una mala calidad de la superficie del panel que se evita usando un material de revestimiento secundario co-curado en el ciclo de curado estándar o una subsiguiente operación de "llenado e imparcial". Los laminados co-curados también pueden tener peores propiedades mecánicas, y esto puede requerir el uso de valores de diseño reducidos.

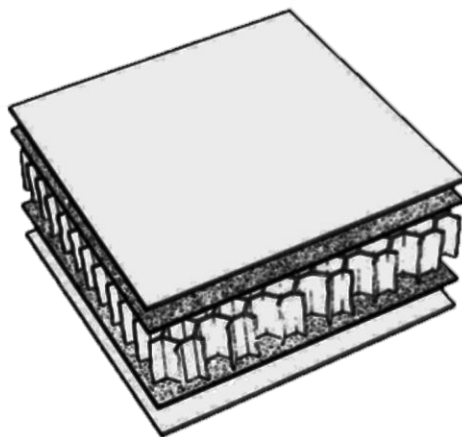
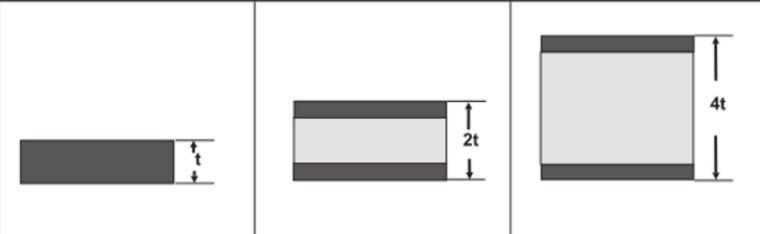


Fig. 19 Esquema de estructura tipo sándwich con núcleo tipo honeycomb.

Los ciclos de curado se pueden desarrollar para confeccionar paneles tipo sándwich de buena calidad. Para la construcción de sándwich co-curado, esto es esencial. Algunas consideraciones del ciclo de curado primario son el transporte de volátiles, la evacuación del núcleo y la presurización, los perfiles de viscosidad de resina de adhesivo y pre impregnado, y la compatibilidad con la estructura monolítica co-curada con la estructura sándwich.

Los materiales del laminado para el proceso de co-curado tienen un sistema de material de resina de "bajo flujo" que evita que la resina fluya por las paredes de la celda dentro del núcleo. Se debe seleccionar un adhesivo compatible que desarrolle un enlace de filete adecuado al núcleo seleccionado, ya sea co-curado o secundariamente unido. Para la construcción co-curada, se debe demostrar la compatibilidad de la resina pre impregnado con el adhesivo.

El núcleo debe seleccionarse de acuerdo con las características requeridas de la aplicación, incluyendo a menudo la calidad de la superficie, rigidez al corte y resistencia, resistencia a la compresión, peso, absorción de agua y tolerancia al daño. Los materiales de núcleo actualmente disponibles incluyen núcleo de panel metálico y no metálico y una variedad de espumas no metálicas. La selección del núcleo de panel de abejas se puede hacer a partir de una gama de materiales comunes de matriz reforzada con fibra de carbono, vidrio o aramida incluyendo fenoles, epóxicos, poliamidas o termoplásticos.






			
Rígidez relativa	100	700	3700
Esfuerzo relativo	100	350	925
Peso relativo	100	103	106

Fig. 20 Comparación de resistencia y rigidez utilizando de estructura tipo sándwich.

## Diseño de material compuesto con estructura tipo sándwich

Un adecuado diseño de material compuesto con estructura tipo sándwich es el paso más importante para tener un desempeño adecuado de la estructura en servicio. Por lo que es recomendable analizar todos los posibles modos de falla que se pueden presentar en operación y estimar la influencia de cada uno en la estructura tipo sándwich.

### Modos de falla bajo flexión

Las estructuras tipo sándwich son principalmente usada en vigas estructurales sometidas a flexión a es necesario conocer su rigidez para evitar deformaciones excesivas bajo las condiciones de cargas que se someterá el elemento. Por lo tanto, antes que todo, los diseñadores deben verificar las máximas deformaciones permisibles a las que será sometida la estructura tipo sándwich en las condiciones de servicio críticas (Fig. 21).

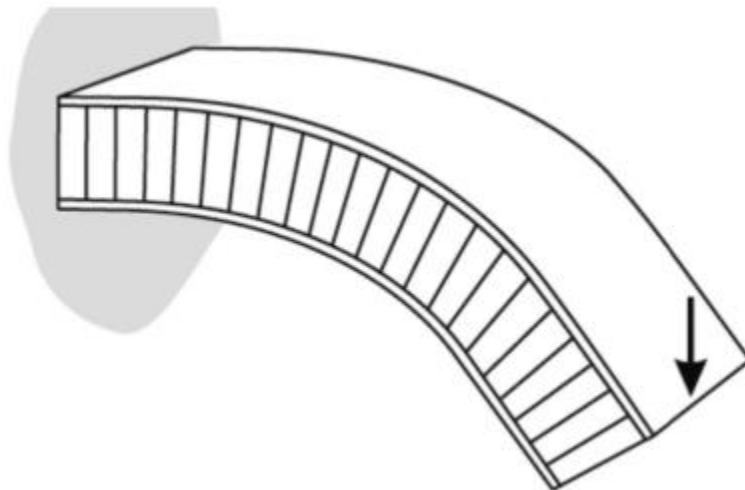

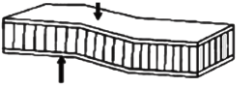
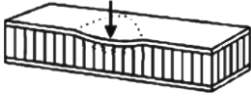

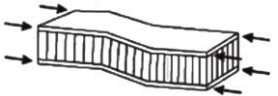




Fig. 21 Deflexión excesiva bajo carga crítica [2].

Otro punto de diseño básico es la verificación del comportamiento adecuado a tensión, compresión, cortante en las condiciones críticas de servicio de ambos componentes, laminados y núcleo. En las mismas condiciones, la interface del laminado y núcleo debe de ser capaz de transferir cargas de esfuerzos cortantes. Algunas condiciones de modo de falla se muestran en la Tabla 4.

En el diseño de materiales compuestos con estructura tipo sándwich, se presentan dos casos y son considerados como: vigas o placas. En el caso de las vigas, la relación de largo y ancho debe ser menor a un tercio ( $b/L < 1/3$ ), en contraste si la relación es mayor a un tercio ( $b/L > 1/3$ ), la estructura debe ser considerada como placa.

Tabla 4 Modos de falla en materiales compuestos con estructura tipo sándwich [2].

Tipo de falla	Causas
<p>Falla de laminado</p> 	<p>Espesor insuficiente del panel, laminado, el esfuerzo en el laminado resulta en una falla provocada por la tensión o compresión.</p>
<p>Falla por cortante transversal</p> 	<p>La falla por cortante transversal es causada cuando el esfuerzo cortante del núcleo o el espesor del panel es insuficiente.</p>
<p>Aplastamiento local de núcleo</p> 	<p>El aplastamiento local del núcleo es causado cuando el esfuerzo a compresión del núcleo es muy bajo.</p>
<p>Pandeo de panel</p> 	<p>El pandeo de panel o pandeo general es causado cuando el espesor del panel o el esfuerzo cortante del núcleo es muy bajo.</p>
<p>Aplastamiento por cortante</p> 	<p>El aplastamiento por cortante, puede ocurrir como consecuencia de un pandeo general, es causado cuando el módulo cortante del material del núcleo o el esfuerzo cortante del adhesivo es muy bajo.</p>
<p>Arruga de laminado</p> 	<p>La falla de compresión del núcleo (pandeo hacia adentro) o fallo de la unión del adhesivo (pandeo hacia afuera) puede ocurrir dependiendo de la fuerza relativa del núcleo en la compresión y del adhesivo en la tensión plana.</p>
<p>Pandeo en intraceldas</p> 	<p>El pandeo de intraceldas solo aplica en núcleos tipo panal de abeja ocurre cuando los laminados son muy delgadas y la celda es muy ancha. Este efecto puede causar una propagación de falla que se propaga a celdas adyacentes induciendo a arrugas.</p>

### Vigas de material compuestos con estructura tipo sándwich

Considerando una viga de material compuesto con estructura tipo sándwich de una longitud  $L$  y un ancho  $b$ , sometidas a una prueba de flexión de tres puntos con una carga central  $W$  por unidad con las condiciones definidas en la Fig. 22.

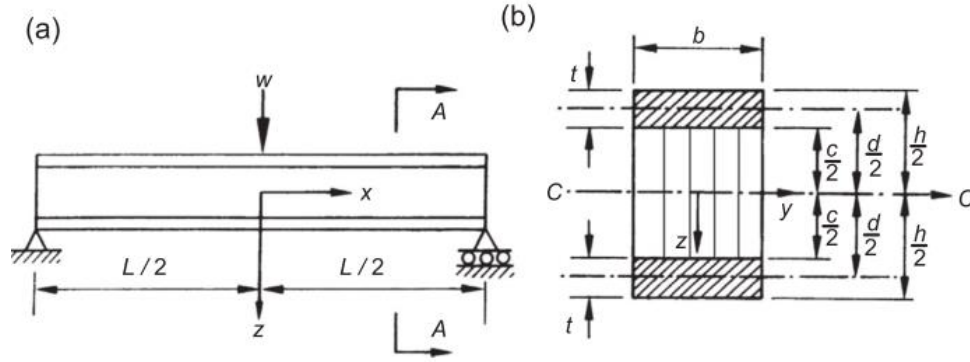


Fig. 22 Viga de material compuesto con estructura tipo sándwich sometida a flexión de 3 puntos: a) soporte simple, b) corte de sección de la viga [2].

Asumiendo el mismo espesor,  $t$ , para ambos laminados y un espesor,  $c$ , del núcleo, la viga se flexiona de manera cilíndrica sin curvatura en el plano  $yz$ , el corte de sección permanece en el plano y perpendicular al eje longitudinal y los laminados del sándwich permanece firmemente adherido al núcleo, la resistencia a la flexión de la viga,  $D$ , se calcula como:

$$D = \frac{E_s \cdot b \cdot t^3}{6} + \frac{E_s \cdot b \cdot t \cdot d^2}{2} + \frac{E_c \cdot b \cdot c^3}{12} \quad \text{Ec. 1}$$

Donde  $E_s$  y  $E_c$  son los modulos de Young de los laminados y núcleo en la dirección de  $x$ , respectivamente,  $d$  es la distancia entre los planos medios de los laminados y  $c$  es el espesor del núcleo.

En la mayoría de los casos  $\frac{d}{t} > 5.77$  y  $\frac{E_s}{E_c} \cdot \frac{t}{c} \cdot \left(\frac{d}{c}\right)^2 > 16.7$ , el primer término y el tercero de la ecuación no son tomados en cuenta debido a que solo representan el 1% de la resistencia a la flexión de la viga. Lo que nos resulta en una simplificación en la ecuación:

$$D = \frac{E_s \cdot b \cdot t \cdot d^2}{2} \quad \text{Ec. 2}$$

La resistencia a cortante las vigas de estructura tipo sándwich,  $S$ , es determinado por:

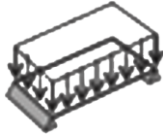
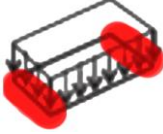
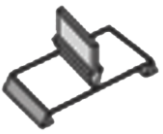
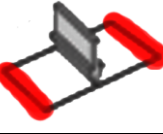
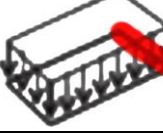
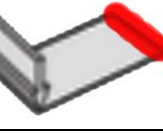

$$S = b \cdot d \cdot G_c \quad . 3$$

Donde  $G_c$  es el modulo cortante del núcleo que es considerado igual en las dos direcciones:

$$G_c = G_L \quad \text{o} \quad G_c = G_w \quad \text{Ec. 4}$$

En la Tabla 5 se muestran algunos valores para diferentes condiciones de flexión en vigas de material compuesto con estructura tipo sándwich

Tabla 5. Valores que son usados en diferentes condiciones a flexión de las vigas [2].

Tipo de Viga	Máxima fuerza cortante F	Máximo momento	Coefficiente de deflexión Kb	Coefficiente de deflexion cortante Kx
Soporte simple				
	P/2	PL/8	5/384	1/8
Soporte en ambos bordes				
	P/2	PL/2	1/384	1/8
Soporte simple (carga en el centro)				
	P/2	PL/4	1/48	1/4
Soporte en ambos bordes (carga en el centro)				
	P/2	PL/8	1/192	1/4
Soporte en un solo borde				
	P	PL/2	1/8	1/2
Soporte en un borde				
	P	PL	1/3	1
Soporte en un borde				
	P	PL/3	1/15	1/3

La máxima deflexión en el compuesto puede ser calculado como:

$$\delta = \frac{k_b * P * L^3}{D} + \frac{k_s * P * L}{S} \quad \text{Ec. 5}$$

Donde  $k_b$  y  $k_s$  es el coeficiente de deflexión que esta dado en la Tabla 5, según sea el caso, L es la longitud total de la viga, D y S son la resistencia a flexión y cortante, respectivamente.

Los valores obtenidos pueden ser comparados con la máxima deflexión permitida en el diseño de la viga.

### Placas de material compuestos con estructura tipo sándwich

Cuando la relación entre el ancho (b) y el largo (L), es igual o excede una a 1/3, la teoría de viga debe ser remplazada por una teoría de placa. En la Fig. 23 se muestra una placa de material compuesto con estructura tipo sándwich soportada en los cuatro bordes con una carga uniformemente distribuida. En estas condiciones, nuevos coeficientes son introducidos para realizar el cálculo de diseño:

$$\lambda = 1 - \mu^2 \quad \text{Ec. 6}$$

Donde  $\mu$  es el módulo de poisson de los laminados del espécimen.

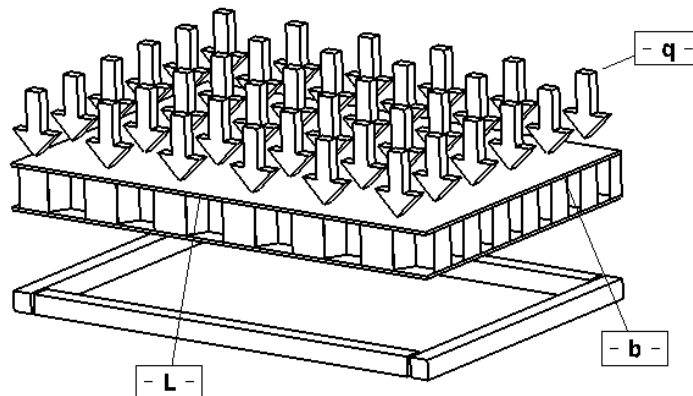


Fig. 23 Placa de estructura tipo sándwich soportada en los 4 bordes [2].

$$R = \frac{G_L}{G_w} \quad \text{Ec. 7}$$

Donde  $G_L$  y  $G_w$  son los módulos cortantes de núcleo en las dos direcciones, y:

$$V = \frac{\pi^2 * E_s * t * d}{2 * b^2 * G_w * \lambda} \quad \text{Ec. 8}$$

Donde  $E_s$  es el módulo de Young del laminado,  $t$  es el espesor del laminado,  $d$  es la distancia entre planos medios de los laminados,  $b$  es el ancho,  $G_w$  es el modulo cortante transversal del núcleo y  $\lambda$  es el parámetro calculado anteriormente.

Después de calcular el coeficiente  $K_1$ , de la Fig. 24, la deflexión total,  $\delta$ , en el plano sometido a carga uniformemente distribuida,  $q$ , puede ser calculada como:

$$\delta = \frac{2 K_1 * q * b^4 * \lambda}{E_s * t * d^2} \quad \text{Ec. 9}$$

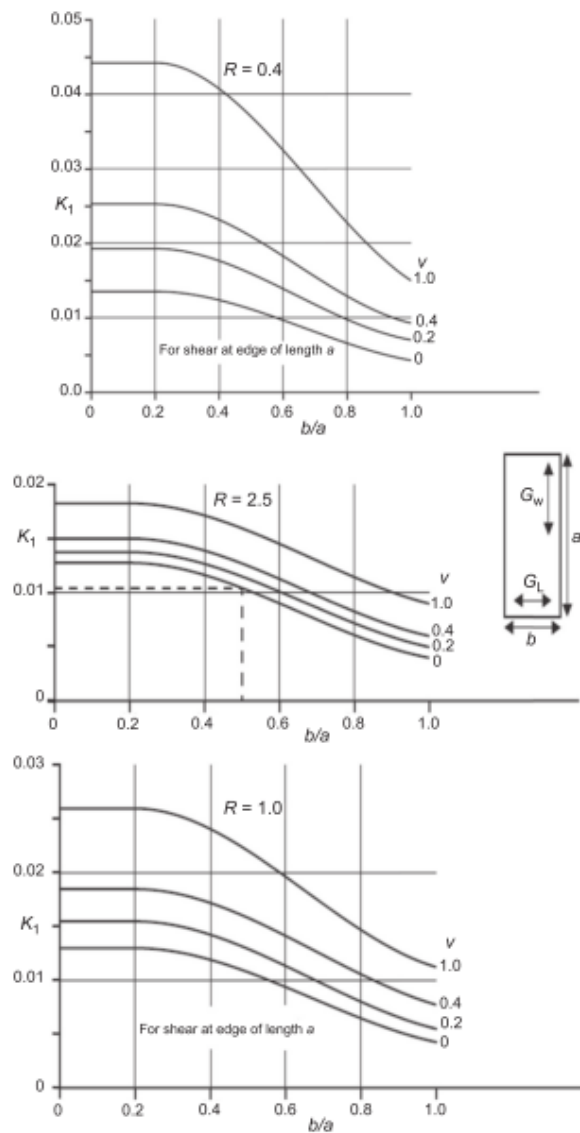


Fig. 24 Graficas para calcular el coeficiente  $K_1$  [2].

## **2.2 Tipos, características y fuentes de daño**

Los daños en materiales compuestos son discutidos en dos marcos de referencia, uno es la etapa de ocurrencia y el otro es por la anomalía física del material. La etapa de ocurrencia se separa en dos categorías: daños de fabricación y de servicio. Los daños que ocurren durante la fabricación son comúnmente clasificados como defectos en lugar de daños.

Las piezas de material compuesto de los aviones pueden dañarse durante la fabricación, envío y en servicio. Un enfoque primario en los componentes de material compuesto es el impacto de baja velocidad que puede causar daños significativos que muchas de las ocasiones no son visibles. Las fuentes de tales daños por impacto incluyen la caída de herramientas y equipos, desechos en la pista de aterrizaje, granizo, aves y colisión con otros aviones o vehículos terrestres.

La preocupación sobre los defectos del daño por impacto puede ser muy diferentes, dependiendo del diseño y aplicación del elemento. Se sabe que la resistencia de compresión de material compuesto laminado depende de la extensión de las delaminaciones y de la falla de las fibras causadas por impactos transversales. La resistencia de tracción se ve afectada por la falla de la fibra. El daño por impacto también puede afectar la resistencia ambiental de un componente estructural compuesto o la integridad de los sistemas de aeronaves asociados. Por ejemplo, los daños por impacto pueden permitir que la humedad penetre en el núcleo de sándwich en paneles de carenado de calibre liviano o proporcionar un camino para las fugas de combustible en los paneles de ala rígidos. Estos efectos deben atenderse por cuestiones de seguridad principalmente.

### **2.2.1 Daños caracterizados por la etapa de ocurrencia.**

#### **2.2.1.1 Manufactura**

El daño de fabricación incluye anomalías tales como porosidad, microfisuración y delaminaciones resultantes de las discrepancias de procesamiento y también de elementos

tales como cortes de borde involuntarios, grietas superficiales, orificios de cierre dañados y daños por impacto. El daño inadvertido puede ocurrir en partes o componentes de detalle durante el montaje, transporte o durante el funcionamiento. A continuación se presenta una lista de fuentes que provocan los defectos de fabricación: curado inadecuado, maquinado incorrecto, mal manejo de material, perforación inadecuada, contaminación de material, lijado inadecuado, material de baja calidad, uso de herramientas inadecuadas.

La mayoría de los daños en la fabricación, si están fuera de los límites de aceptación serán detectados por la inspección de calidad. Para cada pieza de material compuesto, debe haber criterios de aceptación/rechazo que se utilizaran durante la inspección de la pieza. Los daños aceptables se incorporaran en el análisis de comprobación u en el programa de pruebas para demostrar la resistencia máxima en presencia de este daño.

### **2.2.1.2 Servicio**

La principal característica del daño en el servicio es que se produce en el servicio de manera aleatoria. Las características de los parámetros de emisión, la ubicación, el tamaño y la frecuencia de ocurrencia solo pueden predecirse estadísticamente, lo que implica una gran cantidad de acumulación de datos. El daño en servicio normalmente se clasifica como no detectable y detectable. Una parte tiene que ser diseñada de tal manera que el daño probable, no detectable puede ser tolerado bajo cargas extremas y para la vida de la estructura. El daño en servicio más común se debe a un evento de impacto. A continuación se muestra una lista de fuentes de amenazas de daños en servicio: granizo, escombros en pista, vehículos terrestres, equipos y estructuras, rayos, caída de herramienta, choque de aves, separación de paleta de turbina, desgaste por fuego, daño balístico, erosión por lluvia, exposición ultravioleta, ciclo higrotérmico, degradación oxidativa, cargas repetitivas y exposición química.

### 2.2.2 Daños caracterizados por imperfección física

El daño puede ocurrir a varias escalas dentro del material compuesto y la configuración estructural. Esto va desde daños en la matriz y la fibra hasta los elementos rotos y fallo de los accesorios unidos o atornillados. El grado de daño controla la vida útil de la carga y la resistencia, y es, por lo tanto, crítico para tolerar daños.

**Rotura de la fibra** este defecto puede ser crítico porque las estructuras se diseñan típicamente para que la fibra soporte la mayoría de las cargas mecánicas. Afortunadamente, la falla de la fibra se limita típicamente a una zona cercana al punto de impacto y está restringida por el tamaño y la energía del objeto de impacto. Solo algunos de los eventos muy específicos podrían ocasionar grandes áreas de daño en las fibras.

**Imperfecciones en la matriz** estos ocurren usualmente en la interfase matriz – fibra, o en la matriz paralela a las fibras. Estas imperfecciones pueden reducir ligeramente algunas de las propiedades del material, pero rara vez serán críticas para la estructura, a menos que la degradación de la matriz sea generalizada. La acumulación de grietas de la matriz puede causar la degradación de las propiedades dominadas por la matriz. Para laminados diseñados para transmitir cargas con sus fibras solo se observa una ligera reducción de propiedades cuando la matriz se daña severamente. Las fisuras de la matriz como las microfisuras, pueden reducir significativamente las propiedades dependientes de la resina o de la interfase fibra – resina, como el cizallamiento interlaminar y la resistencia a la compresión. Para resinas de alta temperatura, el microagrietamiento puede tener un efecto negativo en las propiedades. Las imperfecciones de la matriz pueden desarrollar delaminación, laminación tipo de daño más crítico.

**Delaminación y desunión** se forman delaminaciones en la interfase entre las capas de laminados. Las delaminaciones pueden formarse a partir de grietas de matriz que crecen en la capa interlaminar o desde el impacto de baja energía. La desunión también puede formarse a partir de la no adhesión de producción o a lo largo de la línea de unión de dos elementos e iniciar delaminación en las capas laminadas adyacentes. Bajo ciertas condiciones, las delaminaciones o desuniones pueden crecer cuando se someten a cargas repetidas y pueden causar una falla catastrófica cuando el laminado se carga a compresión. La parte crítica de las delaminación o desuniones depende de: la dimensión, número

delaminaciones en un lugar determinado, ubicación y cargas a las que es sometido el elemento.

**Combinaciones de daño** en general los eventos de impacto causan combinaciones de daños. Los impactos de alta energía por objetos grandes, pueden conducir a elementos rotos y apegos fallidos. El daño resultante puede incluir fallo significativo de la fibra, agrietamiento de matriz, delaminación, sujetadores rotos y elementos desunidos. Los daños causados por el impacto de baja energía son más contenidos, pero también pueden incluir una combinación de fibras rotas, grietas de matriz y múltiples delaminaciones.

**Agujeros defectuosos del sujetador** la perforación inadecuada del orificio, la interacción pobre de los sujetadores y los sujetadores faltantes pueden ser defectos que pueden ocurrir en la fabricación de las partes. La elongación del agujero puede ocurrir debido al ciclo de carga repetido en servicio. Tales problemas pueden extender el tamaño del agujero y conducir a suposiciones de que el agujero está abierto, la sensibilidad de la muesca en un material compuesto generalmente utilizando análisis semiempíricos.

## Capítulo III. Impacto en materiales compuestos

La respuesta de los materiales al impacto generalmente es categorizada en impactos de baja velocidad, velocidad intermedia, alta velocidad. Los impactos de baja velocidad se presentan en condiciones de caída de herramientas principalmente y ocurren a velocidades menores a los 10 m/s. Los escombros de huracanes, objetos extraños en la pista de aterrizaje son considerados impactos de velocidad intermedia. Los eventos de impacto de velocidad intermedia ocurren en el rango de los 10 m/s y 50 m/s. Los impactos de alta velocidad son usualmente resultado de armas de fuego pequeñas o impacto de fragmentos de explosivos. La respuesta de un impacto de alta velocidad es dominada por la propagación de las ondas de estrés a través del espesor del material, en donde la estructura no tiene tiempo de distribuir la energía de impacto generando un daño localizado. Los efectos de las condiciones de frontera pueden ser ignorados porque el impacto pasa a través de las ondas de esfuerzo alcanzando la frontera. El rango de los impactos de alta velocidad está entre los 50 m/s y 1,000 m/s.

### 3.1 Impacto de baja velocidad

Los materiales compuestos de matriz polimérica son susceptibles al daño interno causado por un impacto de baja velocidad. En muchas instancias, el daño no es aparente en la superficie; sin embargo el daño interno puede ser significativo, además reduce las propiedades mecánicas del material así como acorta el tiempo de vida en servicio de la estructura de material compuesto. Los estudios de daño por impacto en materiales compuestos están enfocados en dinámica de impacto, mecanismos de falla, caracterización de las propiedades después del impacto, y resistencia al impacto.

El impacto de baja velocidad puede ser tratado como un evento de indentación cuasiestática, el límite mayor de cada tratamiento puede variar de 1 m/s a 10 m/s dependiendo de la rigidez del objetivo, propiedades del material, masa y rigidez del impactador [26]. Cuando las velocidades del impacto son por debajo de los 5 m/s, el tipo de respuesta es controlado por la relación de masa del impactador y el espécimen, mayormente que la velocidad de

impacto. En el impacto de baja velocidad, la respuesta estructural del objetivo es importante porque la duración del contacto tiene que ser lo suficientemente larga para que la estructura pueda responder y por consecuencia mayor energía de impacto es absorbida elásticamente.

Catwell y Morton [27] clasificaron impactos de baja velocidad hasta los 10 m/s considerado técnicas que incluyen Charpy, Izod y la prueba de impacto de caída libre. Liu y Malvern [28] sugieren que el tipo de impacto puede ser clasificado de acuerdo al daño que ocasiona. Abate, Davies y Robinson [29] [30] definen que el impacto de baja velocidad como uno en el que las ondas de esfuerzo a través del espesor no juegan una parte significativa en la distribución de esfuerzo y sugieren un modelo para determinar la transición a impactos de alta velocidad.

Una zona cilíndrica debajo del impactador es considerada como la zona de deformación uniforme en donde se propaga la onda de esfuerzo a través del espécimen, resultando en una deformación a compresión  $\epsilon_c$  y se describe como:

$$\epsilon_c = \frac{V_i}{V_s} \quad \text{Ec. 10}$$

Donde  $V_i$  es la velocidad de impacto y  $V_s$  es la velocidad del sonido del material. Para deformaciones de falla entre 0.5% y 1%, estos resultados se presentan en transiciones de ondas de esfuerzo en eventos entre 10 m/s y 20 m/s en materiales compuesto de resina epóxica.

Los modos de falla dependen de la condición de carga. Para impactos de baja velocidad, el modo de falla y la absorción de energía son alta, dependiendo el tamaño del espécimen, rigidez y condiciones de frontera. La energía de impacto de un espécimen sometido a un impacto de baja velocidad es absorbida principalmente es la forma de energía de deformación, adicionalmente energía de micro grietas, rotura de fibras y delaminación, sin contar la energía perdida por soportes y frontera.

### **3.1.1 Equipo de prueba**

Las pruebas de impacto de baja velocidad en materiales compuestos se pueden realizar usando diferentes tipos de equipos. Generalmente el impacto es provocado a través de un péndulo, masa en caída libre o pistolas de gas guiando el proyectiles. La carga puede ser aplicada a flexión, tensión, compresión o torsión. Los equipos más típicos para estudiar el impacto de baja velocidad son el Izod, Charpy y maquinas instrumentadas para impactos de masa en caída libre.

#### **3.1.1.1 Ensayo de impacto Izod y Charpy**

Los dos métodos provocan el impacto con un péndulo oscilatorio. Tanto la energía cinética y la masa de impacto pueden variar, la energía es transferida y provoca el impacto en el espécimen. La energía es absorbida en la forma de deformación elástica y plástica, fricción entre el espécimen y las sujeciones. El efecto de la fuerza de impacto en el esfuerzo depende en como la energía se distribuye y causa deformación.

El ensayo de Charpy e Izod es frecuentemente usado para comparar la respuesta al impacto de materiales isotrópicos que tienen diferentes composiciones o que fueron fabricados bajo diferentes condiciones de servicio.

#### **3.1.1.2 Ensayo de impacto de masa en caída libre**

Este ensayo es más representativo para fenómenos físicos en los que se produce un impacto transversal en laminados o compuestos tipo sándwich. La prueba se realiza mediante una torre de caída libre con un identador. El identador está equipado con un transductor de fuerza. El peso es adicionado en el sujetador del identador para proporcionar la energía de impacto deseada. Dos banderas ópticas separadas por una distancia de 75 mm a 150 mm son colocadas para determinar la velocidad. La historia de fuerza-tiempo es medida desde el punto de contacto inicial con el espécimen, hasta que el identador

atraviesa a través del espesor el espécimen. La energía es calculada por la integración de la señal de fuerza-tiempo. La fuerza de desplazamiento, fuerza-tiempo y la historia de energía-tiempo son algunos de los parámetros medidos. La curva fuerza-tiempo es un buen indicador de la progresión del daño en los materiales compuestos.

En distintos estudios realizados en materiales compuestos, los pesos utilizados en caída libre rondan en el rango de 1 kg a 15 kg, la altura de caída libre va desde pocos centímetros hasta 3 o 4 m, las velocidades menos de 10 m/s y el rango de la energía de impacto entre 1 a 150 J, el diámetro del indentador de 12 mm a 19 mm, indentadores semiesféricos y planos son utilizados.

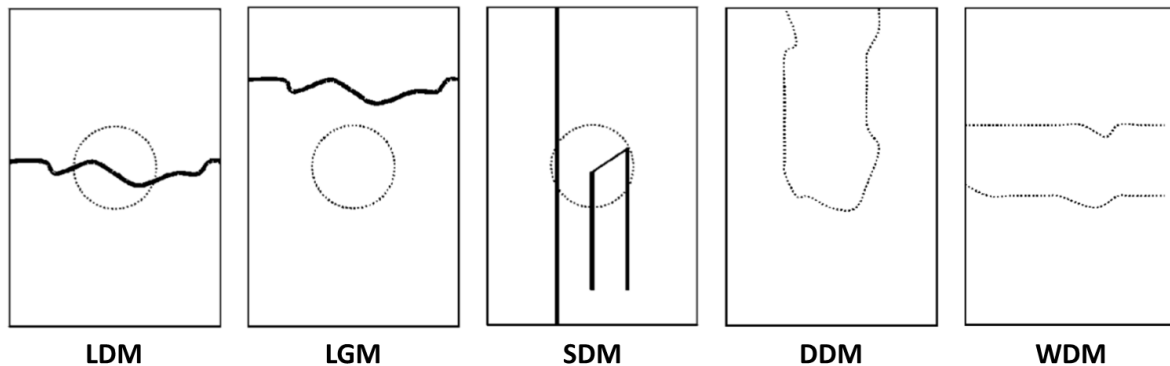
La máquina de impacto de puede modificar para soportar diferentes tipos de especímenes, planos, cilíndricos y de otras formas. En general, un laminado plano es el más típico utilizado para investigar la respuesta al impacto del material compuesto. El tamaño de los especímenes varía entre 150 mm x 150 mm, 100 mm x 100 mm y el de 150 mm x 100 mm es el típico. El espécimen de tamaño 150 mm x 100 mm es usado cuando la prueba de compresión después del impacto es requerida. Para la prueba de compresión después del impacto, el espécimen es sometido primeramente a un impacto de baja velocidad, controlando el daño por impacto, después se somete a una compresión en el plano para evaluar la resistencia.

### **3.2 Modos de falla en impactos de baja velocidad**

La heterogeneidad y la naturaleza anisotrópica de laminados de fibras reforzadas por plástico (FRP) contribuyen a diferentes modos de falla. En la mayoría de los casos, estos incluyen; agrietamiento de matriz que ocurre paralelamente a las fibras debido a la tensión, compresión y cortante, desunión y delaminación entre capas como resultado de esfuerzo intralaminar, rotura de fibra y pandeo, penetración. La interacción entre los modos de falla influye en el modo y propagación de daño. Los daños en la estructura serán clasificados según la ASTM D7137 como se muestra en la Tabla 6.

Tabla 6. Código de modo de falla según la ASTM D7137 [46].

Código de modo de falla					
Primer Carácter		Segundo Carácter		Tercer Carácter	
Tipo de falla	Código	Área de falla	Código	Localización de falla	Código
Angulado	A	Al final/borde	A	Inferior	B
Barrido	B	A través del	D	Izquierda	L
Aplastamiento	C	Lejos del daño	G	Medio	M
Delaminación creciente al borde, a lo largo	D	Múltiples áreas	M	Derecha	R
A través del espesor	H	Varios	V	Superior	T
Inestabilidad del panel	I	Desconocido	U	Varios	V
Plegues	K			Desconocido	U
Lateral	L				
Multimodal	M(xyz)				
Delaminación creciente al borde, restringida por el borde	R				
División larga	S				
Delaminación creciente al borde, a lo ancho	W				
Explosivo	X				
Otro	O				



**Daño en matriz.** Es producido por impacto transversal de baja velocidad, usualmente toma forma de agrietamiento de matriz, desunión entre fibra y matriz e iniciación de delaminación. El daño apenas visible o daño mínimo ocurre a energía de impacto bajas (1 a 5 J). El agrietamiento de matriz es usualmente orientado en planos paralelos a la dirección de la fibra en compuestos de fibra unidireccional. El agrietamiento de matriz en las capas superiores inicia con el contacto con los bordes del impactador. Las grietas por cortante se

forman por el alto esfuerzo cortante transversal a través del material. El esfuerzo cortante transversal está relacionado con la fuerza y área de contacto.

El agrietamiento en el lado opuesto al impacto (lado tenso) se provoca por flexión, porque es inducido por la alta tensión provocada por el esfuerzo de flexión y es característicamente perpendicular al laminado. El tipo de agrietamiento de matriz es dependiente de las características globales de los especímenes impactados. Para laminados muy delgados el agrietamiento por flexión en las capas inferiores ocurre debido a la excesiva deflexión transversal.

**Delaminación.** Es la separación de capas que progresa en las áreas ricas en resina entre capas. La delaminación es el resultado de la incompatibilidad del esfuerzo de flexión entre capas adyacentes y las diferentes orientaciones de fibras entre capas [31] [32] [33]. El área de delaminación en áreas en laminados 0/90 es de forma de cacahuete. El esfuerzo de flexión inducido es la mayor causa de delaminación. Algunos estudios definen un coeficiente de incompatibilidad por flexión entre dos laminados adyacentes. Cuanto mayor sea la incompatibilidad mayor será el área de delaminación [34]. Esto es afectado por las propiedades del material, la secuencia de apilamiento de las capas y el espesor del laminado.

Una relación empírica para estimar la energía de deformación elástica [35] [36], la E absorbida en el punto de la falla por delaminación bajo un impacto transversal está dada por:

$$E = \frac{2\tau^2 w L^3}{9E_f t} \quad \text{Ec. 11}$$

Donde t = espesor del laminado,  $\tau$  = esfuerzo cortante interlaminar (ILSS), w = ancho, L = largo no soportado y  $E_f$  = módulo de flexión. La energía absorbida en la deformación elástica se reduce con el decremento del espesor y el módulo de flexión (alta rigidez).

**Iniciación de delaminación e interacción con el agrietamiento de matriz.** La delaminación es causada por el impacto transversal y se produce después de alcanzar una energía límite. La delaminación se desarrolla en presencia del agrietamiento de la matriz. La delaminación no siempre crece en la región de interfase, pero puede propagarse adyacente a la interfase [37].

En la iniciación de la delaminación es predominantemente el modo de fractura I, causada debido al alto esfuerzo normal aplicado fuera de plano causando la presencia de agrietamiento de matriz y alto estrés cortante a lo largo de la interfase. El agrietamiento de la matriz que genera delaminación se debe a el desarrollo de del estrés normal y cortante en las interfaces. El agrietamiento por flexión y cortante puede desarrollar delaminación, pero la delaminación producida por el agrietamiento de cortante es inestable al contrario que el producido por el agrietamiento de flexión el cual crece de una manera estable y proporcional a la aplicación de la carga.

**Falla en fibra.** Ocurre después que el agrietamiento en la matriz y delaminación en el proceso de fractura. La falla en la fibra ocurre justo después del impacto debido al alto esfuerzo concentrado localmente y los efectos de la indentación (principalmente predominando las fuerzas cortantes), y en la cara no impactada debido a alto esfuerzo de flexión. La falla en la fibra es un precursor de un modo de falla catastrófico de penetración. La energía requerida para una falla en la fibra debido a la flexión de la cara opuesta al impacto está dado por [36]:

$$E = \frac{\sigma^2 w t L}{18 E_f} \quad \text{Ec. 12}$$

Donde  $\sigma$  = resistencia a flexión,  $E_f$  = módulo de flexión,  $w$  = ancho,  $L$  = largo no soportado y  $t$  = espesor del espécimen.

**Penetración.** Es un modo de falla macroscópico y ocurre cuando las fibras fallan y provocan un daño crítico extendido, permitiendo que el indentador penetre el material. La energía de penetración límite aumenta rápidamente con el espesor del espécimen [38]. La forma de absorción de energía durante la penetración del laminado son: cortante, entre el 50 a 60%

dependiendo del espesor del espécimen [39]. Varios factores incluyendo el tamaño de fibra, orientación, tejido, tipo de matriz e interfase tienen influencia en el proceso de indentación.

Un modelo analítico sugerido para determinar la energía absorbida en la penetración está dada por [35]:

$$E = \pi\gamma^2 t d i \quad \text{Ec. 13}$$

Donde  $\gamma$  = energía de fractura,  $d_i$  = diámetro del indentador y  $t$  = espesor del espécimen.

**Daño en fibras orientadas al azar en laminados.** Cuando las fibras están orientadas al azar, no es fácil establecer un patrón de agrietamiento. El moldeo de laminados (SMC), fibras largas termoplásticas (LFT) y filamentos continuos orientados al azar (CFM) son ejemplos comunes de laminados de fibras largas o cortas orientados al azar. El largo de la fibra y la relación de aspecto juegan un papel importante en la respuesta al impacto de materiales compuestos con fibras orientadas al azar. Con el incremento del largo y la relación de aspecto de las fibras, los enlaces de refuerzo tienen mayor eficiencia a resistir el impacto. La progresión del daño en los materiales compuestos con fibras orientadas al azar se presenta mediante: indentación, flexión, fractura y perforación [40].

En los impactos de baja energía, en materiales compuestos con fibras orientadas al azar, el agrietamiento de matriz es formada en la superficie de impacto en la forma de grietas pequeñas y anillos alrededor de la zona de impacto [28]. Este tipo de falla es causada por la onda de deformación de tensión que se mueve desde el punto de impacto hacia fuera.

### 3.3 Geometría del indentador y masa

El tamaño del indentador, forma, masa, material y el ángulo de incidencia son factores que tienen una fuerte influencia en la respuesta al impacto del espécimen. Indentadores agudos crean un mayor daño en la superficie y daño en la fibra, mientras los indentadores más semiesféricos tienen a causar daños internos de delaminación. Los objetos semiesféricos simulan los efectos de escombros y producen un área extensa de daño dominada por la

delaminación. Un indentador agudo cónico produce rotura de fibras como resultado de un daño localizado y produce una indentación y penetración profunda.

La masa del indentador tiene un efecto significativo en la respuesta de absorción de energía en los materiales compuestos mientras se mantengan el tamaño del indentador y la forma. Un indentador pesado promueve una respuesta global en el espécimen causando una flexión significativa y absorción de energía del espécimen. Una masa ligera concentra la energía localmente resultando en una baja energía de penetración.

### **3.4 Impacto de caída libre y baja velocidad en materiales compuestos con estructura tipo sándwich**

La estructura tipo sándwich consiste en alta resistencia, con un módulo alto de dos laminados separados por un núcleo de baja densidad. El núcleo es generalmente de bajo peso y el espesor es mucho más grande que los laminados. Los dos laminados que recubren el núcleo generalmente son idénticos en material, espesor y orientación de fibras. Los laminados resisten esfuerzos en el plano y fuera de plano (flexión). La función principal del núcleo es dar resistencia al cortante y resistencia a compresión transversal. Los laminados están unidos mediante adhesión y esto provoca que las cargas sean transmitidas entre los componentes. El núcleo puede ser de casi cualquier material y arquitectura, pero en lo general, el núcleo se clasifica en cuatro tipos; núcleo de foam o sólido, tipo honeycomb, núcleo corrugado y núcleo de armazón.

El daño típico en impactos de baja velocidad en estructuras tipo sándwich ocurre como sigue: el impacto en el laminado expuesto es sometido a fuerza de cortante transversal, si el laminado resiste la penetración, existe daño extensivo en la superficie y en el laminado. Puede ocurrir desunión entre el laminado y el núcleo adyacente en el punto de impacto debido a la incompatibilidad de deformación entre ambos. A energías altas de impacto, el indentador penetra la superficie del laminado superior y sigue con el núcleo. El daño en el núcleo se presenta en forma de aplastamiento, falla por cortante y desunión del laminado y el núcleo. El impacto genera una carga lo cual causa flexión por tensión en el laminado inferior y como resultado se da la desunión entre el núcleo y el laminado, así como también

delaminación muy significativa lo cual puede ocurrir una penetración completa en el espécimen.

El modo de daño de impacto en una estructura tipo sándwich depende del soporte del espécimen, la forma del indentador, geometría del indentador, propiedades de los materiales de los laminados y el núcleo. Cuando los laminados son delgados (menos de 10 veces el espesor del núcleo), las deflexiones tienden a ser muy grandes y las fuerzas altas de tensión en el plano causan el modo I como agrietamiento en el núcleo. Cuando los laminados son grueso (entre 2 a 5 veces el espesor del núcleo) la deflexión es mínima (menos que el espesor del laminado). Las fuerzas transversales de cortante en las zonas alrededor del impacto del proyectil causan un modo II de falla, agrietamiento transversal cortante en el núcleo.

### **3.5 Resistencia después del impacto**

Debido a la susceptibilidad de los materiales compuesto al daño por impacto, pérdidas considerables tienen como resultados en la resistencia estructural. El término de tolerancia al daño se refiere a la habilidad de desempeño de los materiales compuesto después del impacto. Los daños apenas visibles en los materiales pueden causar reducciones en la resistencia del material compuesto de hasta 50%. Las resistencias en tensión, compresión, flexión y fatiga pueden reducirse en diferentes medidas, dependiendo del modo de daño predominante.

#### **3.5.1 Resistencia a tensión después del impacto**

La resistencia a tensión normalmente sigue la tendencia como se muestra en la Fig. 25. En la región I, no ocurre daño debido a que la energía de impacto está por debajo del valor de la iniciación de daño. Cuando dicho valor es pasado, la resistencia de tensión se reduce rápidamente a un mínimo como se muestra en la región II y la extensión de daño se incrementa. En la región III se muestra como un valor constante debido a que la velocidad

de impacto ha pasado el punto donde la perforación ocurre, dejando un orificio en el espécimen. En esta región la resistencia a tensión puede ser estimada considerando el daño que sea equivalente al orificio del tamaño del diámetro del indentador. El mínimo en la región II es menos que el valor constante en la región III porque el daño se extiende en un área mayor que lo que se extiende en un impacto de alta velocidad cuando el daño es localizado y genera un orificio limpio [51]. Como las fibras soportan mayormente la carga de tensión en su dirección longitudinal, el daño en la fibra es el modo de daño crítico en este fenómeno.

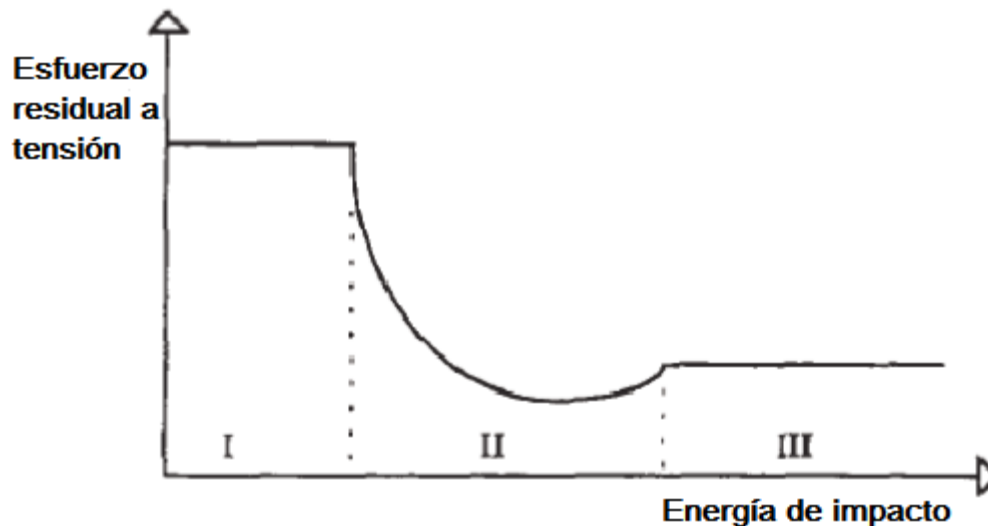


Fig. 25 Curva de resistencia de tensión después del impacto de un laminado de material compuesto [58].

### 3.5.2 Resistencia de compresión después del impacto

La prueba de compresión después del impacto (CAI) es la más común para establecer las propiedades de compresión en laminado de material compuesto. Esta es la principal debido a la inestabilidad local que resulta de la delaminación causando reducciones considerables a la resistencia a compresión [51] [58]. Como la delaminación puede producirse con impactos de baja energía, grandes reducciones a compresión ocurren en daños apenas visibles. La delaminación divide el laminado en sublaminados, donde tienden a tener menos resistencia a flexión que el laminado original resultando en menos resistencia a carga de pandeo. Bajo una carga de compresión, una delaminación puede causar pandeo en una

o tres modos [59]: inestabilidad global y pandeo en el laminado, inestabilidad local (pandeo en el sublaminado más delgado), o una combinación de las anteriores. El modo de falla generalmente cambia de global a local, a un modo combinado conforme la extensión de la delaminación crece. En algunos casos, guías anti pandeo son usadas para soportar el espécimen y prevenir la falla por pandeo global, pero al mismo tiempo permite la inestabilidad global [60].

### **3.6 Principios de tolerancia al daño [44]**

El diseño de estructuras utilizadas en la elaboración de aviones comerciales es complejo, la estructura debe soportar distintos casos de cargas y configuraciones de daños que podrían sufrir, los cuales se resumen en:

- La estructura debe soportar, estáticamente, la carga límite (LL) sin daños. De hecho, no se permite ningún daño ni deformación en servicio a cargas inferiores a iguales a la carga límite.
- La estructura debe soportar la carga máxima (UL) sin falla catastrófica. La estructura debe permanecer entera (pero se permite daño) para cargas que son casi improbables, es decir menores o igual a la carga máxima.

Sin embargo, este concepto no tiene en cuenta los daños. Pero en realidad un daño es obviamente inevitable y puede crecer en servicio. De hecho, la carga de la estructura en servicio es repetitiva e induce a la fatiga. El crecimiento de los daños por fatiga puede conducir a una resistencia inferior a la UL. Por lo tanto, la tolerancia al daño busca mostrar que:

- Incluso con daños, la resistencia de la estructura debe permanecer más alta que la LL.
- Cualquier daño que dé lugar a una resistencia por debajo de la UL debe detectarse y repararse inmediatamente (la reparación debe restablecer una resistencia de la estructura superior a la UL).

## **3.7 Pruebas no destructivas**

Las pruebas o ensayos no destructivos son utilizados para detectar discontinuidades internas o superficiales para determinar propiedades selectas en materiales, parte y componentes; usando técnicas que no alteran el estado físico o constitución química, ni dañen o destruyan a los mismos. Dentro de los ensayos no destructivos está incluidos la inspección por radiografía, inspección por partículas magnéticas, inspección por líquidos penetrantes, inspección visual e inspección por ultrasonido.

El propósito de estos ensayos es detectar discontinuidades superficiales e internas en materiales o componentes fabricados, lo cual a cierto tiempo de operación ocasiona fallas en el material. La falla es el daño de una pieza que no le permite continuar en servicio, puede producirse por defectos de fabricación, operación inadecuada y daño por objetos externos.

### **3.7.1 Inspección Visual**

La inspección no destructiva por medios visuales es por mucho el método de NDI más antiguo y económico. Por lo tanto, la inspección visual se realiza rutinariamente como medio de control de calidad y evaluación de daños tanto para el fabricante como para el técnico de reparación. Afortunadamente, la mayoría de los tipos de daños pueden ser visualmente verificable. Una vez detectado, el área afectada se convierte en una cantidad para emplear otro tipo de inspección si se es necesario. Se emplean linternas, lentes de aumento, espejos como ayuda en la inspección visual de los materiales compuestos. Se usan para magnificar los defectos que de otro modo no se pueden ver fácilmente y para permitir la inspección de áreas que no son accesibles. El exceso de resina, ampollas, desprendimiento de material, decoloración, daños por impacto y material externo al proceso son algunas de las discrepancias fácilmente discernibles por una inspección visual. La inspección visual no puede encontrar fallas internas en el material compuesto, tales como delaminaciones, dislocaciones y fisuras de la matriz. Se necesita de una NDT más sofisticado para detectarlos, aunque una persona con experiencia previa puede predecir si existe un daño interno antes de la utilización de otra prueba.

### **3.7.2 Prueba de golpe**

A veces denominado como audio, sónico o toque de moneda, esta técnica hace uso de frecuencias en el rango audible (10Hz a 20Hz). Un método muy exacto en manos de personal experimentado, la prueba de golpe es quizá la técnica más común utilizada para la detección de la delaminación y desunión. El método se realiza tocando el área de inspección con un disco redondo sólido o un dispositivo tipo martillo ligero y escuchando la respuesta de la estructura al golpe. Un sonido de timbre claro y agudo es indicativo de una estructura sólida bien unida, mientras un ruido sordo o hueco indica un área discrepante. La velocidad de golpeo debe ser lo suficientemente rápida como para producir sonido suficiente para que cualquier diferencia de tono sea percibida por el oído. La prueba de golpe es eficaz en laminados delgados o en estructuras tipo sándwich con laminados delgados. Una vez más, inherente al método es la posibilidad de que los cambios dentro de los elementos de la estructura puedan producir cambios de tono que puedan interpretarse como defectos, cuando estos están presentes por la manufactura del elemento. Esta inspección debe realizarse en un área lo más silenciosa posible y por personal experimentados y familiarizado con la configuración interna de la pieza a inspeccionar.

### **3.7.3 Rayos X**

Rayos X o radiografía como también es conocido, es un método muy útil de NDT en que esencialmente permite una vista en el interior de la pieza. Este método de inspección se realiza pasando rayos x a través de la pieza o ensamble que se está probando mientras se registra la absorción de los rayos sobre una película sensible a los rayos x. La película permite al inspector analizar variaciones en la opacidad de la exposición grabada sobre la película, creando de hecho una visualización de la relación de los detalles internos del componente. Dado que el método registra los cambios en la densidad total a través de su espesor, no es un método preferido para detectar defectos tales como delaminaciones que están en un plano normal a la dirección del rayo. Sin embargo, es un método muy eficaz para detectar defectos paralelos a la línea central del haz de rayos x. Las anomalías internas como las delaminaciones en las esquinas, el núcleo agrietado, agua en el núcleo, huecos

en las juntas adhesivas de espuma y la posición relativa de los detalles internos se puede ver fácilmente a través de la radiografía. La mayoría de los materiales compuestos son casi transparentes a los rayos X, por lo que se deben usar rayos de baja energía. El penetrante opaco puede utilizarse para mejorar la visibilidad de los defectos de rotura de la superficie, sin embargo, generalmente no está disponible para inspecciones en servicio.

### 3.7.4 Ultrasonido

La inspección por ultrasonido ha demostrado ser una herramienta muy útil para la detección de delaminaciones internas, huecos o inconsistencias en componentes de material compuesto que no se pueden discernir por medio de la inspección visual o la inspección por golpe. Hay muchas técnicas ultrasónicas, sin embargo cada técnica utiliza la energía de la onda sonora con una frecuencia por encima del rango audible. Se introduce una onda sonora de alta frecuencia (normalmente varios MHz) en la parte y se puede dirigir para viajar normal a la superficie de la pieza, a lo largo de la superficie o en algún ángulo predefinido con respecto a la misma superficie. Se utilizan diferentes direcciones, ya que el flujo puede no ser visible solo desde una dirección. El sonido introducido es entonces monitoreado mientras viaja en su ruta asignada a través de la pieza para cualquier cambio significativo. Las ondas sonoras ultrasónicas tienen propiedades similares a las ondas de luz. Cuando una onda ultrasónica golpea un objeto de interrupción, la onda o energía es absorbida o reflejada de nuevo a la superficie. La energía sónica interrumpida o disminuida es entonces recogida por un transductor de recepción y convertida en una pantalla en un osciloscopio o un registrador gráfico. La pantalla permite al operador evaluar de forma comparativa las indicaciones discrepantes con respecto a aquellas áreas que se sabe que están en buen estado. Para facilitar la comparación, se establecen estándares de referencia y se utilizan para calibrar el equipo ultrasónico.

**Ultrasonido por transmisión** esta técnica puede ser utilizada cuando ambos lados de la pieza a inspeccionar sean accesibles. El alto voltaje se aplica a un cristal piezoeléctrico contenido dentro del transductor. Este cristal transforma la energía eléctrica en energía mecánica en forma de ondas sonoras ultrasónicas. Las ondas ultrasónicas se propagan a través de la parte hacia el transductor receptor donde la energía mecánica se transforma

de nuevo en energía eléctrica. Se necesita un acoplador distinto del aire para que este método funcione. En el entorno, la parte se sumerge en agua o se utiliza un sistema de agua inyectada. Se debe de tener cuidado al usar el material de acoplamiento distinto del agua para no contaminar el material compuesto. Los acoplantes solubles en agua funcionan bien. La salida se puede representar gráficamente en un sistema de grabación o mostrarse mediante un medidor o un osciloscopio. Los defectos dentro de la estructura analizada interrumpirán o absorberán una parte de la energía y, de este modo, cambiarán la cantidad de energía detectada por el transductor receptor. Los defectos resultantes de energía disminuida se vuelven discernibles en las pantallas.

**Pulso de eco** la inspección ultrasónica de un solo lado puede realizarse usando técnicas de pulso de eco. En este método, una única unidad de búsqueda es la que funciona como un transductor de transmisión y de recepción que es excitado por impulsos de alta tensión. Cada impulso eléctrico activa el elemento transductor. Este elemento convierte la energía eléctrica en energía mecánica en forma de una onda sonora ultrasónica. La energía sónica viaja a través de una punta de contacto de teflón o metacrilato en la pieza de prueba. Una onda se genera en la pieza de prueba y es recogida por el elemento transductor. Cualquier cambio en la amplitud de la señal recibida, o tiempo requerido para que el eco vuelva al transductor, indica la presencia de un defecto. En el pulso de eco, el acoplador se coloca directamente en la pieza.

### **3.8 Técnicas de reparación de materiales compuestos**

Los materiales compuestos tienen un rango amplio de aplicación dentro de áreas como la aeroespacial, marina, automotriz, superficies de transporte y equipo deportivo. El daño en los materiales compuestos no siempre se detecta por inspección visual y algunas veces se debe de determinar el daño estructural mediante pruebas no destructivas.

Algunos de los daños en el área del elemento se pueden localizar con simple tacto en la superficie y el sonido. El tacto en la zona nos da una respuesta a encontrar áreas dañadas y determinar el límite entre la parte dañada y la parte en buen estado de la estructura del material compuesto y delimitar el área que realmente se desea reparar.

Es de suma importancia las técnicas de detección del daño para con ello crear planes de mantenimiento de las estructuras hechas de materiales compuestos y determinar qué áreas son más propensas a sufrir daños dentro de las estructuras de las aeronaves.

Las reparaciones en las estructuras de las aeronaves deben de ser controladas y llevadas a cabo conforme al "Aircraf Structural Repair Manual" (SRM). Para aplicaciones distintas, las reparaciones en los materiales compuestos deben ser realizadas conforme al desempeño y requerimientos mecánicos a los que esté sometido el elemento.

### 3.8.1 Daños típicos en la estructura

La mayoría de los daños en los compuestos reforzados con fibras son resultados de impactos de baja y alta velocidad. En los metales la energía es disipada mediante deformaciones elásticas, de esta manera la integridad de la estructura queda en perfectas condiciones. Sin embargo en los materiales reforzados con fibras el daño es usualmente más extensivo y esto se ve en la superficie del elemento. Dependiendo de la geometría del indentador y la energía de impacto será el daño en la estructura, en los laminados se genera un mecanismo de falla por delaminación en el punto donde se generó el impacto como lo muestra la Fig. 26, donde se muestra la extensión de daño que provoca un impacto local en un laminado.

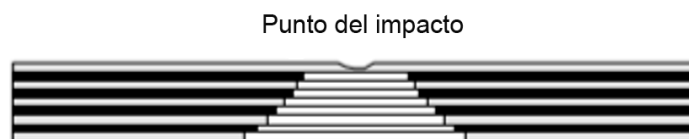


Fig. 26 Zona de impacto y propagación de daño a través de la estructura [61].

Las extensiones del daño como ya se menciona depende de la geometría y energía de impacto del indentador. El daño no se extiende por toda la longitud de la pieza. Los efectos sobre el rendimiento mecánico dependen de la longitud de la delaminación en relación con el espesor del elemento como se muestra en la Fig. 27.

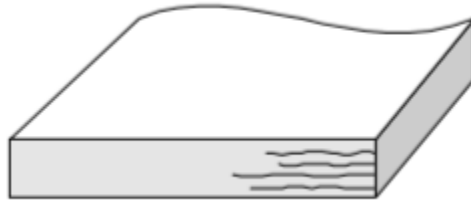


Fig. 27 Delaminación provocada por un impacto [61].

En las estructuras tipo sándwich se generan efectos similares que en los laminados pero a la vez incluyen deformaciones permanentes en el núcleo debido a que este no tiene un módulo elástico amplio y por lo general se generan deformaciones plásticas en el como lo muestra la Fig. 28, donde al tener un daño por impacto genera una deformación permanente tanto en el laminado como el núcleo del elemento.



Fig. 28 Abolladura en la estructura tipo Sándwich [61].

En el caso donde la energía de impacto es muy grande y el área de contacto entre el indentador y el elemento es muy pequeña, puede generar rotura de la misma al existir una penetración completa en la estructura como se muestra en la Fig. 29. Donde existe penetración completa en el elemento que termina con daño de los dos laminados y el núcleo completo. Este fenómeno se provoca a velocidades de impacto muy altas.



Fig. 29 Rotura en la estructura tipo Sándwich [61].

### 3.8.2 Tipos de reparación

Cuando la estructura del compuesto sufre el daño en servicio, se pueden emplear los siguientes tipos de reparación:

- Reparación cosmética. En este caso si durante la inspección no se determina que el daño no ha afectado la estructura del compuesto. Una reparación cosmética es la adecuada para proteger y darle estética al elemento. Este tipo de reparación no involucra el uso de materiales de refuerzo.
- Reparación temporal o provisional. Es común que en los caso de estructuras que se encuentren en servicio, pequeñas áreas con daño son detectadas las cuales no provocan un cambio en la propiedades mecánicas en los elementos por completo. Sin embargo deben de ser reparadas para evitar un daño mayor. Un simple parche es el tipo de reparaciones que se puede llevar a cabo, con una mínima preparación y así ayudar a proteger el componente hasta que pueda ser sacado de servicio y realizar una reparación estructural. Las reparaciones temporales deben estar sujetas a una inspección frecuente.
- Reparación estructural. Si el daño provoca que la estructura del compuesto se debilite o provoca fracturas, delaminación o desprendimiento en las fibras se debe de remplazar la zona del daño y reforzar con fibras, núcleo o estructuras de sándwich, para reparar las propiedades mecánicas originales. La reparación por unión provoca discontinuidad en las capas originales lo que nos provoca un aumento en el estrés del elemento por lo cual se requiere capas adicionales dentro del área de reparación. Si el daño del ares es muy pequeña se debe cuestionar si es apto realizar una reparación estructural ya que requiere remover la estructura dañada y preparar y muchas de las veces es mejor realizar una reparación cosmética.

### 3.8.3 Reparación estructural en paneles tipo sándwich

El propósito principal de la reparación de la estructura de los compuestos es brindar un soporte total en la aplicación y transmisión de las cargas y repartir el estrés dentro del área del elemento. Para realizar esto la reparación de los materiales debe de estar traslapado y unidos adecuadamente en las capas originales del laminado por lo cual existen tres tipos básicos de forma de realizar esto:

- **Reparación por parche.** En este caso el grosor del laminado original es realizado con rellenos de capas y la reparación del elemento son unidos a la superficie del laminado.

Ventajas:

- Es simple y rápido de realizar.
- Se requiere una preparación mínima.

Desventajas:

- La reparación del laminado es más gruesa y pesada que la original.
- Se debe de poner mucho cuidado en la superficie para una correcta adhesión.

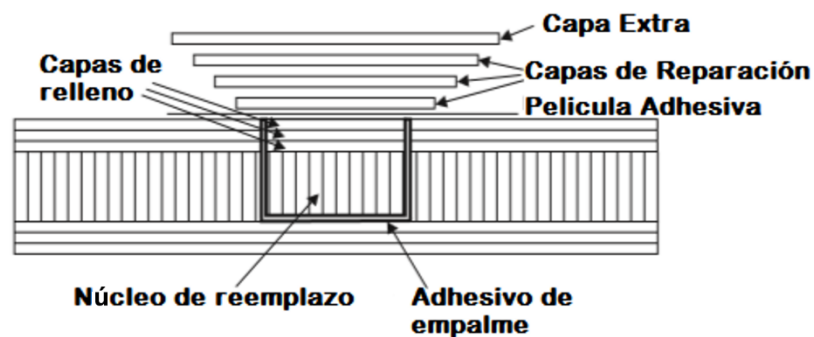


Fig. 30 Reparación por parche [61].

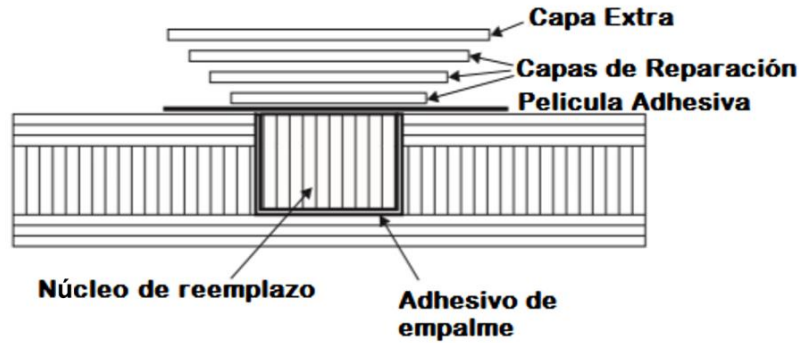


Fig. 31 Reparación por parche alternativa [61].

- **Reparación de reducción gradual lisa.** En este caso el área alrededor del orificio es lijada para exponer la sección de cada capa en el laminado. Algunas ocasiones una capa de relleno es colocada para favorecer la adhesión en la superficie.

Ventajas:

- La reparación es solo un poco más gruesa que la original.
- Cada capa de reparación sobrepuesta en la capa que es reparada brinda soporte y distribución de la carga aplicada.
- Se puede conseguir uniones más fuertes en superficies recientemente expuestas.

Desventajas:

- Tiempo de la reparación extenso.
- Se requiere de alta habilidad y es difícil de lograr este tipo de reparaciones.

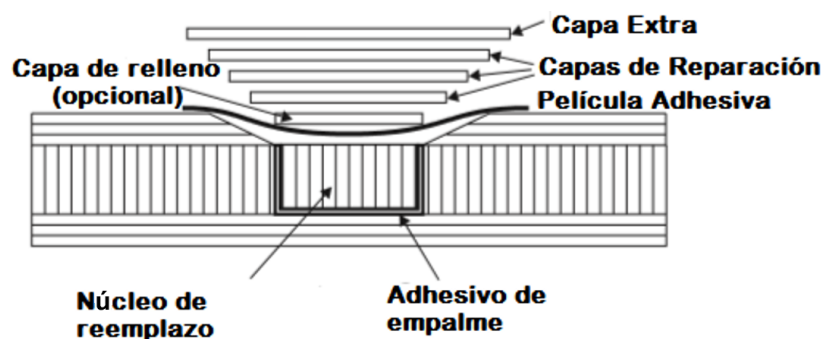


Fig. 32 Reparación de reducción gradual lisa [61].

- **Reparación de reducción gradual escalonada.** El laminado es lijado hacia abajo en cada capa expuesta para lograr un escalonado. Los escalones típicos son de 25-50 mm por capa.

Ventajas:

- Muy similar a la reparación de reducción gradual lisa.

Desventajas:

- Extremadamente difícil de realizar.

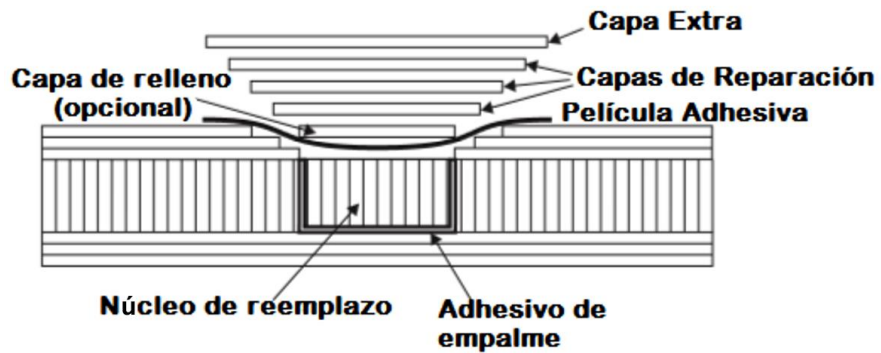


Fig. 33 Reparación de reducción gradual escalonada [61].

## Capítulo IV. Materiales y métodos.

La metodología para obtener el comportamiento mecánico a compresión de los especímenes de prueba se presenta en este capítulo. Los tres estados analizados son: especímenes sin daño, especímenes con daño y reparados. Para determinar la influencia que tiene una reparación sobre las propiedades mecánicas a compresión de los materiales compuestos con estructura tipo sándwich.

### 4.1 Diseño experimental

Para evaluar el comportamiento a la prueba de CAI de los siguientes 3 casos de estudio:

- Especímenes sin daño.
- Especímenes con daño.
- Especímenes reparados.

El primer caso corresponde a especímenes sin daño, los cuales no sufrieron cambio alguno después de su proceso de elaboración y fueron sometidos directamente a la prueba de compresión. Este es el punto de referencia para comparar los casos siguientes. En el segundo caso, los especímenes se sometieron a la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad, los cuales no fueron reparados para posteriormente someterlos a la prueba de CAI. Por último el tercer caso corresponde a especímenes dañados y que fueron reparados estructuralmente para posteriormente someterlos a la prueba de CAI.

Para realizar las pruebas, se sigue el siguiente proceso descrito en el diagrama de la Fig. 34.

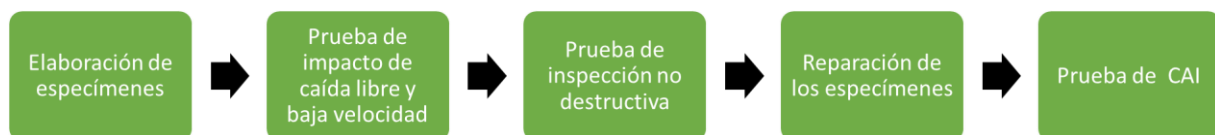


Fig. 34 Diagrama de flujo del proceso de experimentación, el cual consta de cinco fases para obtener el esfuerzo de compresión de los 3 estados de los especímenes antes descritos.

Las especificaciones del experimento están conforme a la norma ASTM D7766 [63] son las siguientes:

- Espesor de núcleo de 1 in, laminados de 0.2 in.
- Energía de impacto de 20J y 40 J.
- Se requiere de 3 especímenes por experimento.

La cantidad de especímenes que se someterán a la prueba de CAI, se selecciona mediante un diseño de experimento factorial  $2^2$ . Como resultado se requiere un total de 15 especímenes de prueba que se distribuyen de la siguiente manera:

- 3 especímenes sin daño.
- 3 especímenes dañados a 20 J.
- 3 especímenes dañados a 20 J y reparados.
- 3 especímenes dañados a 40 J.
- 3 especímenes dañados a 40 J y reparados.

Las energías de impacto de 20J y 40J son seleccionadas en base a los criterios que describen a un fenómeno de impacto de caída libre y baja velocidad como se menciona en el punto 3.1. El cual debe de realizarse en el rango 0 a 10 m/s.

## **4.2 Preparación de los especímenes**

La elaboración de los especímenes se realizó en base a la norma ASTM D7766 [63] que a su vez tiene relación con la prueba CAI elaborada por Boeing [40], debido a que se utiliza el mismo dimensionamiento de especímenes para la prueba de impacto y compresión. Los especímenes son elaborados conforme al diagrama de flujo descrito en la Fig. 35.

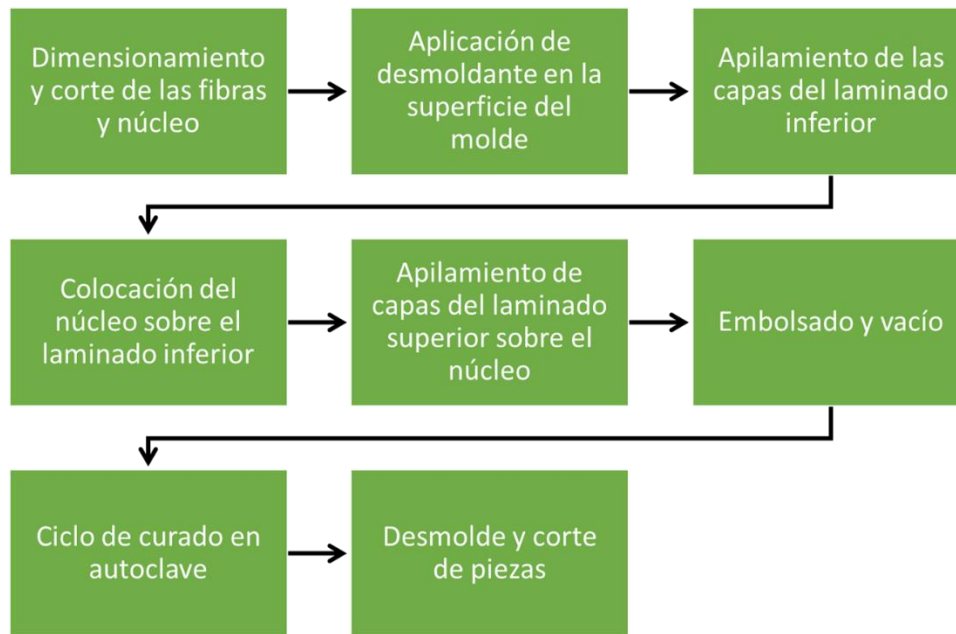


Fig. 35 Diagrama de flujo del proceso de elaboración de especímenes por el método de bolsa de vacío y curado en autoclave.

El dimensionamiento requerido de cada espécimen es de: 6 x 4 x 1.125 in, son constituidos por dos laminados de fibra aramida (Kevlar) que cubren a un núcleo tipo honeycomb elaborado con fibra aramida y recubierto con resina fenólica, Nomex (Fig. 36).

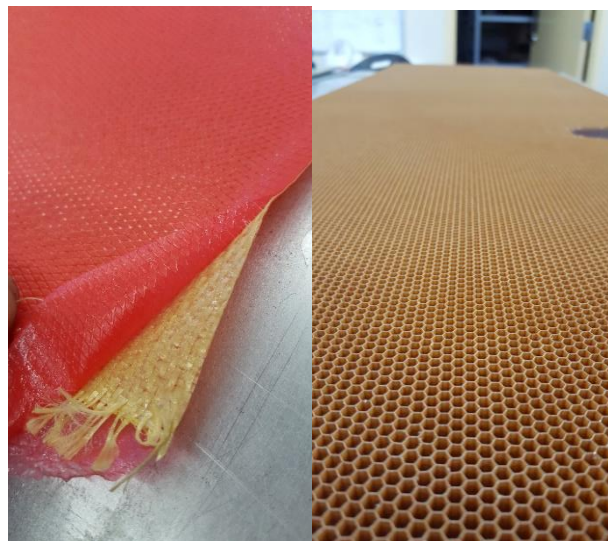


Fig. 36. Materiales utilizados para la elaboración de los especímenes: A la izquierda se muestra la fibra aramida (Kevlar) y la figura de la derecha el núcleo tipo Nomex.

Los laminados fueron elaborados con cuatro capas de fibra aramida tejida tipo plain pre-impregnada y cuentan con la siguiente configuración:

$$(\pm 45 / 0/90 / 0/90 / \pm 45)$$

Los especímenes utilizados para las pruebas se fabricaron en un solo lote del cual se obtuvieron 16 especímenes, el proceso de fabricación utilizado fue con bolsa de vacío y autoclave.

Como primer paso se colocó un recubrimiento de Structural Void Filling Compound EC-3500-2 (Fig. 37) de 1 in de espesor a lo largo del contorno del núcleo tipo Nomex, lo anterior para brindar rigidez a la estructura y evitar un colapso o aplastamiento del núcleo debido a la presión del proceso de autoclave.

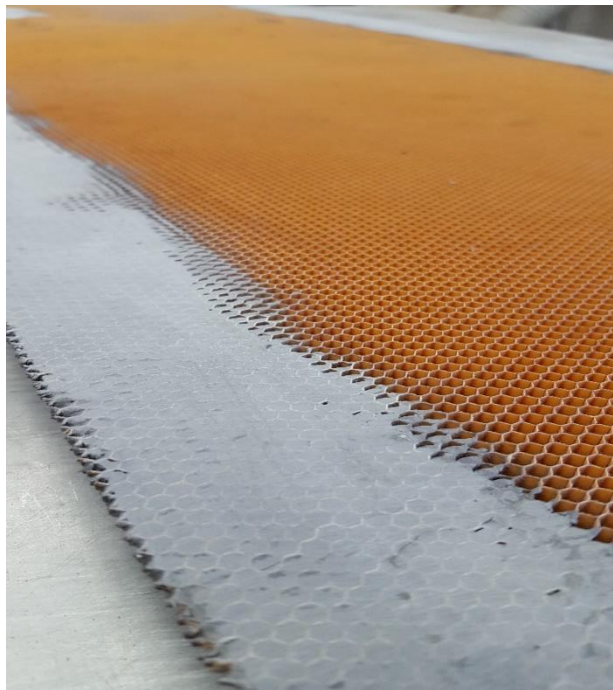


Fig. 37 Núcleo de Nomex con 1 in de Structural Void Filling Compound EC-3500-2 en el borde.

Posteriormente se realizó el dimensionamiento y recorte de las fibras pre-impregnadas (Fig. 38), este paso es indispensable debido a que la forma del corte es la forma que adopta la parte final.



Fig. 38 Dimensionamiento y trazado de las fibras pre impregnadas.

Para el moldeo de la parte se procedió a colocar cada una de las capas del primer laminado sobre una placa de aluminio es limpiada con alcohol y se le coloca desmoldante (Frekote mold release), el desmoldante tiene como fin que el laminado no se adhiera a la placa y poder desmoldar la parte final con facilidad.

Después de colocar las primeras 4 capas del primer laminado (Fig. 39) se procede a colocar el núcleo tipo panal de abeja. Por último se colocan las 4 capas del segundo laminado, quedando la parte lista para ser embolsada (Fig. 40).



Fig. 39 Colocación de las capas del primer laminado sobre la placa de aluminio.



Fig. 40 Colocación del núcleo sobre el primer laminado y colocación de las 4 capas del laminado superior.

Para el proceso de embolsado se colocó encima del espécimen las siguientes capas de consumibles: 1) reléase film, 2) perforated film, 3) bleeder y 4) bolsa de vacío en ese orden sobre la parte a fabricar (Fig. 41).



Fig. 41 Se muestran las capas que son colocadas para el proceso de embolsado: 1) Release film (café), 2) perforated film (azul), 3) bleeder (blanco), 4) bolsa de vacío (café oscuro).

Al embolsar se colocaron las terminales para realizar el vacío de 27 Psi, posteriormente se introduce a autoclave donde se consolida el material a una temperatura de 370°F y una presión de autoclave de 70 Psi por 2 horas con sus rampas de temperatura respectivas como se muestra en la Fig. 42. Los parámetros anteriores son determinados en base de la hoja técnica de la fibra pre impregnada utilizada.

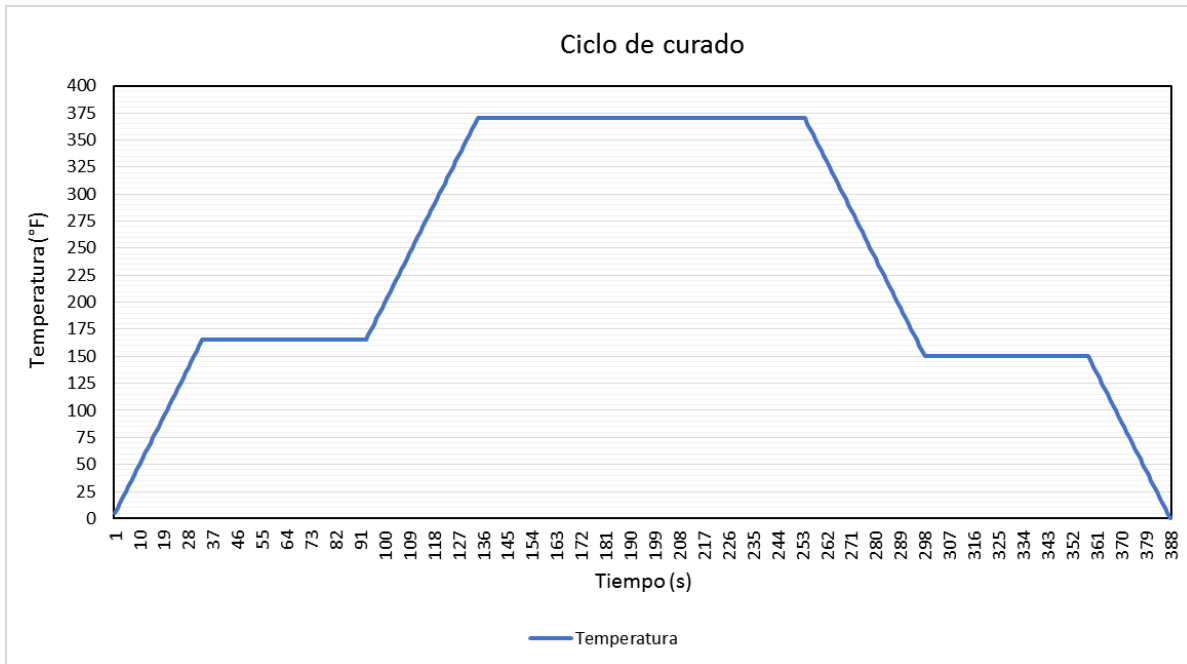


Fig. 42 Ciclo de curado de los especímenes, en el cual se muestra la rampa de temperatura en dos fases, como primera fase se mantiene la temperatura a 160°F por 30 min, se consolida la pieza a 370°F por dos horas y se enfría bajando la temperatura a 150°F por media hora y después por enfriamiento a medio ambiente.

Para el dimensionamiento de los especímenes conforme a la norma ASTM D7766 [63], se realizó el trazado de cada espécimen con las siguientes dimensiones 6 x 4 in (Fig. 43), los cortes se realizaron con sierra cinta (se obtiene mejor acabado que con corte de disco)



Fig. 43 Especímenes terminados conforme a las especificaciones de fabricación y dimensionamiento en base a la norma ASTM D7766.

### 4.3 Prueba de Impacto por gravedad

Consiste en someter el material compuesto a un esfuerzo fuera del plano mediante el impacto por caída libre y baja velocidad de un indentador semiesférico. El espécimen se coloca en una base en la cual se sujeta de sus cuatro extremos con una presión de 200 lb, el área de contacto entre el sujetador y el material compuesto debe ser de neopreno como se muestra en la Fig. 44, lo anterior para mejorar el apriete sin dañar el espécimen de prueba.

La base cuenta con un corte de 3 x 5 in lo que nos permite someter a los especímenes de prueba a esfuerzos fuera de plano.

Con la fórmula de la energía potencial se calcula la energía de impacto y la masa del identador (la cual será constante durante las pruebas), quedando como única variable la altura.

El fenómeno de impacto de caída libre y baja velocidad se genera al dejar caer el identador desde una altura calculada, esto en base a la energía de impacto requerida. La energía potencial se convierte en energía cinética al soltar el identador, dicha energía será transferida a los especímenes generando el daño por impacto.

Para realizar dicha prueba, se tuvo que diseñar y construir una máquina de impacto a, la cual se describe en el Anexo A.

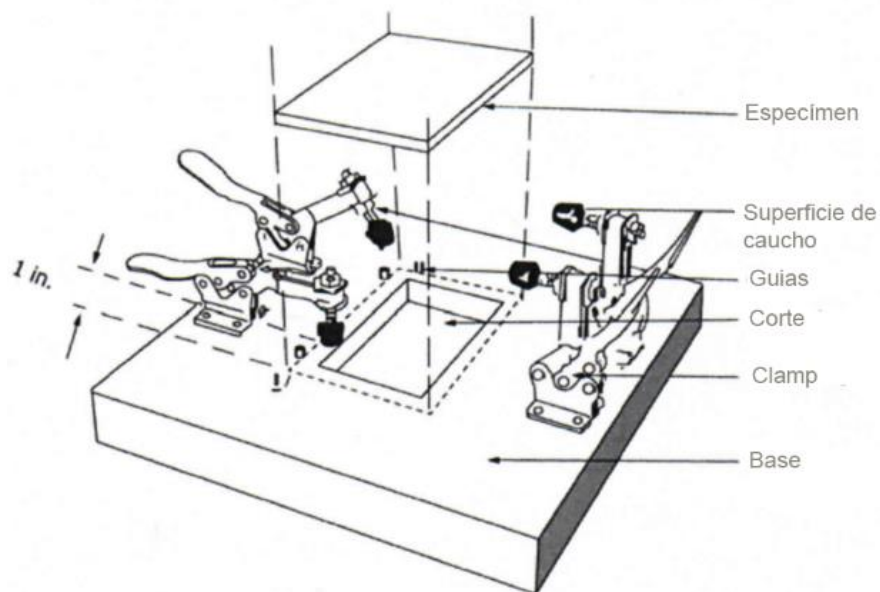


Fig. 44 Esquema de Fixture de máquina de impacto, donde se muestra la base donde es colocado el espécimen para ser asegurado mediante sujetadores y poder someterlo a la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad. [58]

### Cálculo de la energía de impacto y dimensionamiento del identador

La energía de impacto se calcula mediante la energía potencial del identador antes de soltarlo. Se debe de realizar el cálculo con tres cifras significativas (ASTM D7766 [63], sección 13.1). Utilizando la siguiente ecuación:

$$E = C_L h \quad \text{Ec. 14}$$

Donde:

$E$  = Energía potencial del identador antes de caer [J].

$C_L$  = Relación específica de la energía de impacto y grosor del laminado impactado de la estructura sándwich [6.7 J/mm]

$h$  = Espesor nominal del laminado impactado [mm].

Con la Ec. 14, se calcula la energía potencial que requiere el identador para causar daño en el espécimen:

$$E = 6.7(5) = 33.5 J \quad [296.5 \text{ lbf} - \text{in}]$$

Se propone una altura máxima de diseño de 2 m, por restricciones inherentes al equipo, más obstante, esta altura cumple para la obtención de la energía requerida para el propósito del punto 4.1. Las dimensiones de la materia prima para elaborar el identador, siendo esta coldroll 1018, se calcula la energía máxima de diseño de la máquina.

Teniendo la siguiente formula se procederá a calcular la masa del identador:

$$v = \frac{m}{\rho} \quad \text{Ec. 15}$$

Donde:

$v$  = volumen,  $m^3$ .

$m$  = masa, kg.

$\rho$  = densidad del material,  $\frac{kg}{m^3}$ .

Despejando:

$$m = v \rho \quad \text{Ec. 16}$$

Siendo el identador un cilindro con un final semiesférico, se calcula el volumen con la siguiente formula:

$$v = \pi r^2 L + \frac{2}{3} \pi r^3 \quad \text{Ec. 17}$$

Donde:

$r = \text{radio [0.0235 m]}$

$L = \text{longitud [0.28 m]}$

$$v = 0.0005 \text{ m}^3 \text{ [30.5 in}^3\text{]}$$

Teniendo el volumen y la densidad del material siendo un coldroll 1018 es de  $7,870 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$   $[0.284 \frac{\text{lb}}{\text{in}^3}]$  se calcula la masa del indentador es:

$$m = 4 \text{ kg [8.81 lb]}$$

Si se tiene que la energía potencial está dada por:

$$E = m g h \quad \text{Ec. 18}$$

Donde:

$E = \text{Energía potencial máxima de la maquina [J].}$

$m = \text{masa del indentador [4 kg].}$

$g = \text{gravedad [9.81 m/s}^2\text{]}$

$h = \text{altura máxima de la maquina [2 m]}$

Calculando se tiene que:

$$E = 78.5 \text{ J [694.8 lbf - in]}$$

Restando la energía total con la requerida se tienen **45 J** adicionales para poder variar la experimentación en base a la energía de impacto

### **Calibración del equipo de impacto**

Para la calibración de la máquina diseñada para las pruebas de impacto de caída libre y baja velocidad se tomó en cuenta los siguientes puntos:

- Verificación de la zona de impacto (centro del espécimen).

- Verificación de nivel de la máquina, se realiza mediante niveles de agua para evitar una posible inclinación en el impacto.
- Verificación de la altura de impacto.

Para asegurar lo anterior, se realizaron pruebas a 5 especímenes para verificar visualmente el daño y descartar anomalías en el experimento.

#### 4.4 Análisis de profundidad de indentación del daño.

Se cuantificó la indentación al impacto mediante un medidor de caratula (Fig. 45). Para lo cual se realizó un barrido a lo largo de los ejes “x” y “y” que pasan por el punto medio del impacto como se muestra en la Fig. 46. Las mediciones son realizadas tomando la medición de profundidad de indentación cada 0.125 in sobre cada eje trazado a lo largo de todo el espécimen, lo anterior nos ayuda tipificar la penetración en la zona de impacto, y nos permite describir la curva de indentación en el espécimen a lo largo de los ejes “x” y “y”.

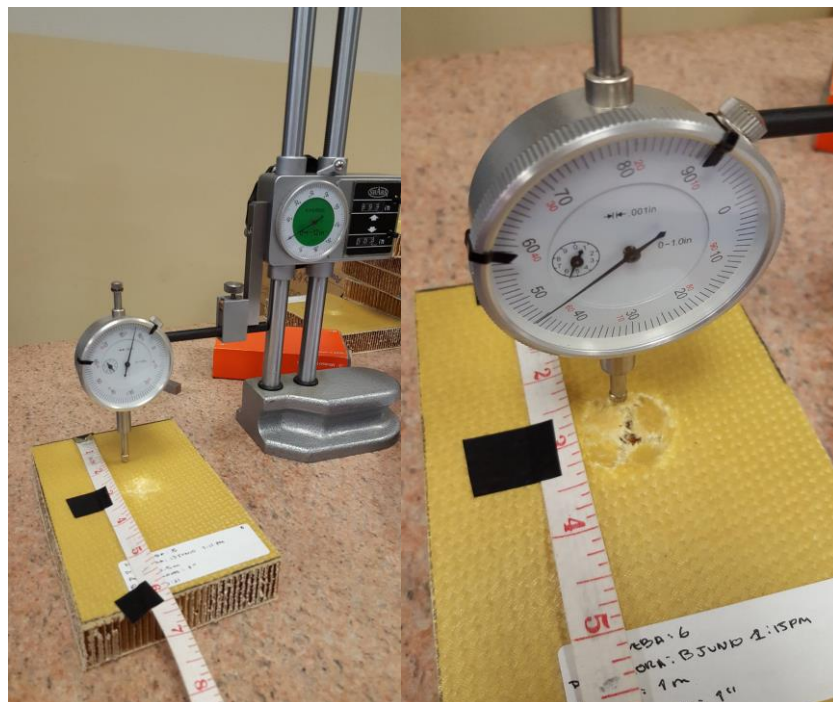


Fig. 45 Medidor de caratula utilizado para la medición de la indentación en el espécimen.

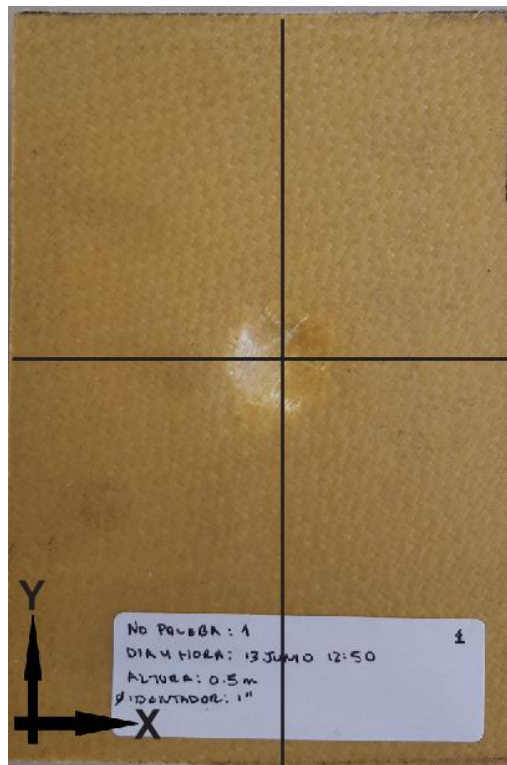


Fig. 46. Esquema que muestra las líneas en los ejes "x" y "y", que pasan por el punto medio del impacto y son tomadas como referencia para tomar las mediciones de profundidad de indentación a lo largo del espécimen.

#### 4.5 Análisis de área de daño

Para medir el área de daño de los especímenes dañados se utilizaron dos técnicas: 1) Inspección visual y 2) Ultrasonido C-scan de pulso eco. Estas técnicas se aplicaron a la totalidad de los especímenes dañados.

La medición del área de daño mediante **inspección visual** se realizó conforme a la norma ASTM D7766 [63], sección 11.5. Donde se sugiere realizar un trazado de dos ejes paralelos a los ejes "x" y "y" del espécimen, los cuales pasan por el centro del daño provocado por el impacto. Posteriormente, se trazan otros dos ejes con un ángulo de 45° respecto a los primeros como se muestra en la Fig. 47.

La medición de extensión de daño observable se realiza sobre los ejes trazados, colocando una marca donde se observa la máxima extensión de daño, posteriormente se mide la extensión de daño desde el centro hacia la marca colocada en cada uno de los ejes. Lo que nos proporciona 8 mediciones lineales sobre los ejes en  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $225^\circ$ ,  $270^\circ$  y  $315^\circ$ . Lo anterior también nos permite delimitar el perímetro de área de daño si se traza una línea recta al unir los puntos como se muestra en la Fig. 48.

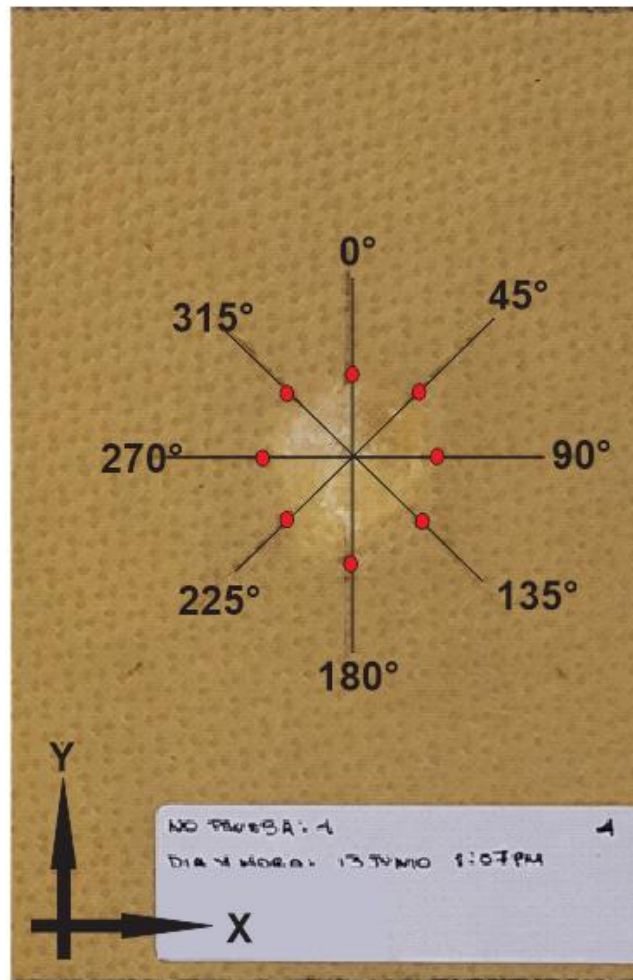


Fig. 47. Se muestra los ejes que son trazados a lo largo de los ejes "x" y "y" del espécimen, así como a cada  $45^\circ$ , que tienen como punto de coincidencia el punto medio de la zona dañada por impacto. Las marcas rojas indican el alcance que tuvo la extensión de daño en cada eje.

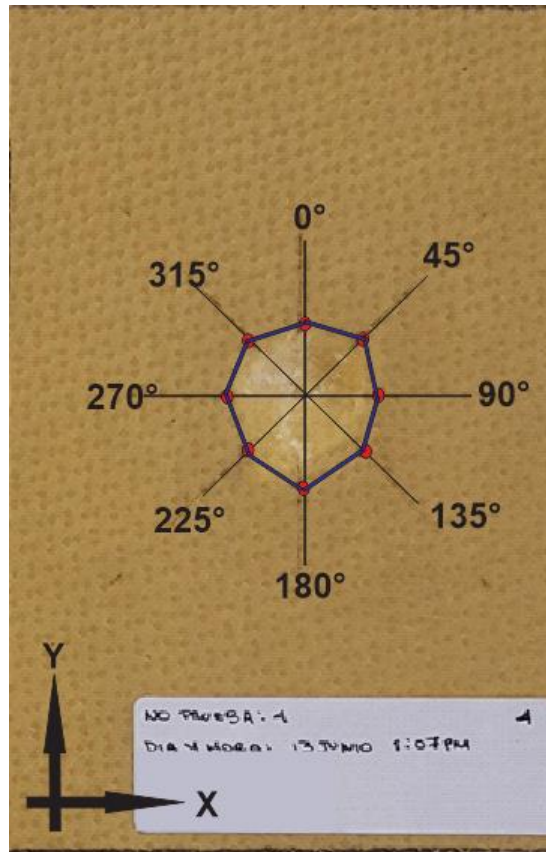


Fig. 48. La delimitación del perímetro del área de daño es representada con color azul, dicho perímetro se obtiene al unir con una línea recta las máximas extensiones de daño en cada eje (marca roja)

La prueba de **ultrasonido C-scan** fue realizada con el método de pulso eco. El cual nos permite observar mediante una imagen digital el daño en el espécimen mediante un cambio de color en los pixeles, los parámetros de la prueba fueron los siguientes:

Frecuencia de escáner: 1 MHz.

Velocidad de escaneo (Eje "Y"): 16 mm/seg

Eje móvil: Eje "X"

Intervalo de eje de escaneo: 0.120"

Al obtener la imagen digital, la medición de extensión de daño se realizó utilizando la misma metodología que la inspección visual, con la diferencia de que la medición se obtuvo con la utilizando un programa para el tratado de imágenes (Fig. 49) que cuenta con un módulo

que nos permite realizar mediciones directamente de la imagen obtenida con la prueba de C-scan.

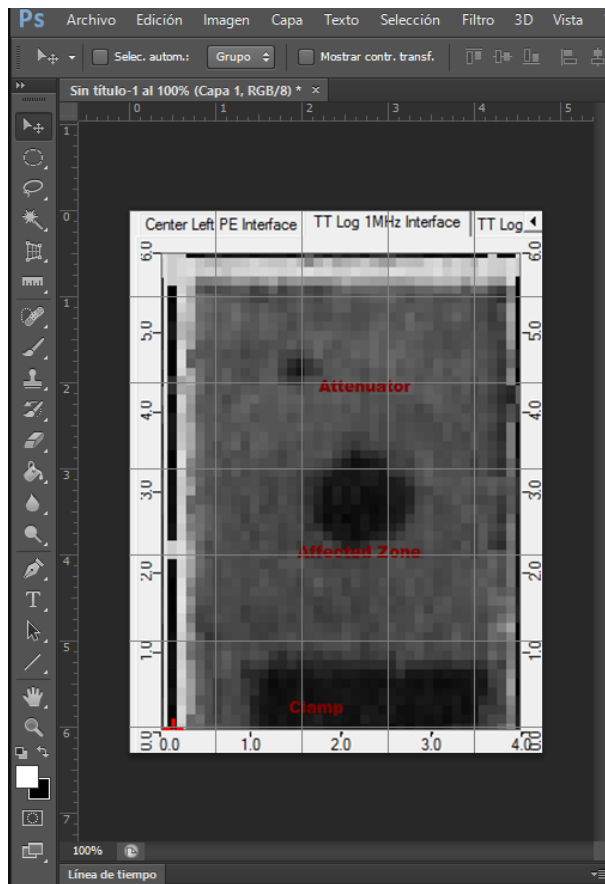


Fig. 49. Tratado de imagen para la medición de área de daño.

### Obtención del área de daño

Con los datos de extensión máxima de daño en cada uno de los ejes y la delimitación del perímetro, se procedió a calcular el área de daño de la siguiente manera:

- Se trazó un croquis en un programa CAD (Catia V5), con los datos obtenidos describiendo los perímetros medidos.
- Se utilizó la herramienta de propiedades del croquis donde se puede obtener el área del croquis que corresponde a cada una de las mediciones de cada espécimen analizado.

## 4.6 Reparación de los especímenes dañados

La reparación se realizó en un total de 6 especímenes, conforme al punto 4.1. En el diagrama de la Fig. 50, donde se muestra el proceso para realizar la reparación en los especímenes de prueba que fueron dañados en la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad.

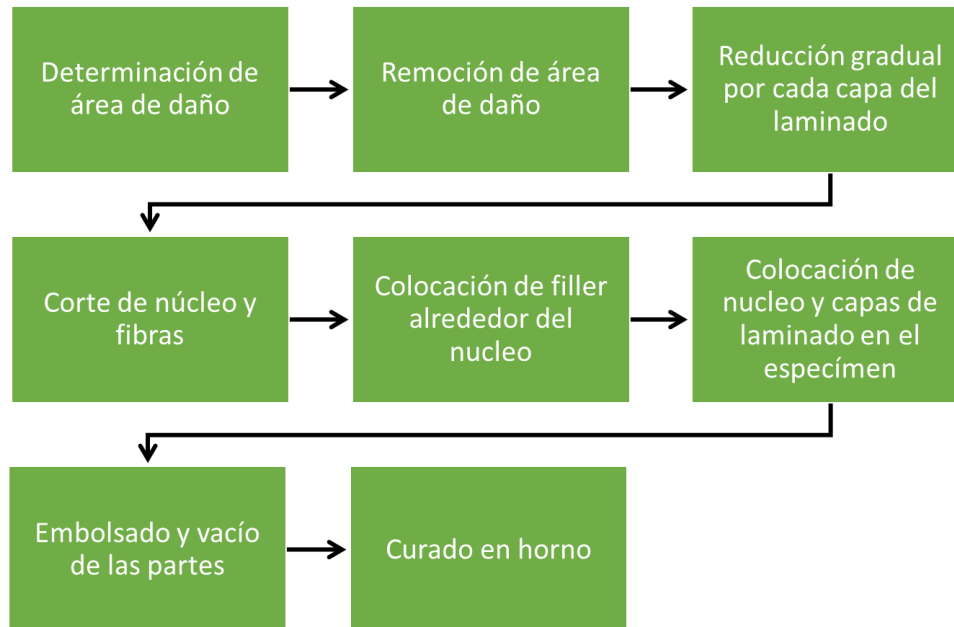


Fig. 50 Diagrama de flujo que describe el proceso para la reparación de los especímenes de prueba que fueron dañados por la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad.

Para poder realizar la reparación se debe determinar el área dañada y posteriormente remover el material que corresponde a dicha área como se muestra en la Fig. 51. El área de daño se determina conforme al punto 4.5. Al remover el núcleo dañado, se realiza una reducción gradual por cada capa del laminado conforme a la reparación de reducción gradual lisa descrita en el punto 3.8.3.

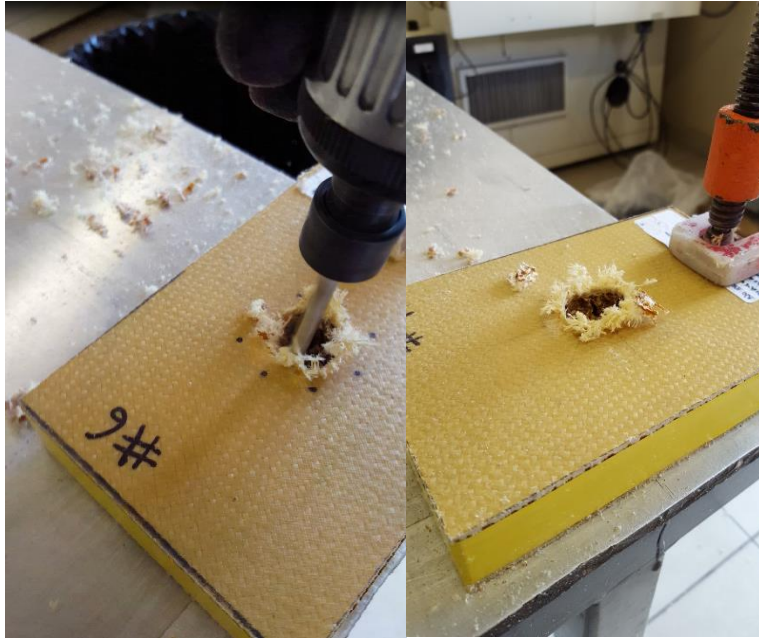


Fig. 51 Remoción de área de daño mediante la utilización de una herramienta de rotación neumática y una herramienta de corte en el espécimen 6.

Posteriormente se realiza el recorte de las fibras pre impregnadas utilizadas para la reparación (Fig. 52). Las direcciones de las fibras serán las mismas con las que contaba el laminado anterior.



Fig. 52 Fibras recortadas para la reparación del laminado dañado.

La Fig. 53 muestra como se coloca Structural Void Filling Compound EC-3500-2 y material nuevo (núcleo) en la zona donde se removio el material que sufrio daño al someterlo a la prueba de impacto.

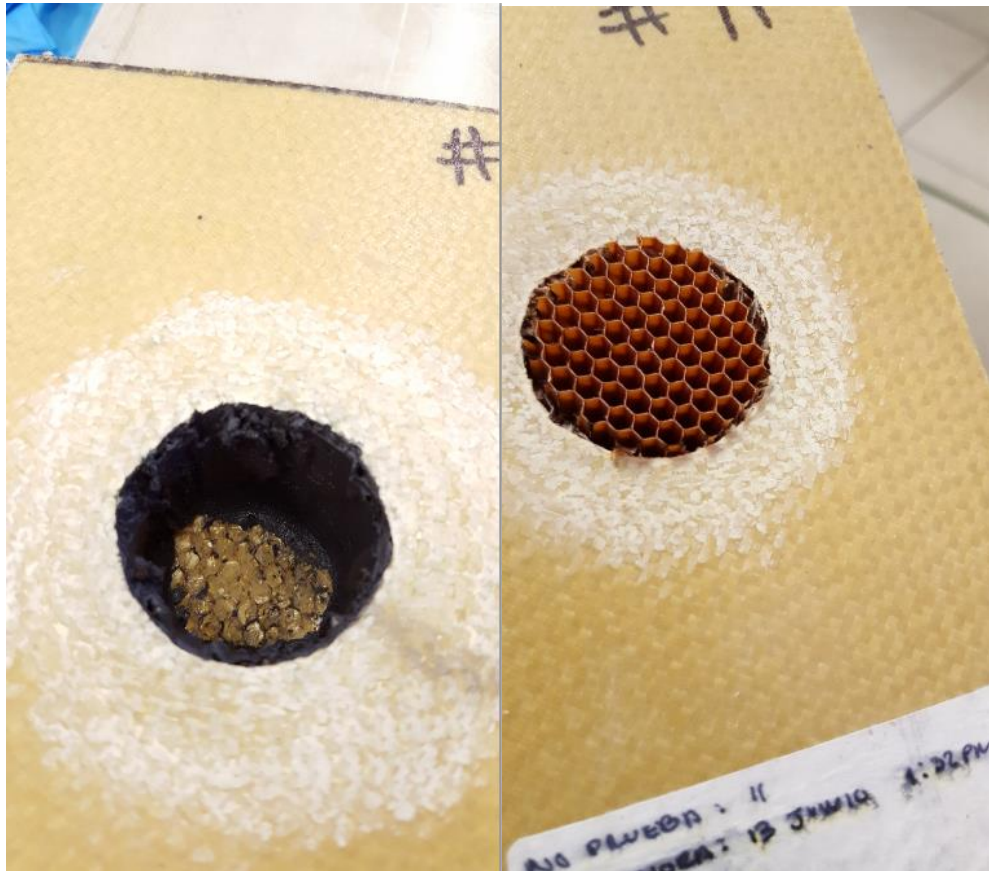


Fig. 53 A la izquierda se muestra la colocación de Structural Void Filling Compound EC-3500-2 (color negro) alrededor del orificio generado por la remoción de material, a la derecha se muestra el núcleo colocado en la zona donde se removió el núcleo dañado.

Por ultimo se colocan cada una de las capas de fibras anteriormente recordadas sobre el núcleo, generando un nuevo laminado, como se muestra en la Fig. 54.

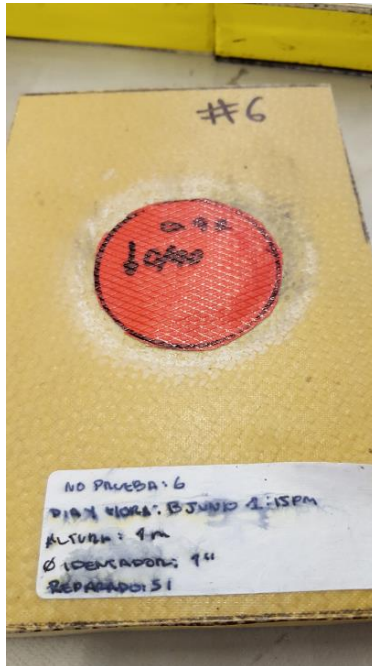


Fig. 54 Colocación de las capas de fibra, para generar un nuevo laminado.

El proceso termina realizando el embolsado de los especímenes reparados como se muestra en la Fig. 55, para posteriormente meterlos al horno de curado, bajo las mismas condiciones que se describen en el ciclo de curado de la Fig. 42.



Fig. 55. Embolsado de los especímenes que fueron reparados.

## **4.7 Modo de falla de los especímenes a la prueba de CAI**

Para la realización de la prueba se requirió de un fixture para montar los especímenes (Anexo B). La montura de los especímenes en el fixture tiene como fin enfocar la fuerza de compresión aplicada en la zona del espécimen que es menos estable (zona de daño por impacto), esto nos permite concentrar el esfuerzo en la zona más débil para poder observar la propagación de la falla a través del espécimen.

El fixture tiene todas las consideraciones de construcción y tolerancia establecidas por la norma ASTM 7137 [46] y Boeing BSS-7260 [40], pero se realizaron modificaciones para adaptarlo a las dimensiones del espécimen, dichas modificaciones no cambian la esencia de la prueba.

Durante la prueba una pre carga inicial de 450 N (100 lbf) de compresión fue inducida con el fin de montar y evitar movimiento en el espécimen al empezar la prueba, posteriormente esta pre carga se reducirá a 150 N (35 lbf) y se resetea a cero al iniciar la prueba. La velocidad de la prueba fue de 0.25 in/min. Los parámetros anteriores son los sugeridos por la norma ASTM 7137 [46].

Mediante una inspección visual y la revisión de grabación de video de las pruebas se procedió a caracterizar el modo de falla de cada uno de los especímenes sometidos a la prueba de CAI conforme al punto 3.2.

## Capítulo V Resultados

En este capítulo se presentan los resultados experimentales obtenidos de los ensayos realizados. Se obtuvo información sobre el área de daño e indentación de la prueba de impacto de caída libre y baja velocidad, como resultado también se obtuvieron los esfuerzos a compresión y modo de falla de cada uno de los especímenes analizados con la prueba de CAI.

### 5.1 Resultados de prueba de impacto

En la Tabla 7 y 8 se presentan los parámetros del impacto, área de daño medida visualmente y con c-scan, profundidad máxima del daño los ejes “x” y “y” por cada espécimen que fue sometido a prueba.

Tabla 7 Bitácora de pruebas de impacto a 20J, donde se muestran las especificaciones de cada experimento así como los datos de área de daño e indentación máxima.

Bitácora de Pruebas de impacto a 20J							
Especímen	Altura de impacto (m)	Energía de impacto (J)	Velocidad de impacto (m/s)	Área de daño medida visual (in <sup>2</sup> )	Área de daño medida C-scan (in <sup>2</sup> )	Profundidad máxima de daño eje X (in)	Profundidad máxima de daño eje Y (in)
1	0.5	20	2.82	0.92	1.09	0.157	0.155
2	0.5	20	2.82	0.97	1.02	0.152	0.182
4	0.5	20	2.82	1.1	1.12	0.164	0.181
5	0.5	20	2.82	0.97	0.99	0.16	0.161
8	0.5	20	2.82	1.12	1.28	0.155	0.157
11	0.5	20	2.82	1.17	1.15	0.178	0.175
Media				1.04	1.11	0.16	0.17
Desviación Estándar				0.101	0.103	0.009	0.012

Tabla 8 Bitácora de pruebas de impacto a 40J, donde se muestran las especificaciones de cada experimento así como los datos de área de daño e indentación máxima.

Bitácora de Pruebas de impacto a 40 J							
Especímen	Altura de impacto (m)	Energía de impacto (J)	Velocidad de impacto (m/s)	Área de daño medida (in <sup>2</sup> )	Área de daño medida C-scan (in <sup>2</sup> )	Profundidad máxima de daño eje X (in)	Profundidad máxima de daño eje Y (in)
3	1	40	4	1.29	1.38	0.52	0.422
6	1	40	4	1.37	1.34	0.567	0.347
7	1	40	4	1.41	1.43	0.34	0.315
9	1	40	4	1.4	1.33	0.359	0.355
10	1	40	4	1.41	1.4	0.495	0.42
12	1	40	4	1.37	1.28	0.47	0.472
Media				1.38	1.36	0.46	0.39
Desviación Estándar				0.045	0.054	0.091	0.059

### 5.1.1 Resultados de área de daño

En la Tabla 9 se muestran las mediciones de extensión de daño tomadas cada 45° desde el centro del impacto medidas mediante una inspección visual y el tratado de imagen obtenido mediante la prueba de ultrasonido C-scan.

Tabla 9. Concentrado de datos de extensión de daño medido en in conforme a la metodología del punto 4.5, se muestran las mediciones realizadas con la técnica visual y la técnica de C-scan de especímenes dañados a 20J.

Medición Visual de especímenes dañados a 20 J								
Identificación	Dirección angular							
	0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
Especímen 1	0.56	0.50	0.56	0.63	0.63	0.56	0.50	0.63
Especímen 2	0.63	0.56	0.56	0.56	0.63	0.56	0.63	0.63
Especímen 4	0.50	0.56	0.56	0.75	0.69	0.63	0.56	0.75
Especímen 5	0.56	0.56	0.50	0.50	0.63	0.63	0.56	0.75
Especímen 8	0.63	0.63	0.63	0.63	0.63	0.63	0.63	0.63
Especímen 11	0.63	0.56	0.63	0.81	0.63	0.56	0.63	0.69
Media	0.58	0.56	0.57	0.65	0.64	0.59	0.58	0.68
Desviación Estándar	0.05	0.04	0.05	0.12	0.02	0.04	0.05	0.06

<b>Medición C-scan de especímenes dañados a 20 J</b>								
<b>Identificación</b>	<b>Dirección angular</b>							
	<b>0°</b>	<b>45°</b>	<b>90°</b>	<b>135°</b>	<b>180°</b>	<b>225°</b>	<b>270°</b>	<b>315°</b>
Especímen 1	0.65	0.61	0.60	0.69	0.60	0.60	0.58	0.64
Especímen 2	0.60	0.57	0.58	0.56	0.55	0.63	0.68	0.64
Especímen 4	0.79	0.59	0.63	0.56	0.50	0.65	0.67	0.65
Especímen 5	0.57	0.51	0.67	0.56	0.64	0.59	0.63	0.57
Especímen 8	0.67	0.66	0.74	0.62	0.62	0.70	0.67	0.71
Especímen 11	0.64	0.70	0.62	0.58	0.59	0.67	0.62	0.68
Media	0.65	0.60	0.64	0.59	0.58	0.64	0.64	0.65
Desviación Estándar	0.1	0.1	0.1	0.05	0.05	0.04	0.04	0.05

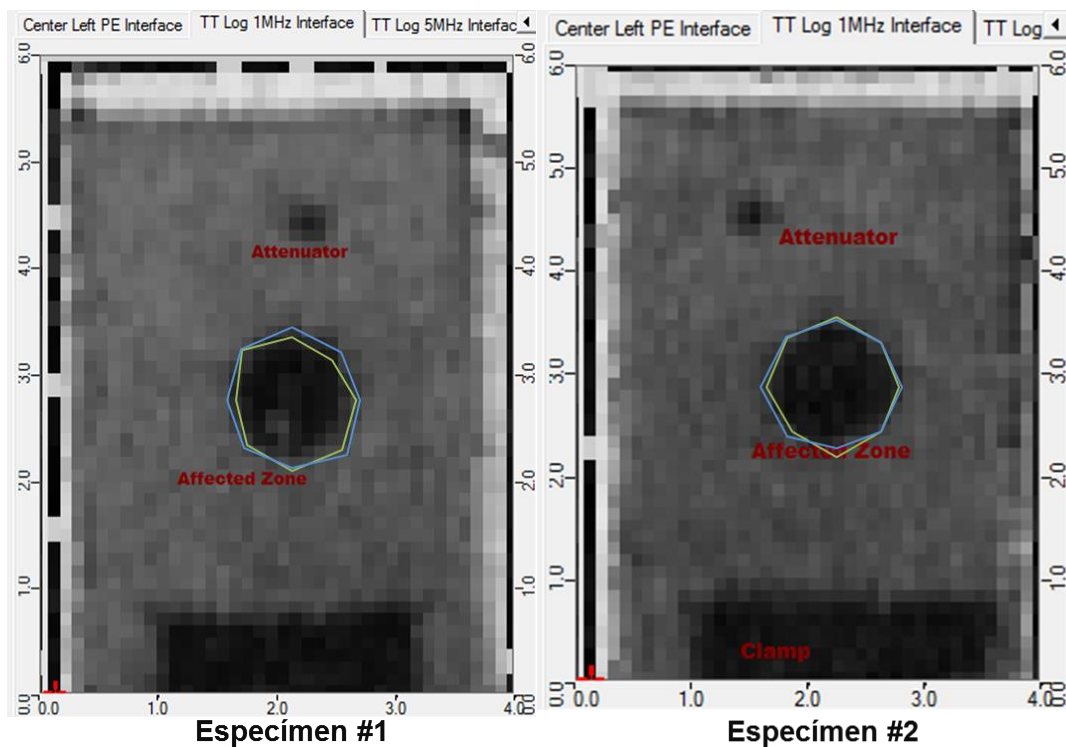
Tabla 10 Concentrado de datos de extensión de daño medido en in conforme a la metodología del punto 4.5, se muestran las mediciones realizadas con la técnica visual y la técnica de C-scan de especímenes dañados a 40J.

<b>Medición Visual de especímenes dañados a 40 J</b>								
<b>Identificación</b>	<b>Dirección angular</b>							
	<b>0°</b>	<b>45°</b>	<b>90°</b>	<b>135°</b>	<b>180°</b>	<b>225°</b>	<b>270°</b>	<b>315°</b>
Especímen 3	0.69	0.75	0.63	0.63	0.69	0.63	0.63	0.75
Especímen 6	0.69	0.75	0.63	0.69	0.69	0.69	0.69	0.75
Especímen 7	0.75	0.75	0.75	0.69	0.69	0.69	0.69	0.63
Especímen 9	0.75	0.69	0.69	0.63	0.75	0.63	0.75	0.75
Especímen 10	0.75	0.69	0.69	0.75	0.75	0.69	0.69	0.69
Especímen 12	0.75	0.75	0.75	0.63	0.69	0.63	0.69	0.69
Media	0.73	0.73	0.69	0.67	0.71	0.66	0.69	0.71
Desviación Estándar	0.03	0.03	0.05	0.05	0.03	0.03	0.04	0.05

<b>Medición C-scan de especímenes dañados a 40 J</b>								
<b>Identificación</b>	<b>Dirección angular</b>							
	<b>0°</b>	<b>45°</b>	<b>90°</b>	<b>135°</b>	<b>180°</b>	<b>225°</b>	<b>270°</b>	<b>315°</b>
Especímen 3	0.70	0.77	0.73	0.73	0.60	0.68	0.68	0.71
Especímen 6	0.73	0.71	0.73	0.70	0.67	0.68	0.60	0.69
Especímen 7	0.75	0.75	0.71	0.73	0.68	0.69	0.67	0.71
Especímen 9	0.67	0.66	0.71	0.66	0.68	0.73	0.69	0.69
Especímen 10	0.73	0.68	0.71	0.67	0.73	0.74	0.72	0.70
Especímen 12	0.79	0.66	0.73	0.69	0.66	0.64	0.58	0.63
Media	0.73	0.71	0.72	0.70	0.67	0.69	0.66	0.69
Desviación Estándar	0.04	0.05	0.01	0.03	0.04	0.04	0.06	0.03

Utilizando los datos de la Tabla 9 se graficó el perímetro del área de daño con el fin de mostrarlo de manera visual, como se observa en la Fig. 56 y Fig. 57, la medición tomada con la técnica visual se presenta con el gráfico en color verde y la medición tomada con la técnica de C-scan con el gráfico de color azul.

En la Fig. 56, se presenta la comparativa de la medición visual y C-scan de los especímenes dañados a una energía de impacto de 20 J. Se observa que la medición de C-scan en todos los especímenes delimita el contorno exacto del perímetro de daño. En el caso de la medición tomada visualmente, se observa que las mediciones del espécimen 4 son excedidas hacia donde no existe daño, específicamente en las direcciones de 135° y 180°. Para el espécimen 5, existe una medición excedida en la dirección de 315° y en el caso del espécimen 11 en dirección de 135°.



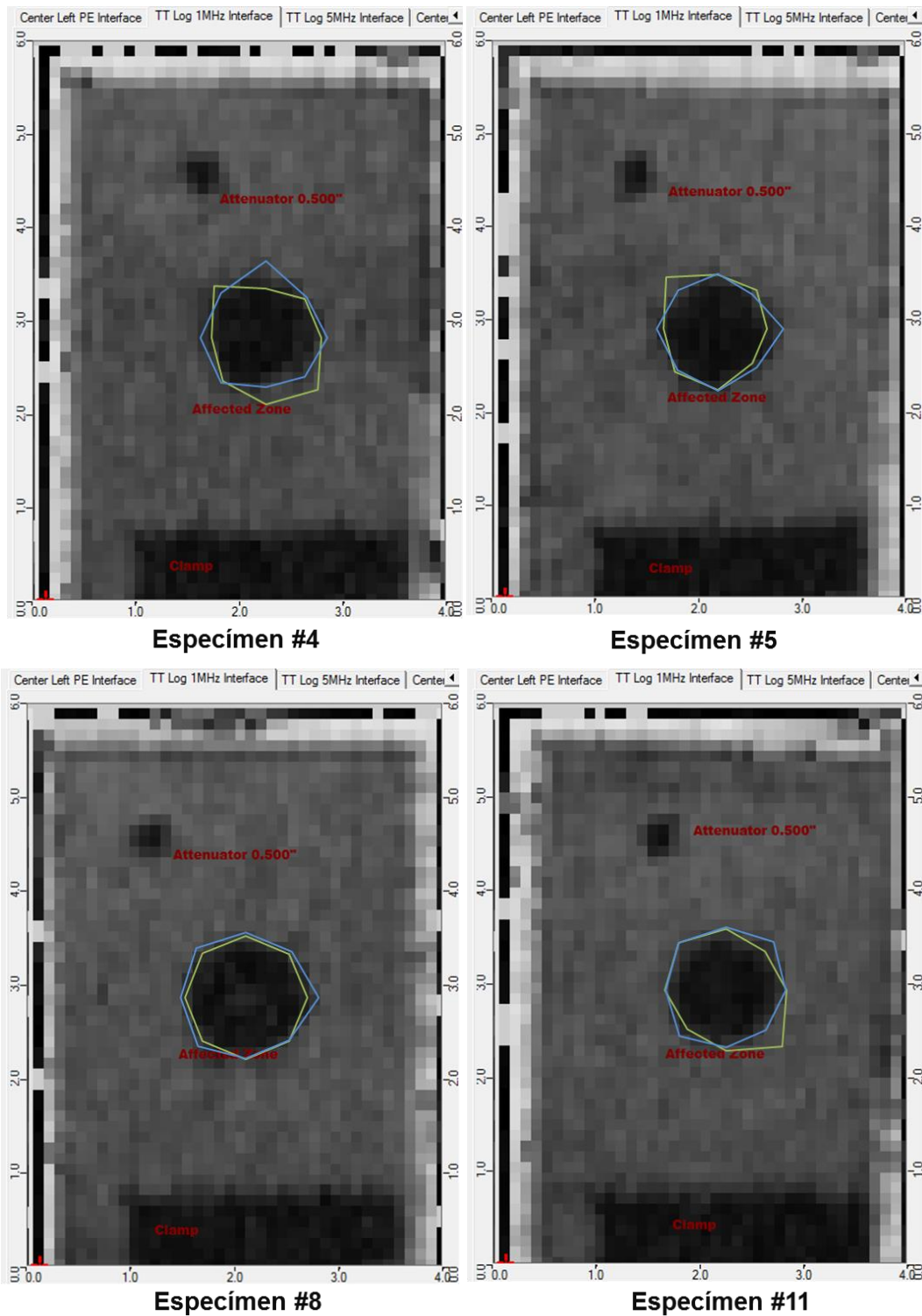
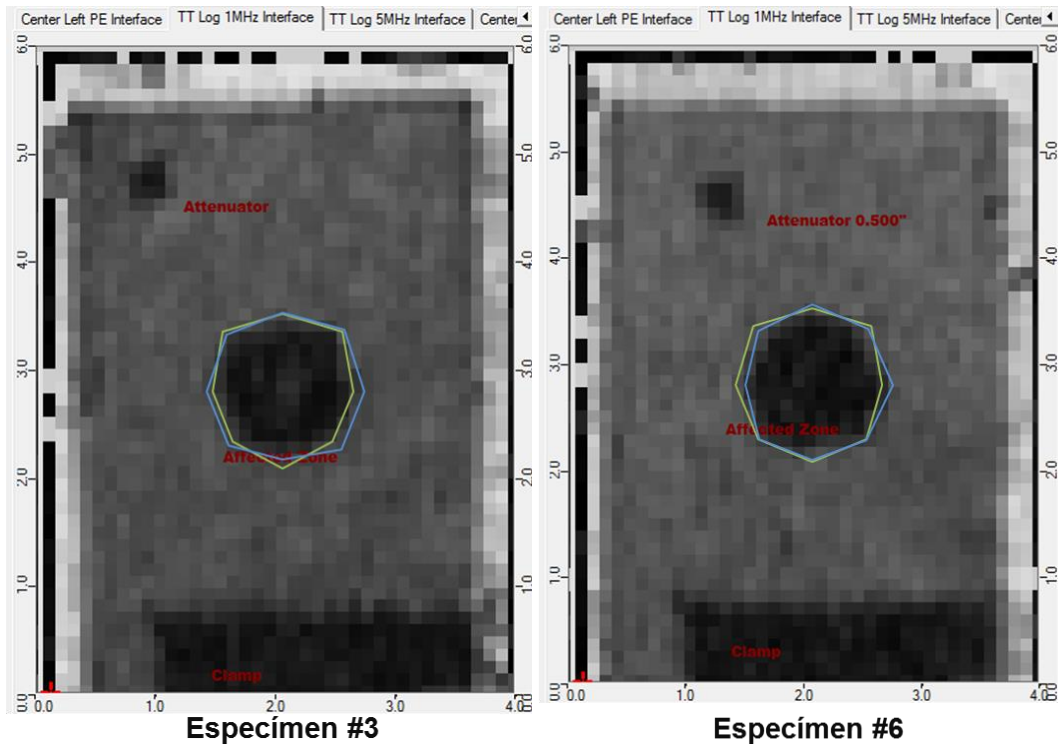


Fig. 56 Imágenes digitales obtenidas con la prueba de C-scan, se muestra la comparativa de la delimitación del área de daño medida visualmente (grafico color verde) con lo medido con el tratado de la imagen digital (grafico color azul), de los especímenes que fueron dañados a 20J.

En la Fig. 57, se presenta la comparativa de la medición visual y C-scan de los especímenes dañados a una energía de impacto de 40 J. Se observa que la medición de C-scan en todos los especímenes delimita el contorno exacto del perímetro de daño. Y en el caso de las mediciones visuales se observa que tiende a ser muy similar a las mediciones tomadas por C-scan mas no resultan ser iguales.



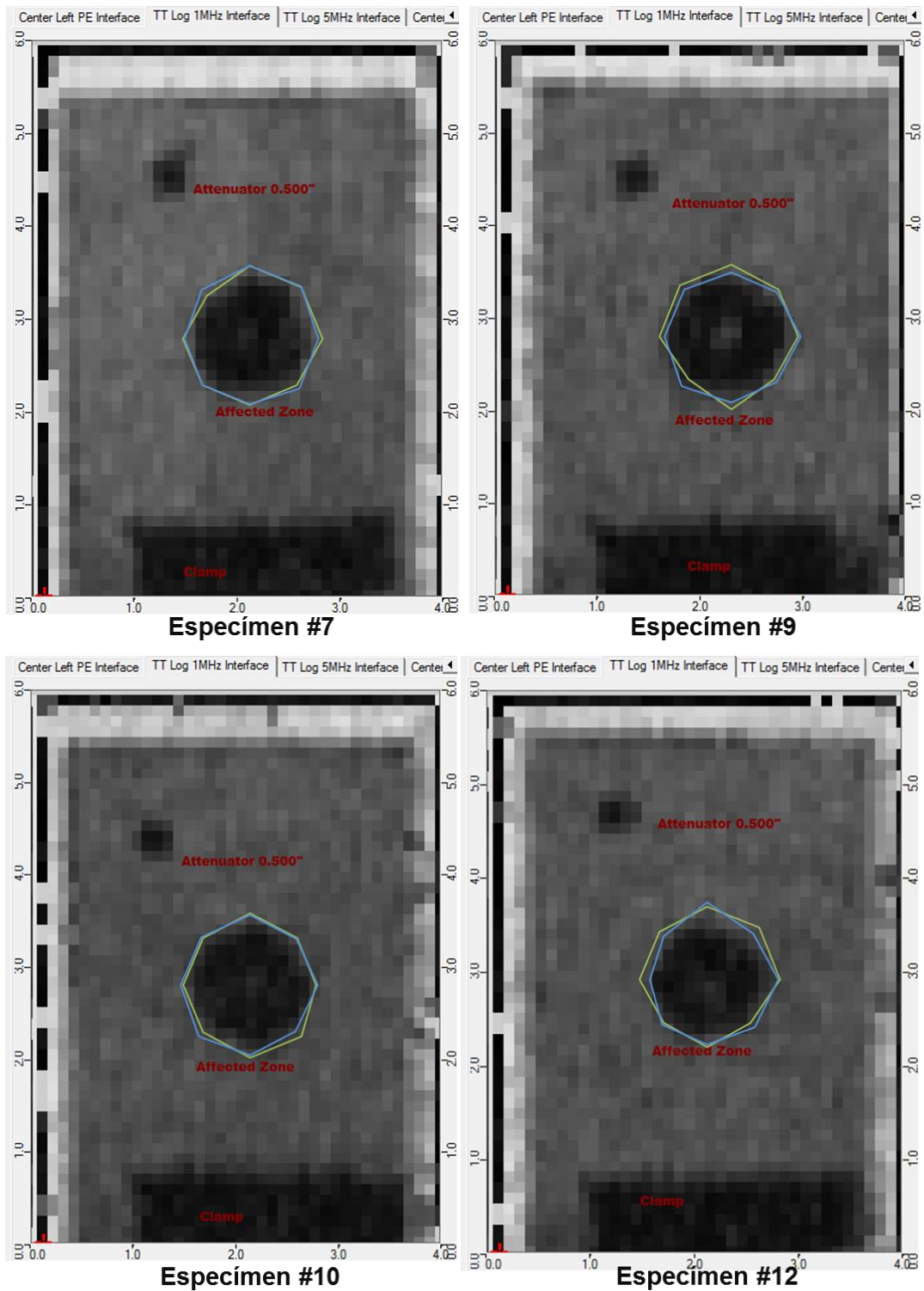


Fig. 57. Imágenes digitales obtenidas con la prueba de C-scan, se muestra la comparativa de la delimitación del área de daño medida visualmente (grafico color verde) con lo medido con el tratado de la imagen digital (grafico color azul), de los especímenes que fueron dañados a 40J.

Una vez obtenida la delimitación del perímetro, se procedió a calcular el área de daño conforme al punto 4.5 y se presenta un concentrado en las Tabla 11 y Tabla 12, la mayor diferencia entre mediciones se adjudicó a el espécimen 1 con un 15.6%. En los especímenes impactados a 20 J se presentó un error promedio de 6% en la medición visual, a su vez en los especímenes impactados a 40 J se obtiene un error promedio de 4%.

Tabla 11. Diferencia de área entre la medición visual y C-scan referenciada a la medición visual de especímenes dañados a 20J.

Identificación	Área de daño medida (in2)	Área de daño medida C-scan (in2)	Diferencia Área	%
Especímen 1	0.92	1.09	0.17	15.6
Especímen 2	0.97	1.02	0.05	4.9
Especímen 4	1.1	1.12	0.02	1.8
Especímen 5	0.97	0.99	0.02	2.0
Especímen 8	1.12	1.28	0.16	12.5
Especímen 11	1.17	1.15	0.02	1.7
Media	1.042	1.108	0.073	6.424
Desviación estándar	0.101	0.103	0.072	6.103

Tabla 12 Diferencia de área entre la medición visual y C-scan referenciada a la medición visual de especímenes dañados a 40J.

Identificación	Área de daño medida (in2)	Área de daño medida C-scan (in2)	Diferencia Área	%
Especímen 3	1.29	1.38	0.09	6.5
Especímen 6	1.37	1.34	0.03	2.2
Especímen 7	1.41	1.43	0.02	1.4
Especímen 9	1.4	1.33	0.07	5.3
Especímen 10	1.41	1.4	0.01	0.7
Especímen 12	1.37	1.28	0.09	7.0
Media	1.375	1.36	0.052	3.861
Desviación Estándar	0.045	0.054	0.036	2.746

### 5.1.2 Resultados de indentación

Los datos que describen la indentación que fueron medidos conforme al punto 4.4, son representados gráficamente.

Se observa en la Fig.58, un comportamiento de la indentación similar en los especímenes dañados a 20J a lo largo de eje “x”, destacando que existe una diferencia de 0.03 in entre la indentación máxima obtenida en el espécimen 8 comparada con la máxima obtenida del espécimen 1. Esa diferencia se mantiene en las mediciones a lo largo del eje “y” comparando los mismos especímenes como lo muestra la Fig.59. El promedio de la indentación máxima medida a lo largo del eje “x” es de 0.165 in y en el eje “y” de 0.166 in.

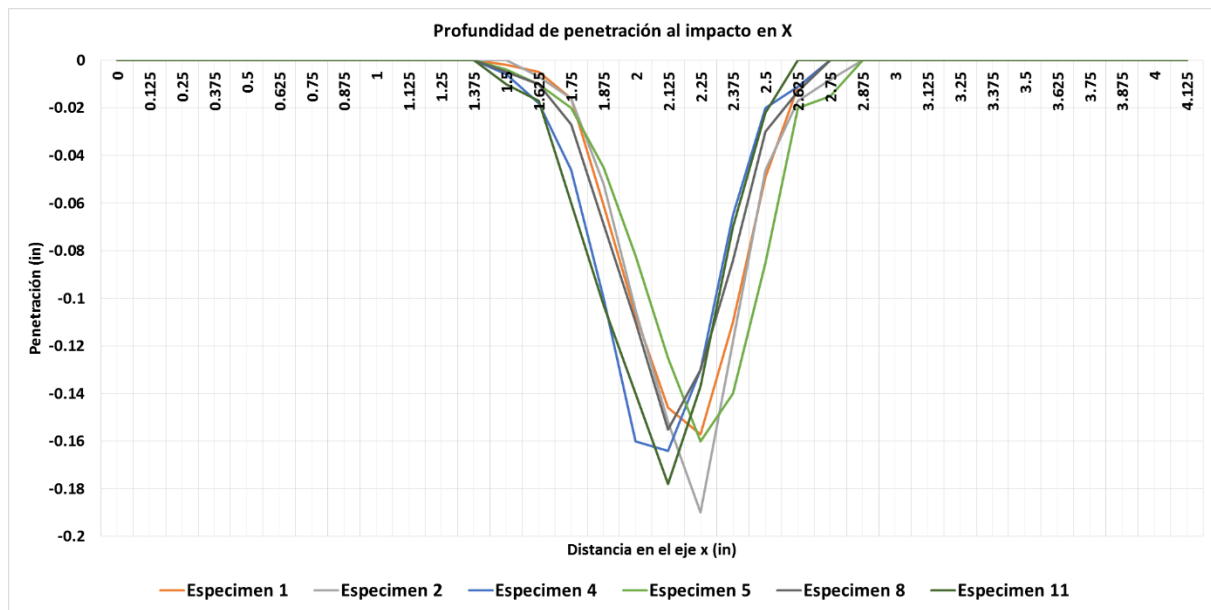


Fig.58 Identación medida a lo largo del eje “x” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 20 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración.

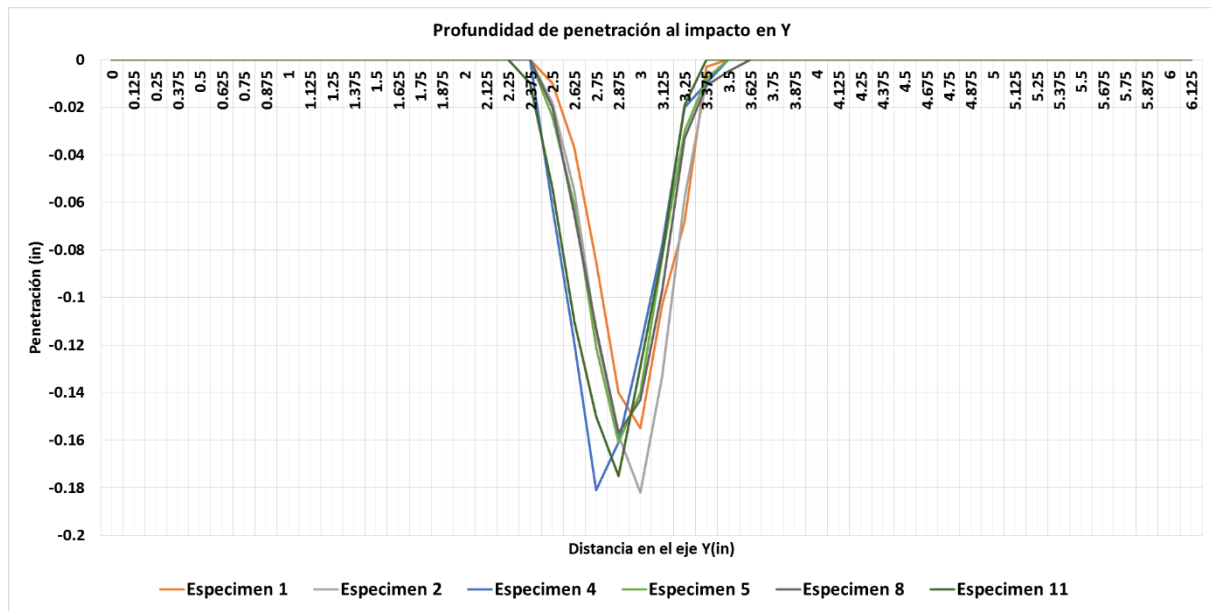


Fig.59 Identación medida a lo largo del eje “y” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 20 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración.

En la Fig.60, es observable un comportamiento de la identación distinto en los especímenes 7 y 9 comparado con los otros 4 especímenes en los que se muestra una similitud, lo anterior fue debido a que en los especímenes 7 y 9 no existió una rotura de fibras total por ende su penetración al impacto fue menor en las mediciones a lo largo del eje “x”. A lo largo del eje “y” se tuvo el mismo comportamiento como se muestra en la Fig.61, solo que se incluye al espécimen 6, el cual en dirección de este eje no mostro una rotura total de las fibras. El promedio de la profundidad máxima de penetración en el eje “x” fue de 0.46 in, mientras que para el eje “y” de 0.39 in.

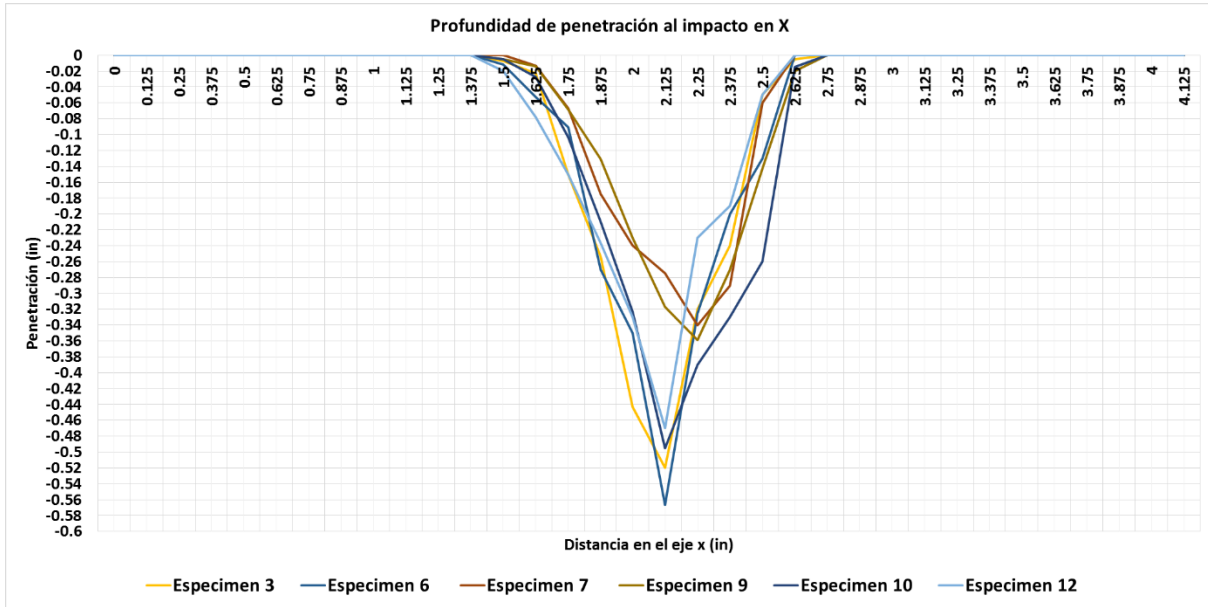


Fig.60. Identación medida a lo largo del eje “x” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 40 J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración.

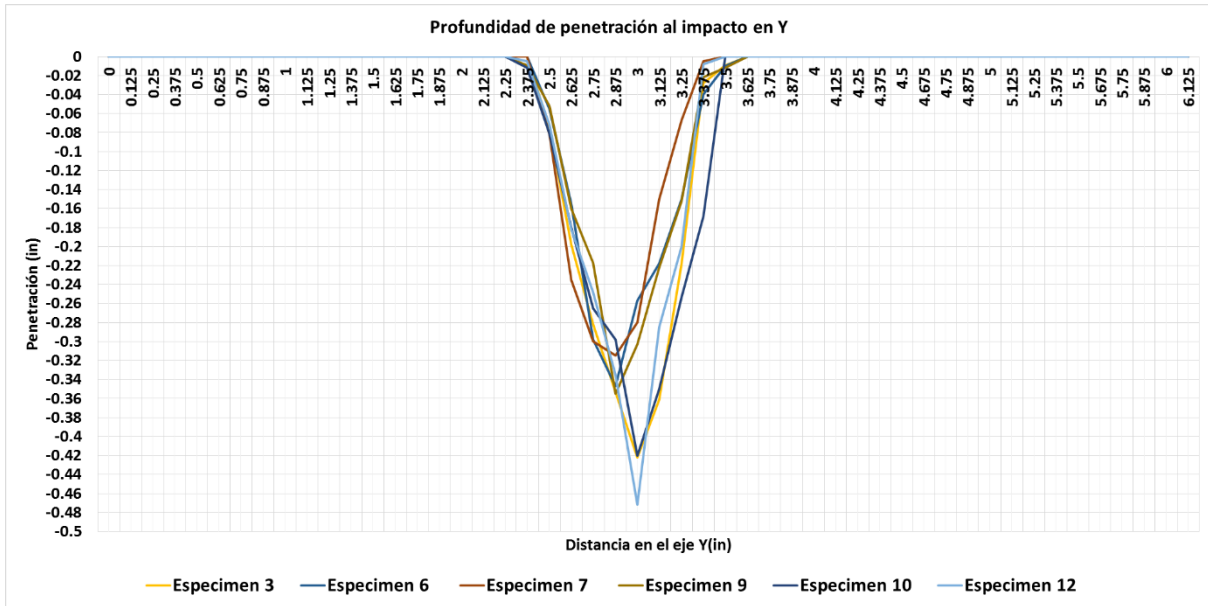


Fig.61. Identación medida a lo largo del eje “y” de cada uno de los especímenes que fueron impactados a una energía de 40J, donde el eje x se muestra la localización del barrido a lo largo del espécimen y en el eje y la profundidad de penetración.

## 5.2 Resultados de prueba de compresión después del impacto

A continuación se presentan los resultados obtenidos con la prueba de compresión. En la Tabla 13 se muestra un concentrado de los promedios del esfuerzo máximo, porcentaje de reducción y recuperación de la propiedad de compresión.

Se realizó una comparativa entre los distintos estados de los especímenes que fueron descritos en el punto 4.1, obteniendo como resultado una reducción en el esfuerzo máximo de compresión del 24% en los especímenes dañados a 20J, logrando recobrar la propiedad de compresión en un 6.4% realizando una reparación. Y en el caso de los especímenes dañados a 40J se obtuvo una reducción del 28.7% en su esfuerzo máximo de compresión, logrando recobrar un 11.1% en su propiedad de compresión mediante la reparación.

Tabla 13. Comparativa de esfuerzo máximo, porcentaje de reducción y recuperación de la propiedad de compresión de cada estado de los especímenes.

Identificación	Esfuerzo máx. de compresión (lbf/in <sup>2</sup> )	% Reducción del esfuerzo a compresión	% Recuperación del esfuerzo a compresión
Especímenes sin daño	1208.0	0	-
Especímenes dañados a 20 J sin reparar	918.3	24.0	-
Especímenes dañados a 20J reparados	994.9	17.6	6.4
Especímenes dañados a 40 J sin reparar	861.9	28.7	-
Especímenes dañados a 40J reparados	995.8	17.6	11.1

### Especímenes sin daño

Los especímenes sometidos a la prueba de CAI, sin someterse a la prueba de impacto tuvieron un comportamiento similar y fallaron en la misma zona, en el borde superior. Como se muestra la Fig. 62, el espécimen 13 falla por aplastamiento del núcleo en la zona superior el cual provoca arrugas en el laminado superior y desunión entre núcleo y laminado inferior observable en círculo rojo de la imagen. El esfuerzo de compresión máximo que obtuvo el espécimen 13 fue de 1244 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 62. Especímen 13 después de la prueba de CAI.

De igual manera se presenta el mismo comportamiento en el espécimen 14, pero contrario al primero, el laminado superior es el que sufre la desunión con el núcleo como se muestra en la Fig. 63. El esfuerzo de compresión máximo en la prueba al espécimen 14 fue de 1249 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 63 Especímen 14 después de la prueba de CAI.

El espécimen 15 mantuvo el mismo comportamiento que los dos anteriores y el modo de falla fue similar al espécimen 13 el cual mostro desunión entre el laminado inferior y el núcleo. Pero en este caso existe una ligera inclinación del núcleo hacia el laminado inferior

como se muestra en la Fig. 64. El esfuerzo de compresión máximo obtenido en la prueba para el espécimen 15 fue de 1129 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 64 Espécimen 15 después de la prueba de CAI.

La caracterización de los modos de falla para los especímenes sin daño sometidos a la prueba de CAI se definió conforme al punto 3.2 y para el caso específico de estos especímenes se obtuvo un modo de falla tipo CAT.

El comportamiento de esfuerzo-deformación de los especímenes se muestra en Fig. 65 donde podemos notar que a una deformación de 0.13 in se alcanza un máximo esfuerzo de 1100 lbf/inch<sup>2</sup> posteriormente cae el valor del esfuerzo y vuelve a subir cuando se alcanza una deformación de 0.25 in en el caso de los especímenes 13 y 14.

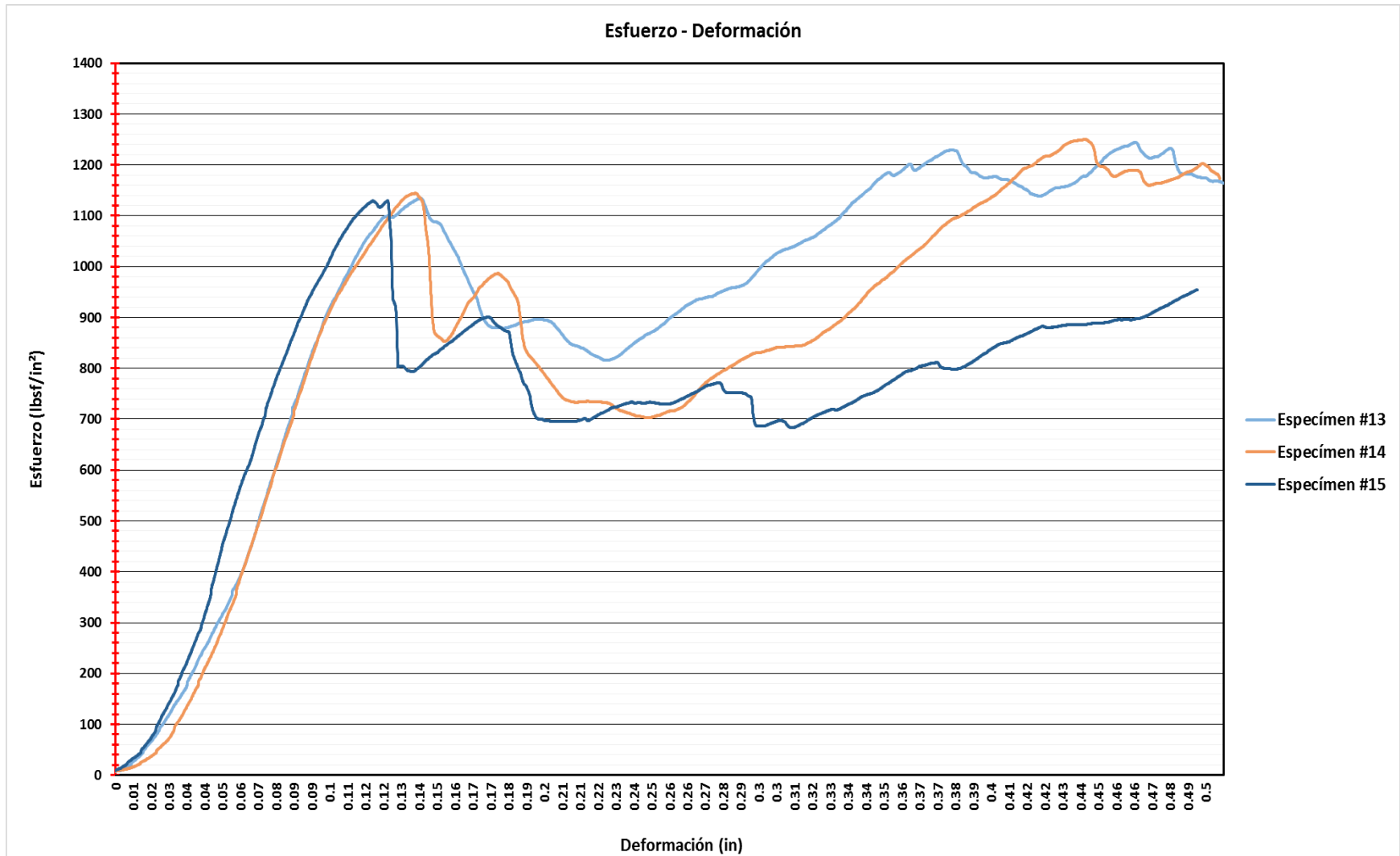


Fig. 65 Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes sin daño sometidos a la prueba de CAI donde se muestra un comportamiento similar en los especímenes que no fueron sometidos a las pruebas de impacto.

### Especímenes dañados a 20 J

En la Fig. 66 se muestra el espécimen 2 después de la prueba de CAI, el modo en el que el espécimen fallo resulto en el desprendimiento entre los laminados y núcleo provocado por un aplastamiento de núcleo en la parte inferior, como se muestra en el círculo rojo. El esfuerzo de compresión máximo alcanzado por el espécimen fue de 874 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 66. Especimen 2 después de la prueba de CAI.

El comportamiento a la prueba de CAI es similar para los especímenes 4 y 8, donde el modo de falla que se presenta tiene similitud, representado por un pandeo en la estructura hacia el laminado impactado, esto generó desunión del laminado y núcleo en la zona de impacto, terminando con la propagación de la falla a través de la zona de daño hacia los bordes del espécimen.

En la Fig. 67, se observa en las imágenes frontales de espécimen 4 y 8 la propagación de la falla a través del daño y en las imágenes laterales se observa la inclinación de la estructura hacia el laminado impactado, resaltando en el círculo rojo la desunión que existe entre núcleo y laminado en la zona de falla. Los esfuerzos de compresión máximos obtenidos en los especímenes 4 y 8 fueron de: 912 lbf/inch<sup>2</sup> y 968 lbf/inch<sup>2</sup> respectivamente.



Fig. 67 Especímenes 4 y 8 después de la prueba de CAI.

El comportamiento de la curva esfuerzo-deformación de cada espécimen dañado a 20J se muestra en la Fig. 68, donde es observable que los especímenes 2 y 8 tienen un comportamiento muy similar, alcanzando su máximo esfuerzo a 0.11 in y 0.14 in de deformación respectivamente. En el caso del espécimen 4 tiende a tener un comportamiento similar a los otros 2 especímenes hasta que alcanza una deformación de 0.26 in y su esfuerzo comienza a elevarse para caer súbitamente y seguir comportándose similar a los especímenes 2 y 8. Esto es debido a que el laminado dañado fallo en dos etapas.

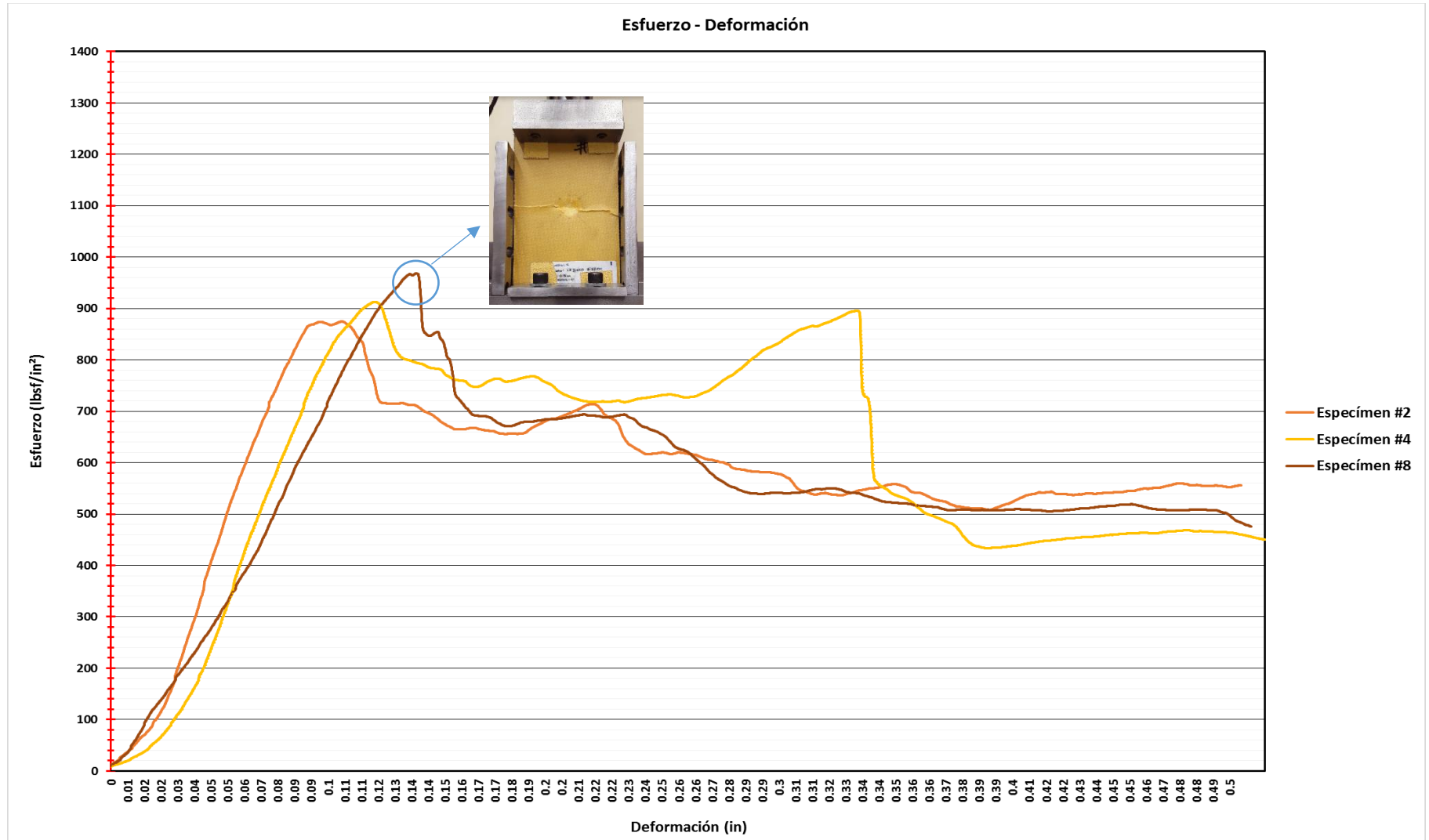


Fig. 68 Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J sometidos a la prueba de CAI, donde se puede apreciar en la imagen del espécimen la imagen en el momento exacto donde ocurre la propagación de la falla, posteriormente existe una caída en su esfuerzo a compresión.

### Especímenes dañados a 20 J y reparados

En el caso de los especímenes que fueron reparados posteriormente a que fueron dañados por un impacto de caída libre de 20J, se presentaron dos modos de falla: aplastamiento de núcleo en el borde inferior y falla lateral a través de daño. En la Fig. 69, se muestra una combinación de los modos de falla mencionados anteriormente, pero predomina el aplastamiento del núcleo y laminados en la parte inferior, como se muestra en el círculo rojo, que fue el causante principal de la falla de la estructura. El esfuerzo máximo obtenido en la prueba de CAI en el espécimen 1 fue de 1100 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 69. Especímen 1 después de la prueba de CAI

En el caso del espécimen 5, solo se presenta un modo de falla, que a su vez es similar al modo de falla predominante del espécimen 1, se muestra en el círculo rojo de la Fig. 70 donde se aprecia perfectamente el aplastamiento del núcleo y la desunión que esto provoca entre núcleo y laminados. . El esfuerzo máximo observado con la prueba de CAI en el espécimen 5 fue de 934 lbf/inch<sup>2</sup>.



Fig. 70 Especímen 5 después de la prueba de CAI.

En el último espécimen que se analizó bajo estas condiciones, se muestra que existen dos zonas vulnerables después de la prueba de CAI, el modo de falla lateral a través del daño es el predominante, el cual genera desunión entre el núcleo y laminado en la zona de reparación. . El esfuerzo máximo obtenido en la prueba de CAI en el espécimen 11 fue de 949 lbf/inch<sup>2</sup>.

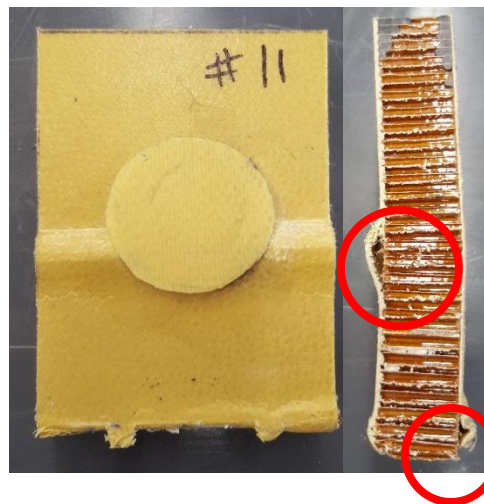


Fig. 71 Especímen 11 después de la prueba de CAI.

El comportamiento a compresión de los especímenes analizados anteriormente se muestra en la Fig. 72 donde se observa que se logran obtener esfuerzos máximos ligeramente por encima de los obtenidos en los especímenes que fueron dañados y cuya información se muestra en la Fig. 68.

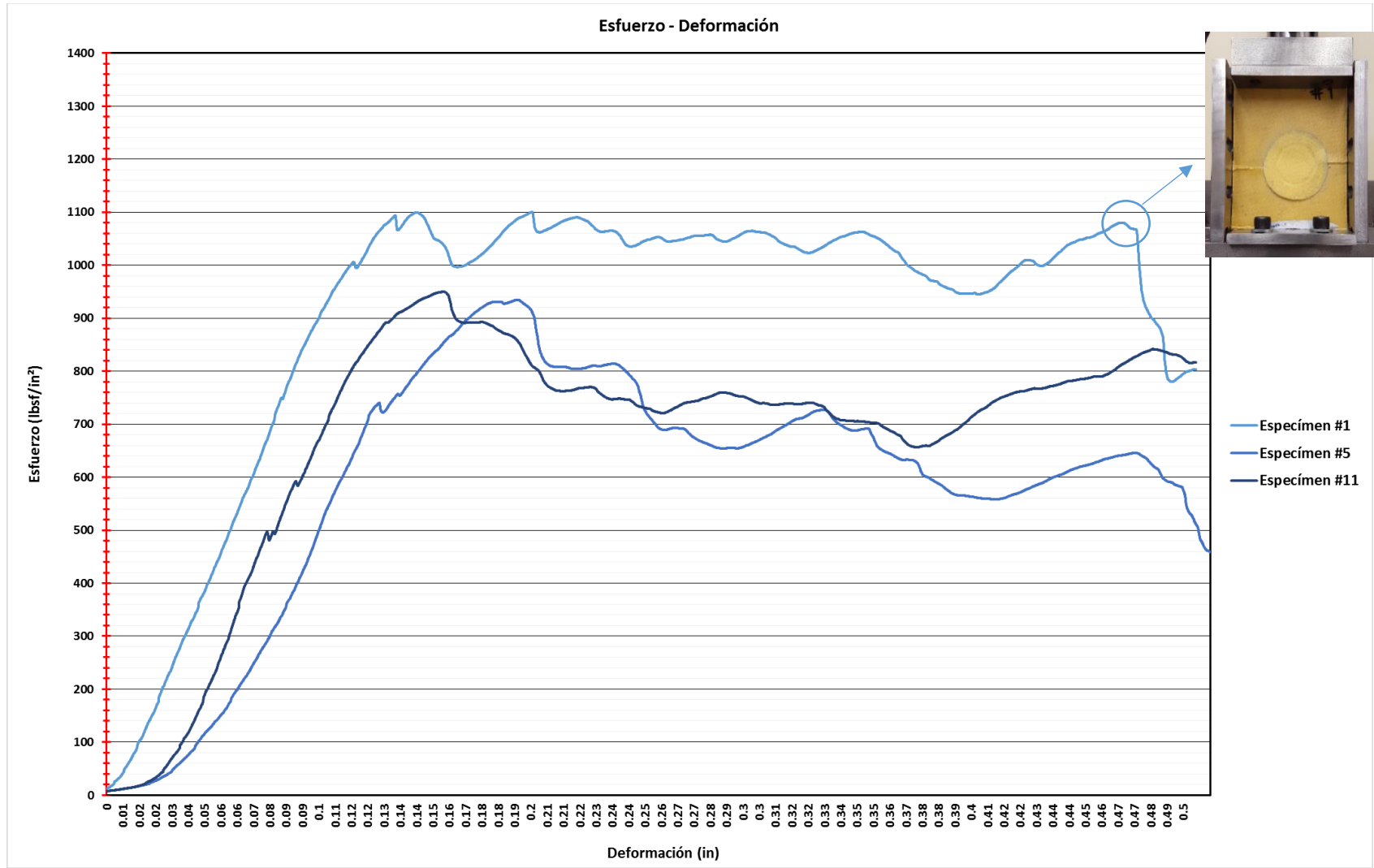


Fig. 72. Curva de esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J y reparados sometidos a la prueba de CAI, donde se aprecia la imagen del espécimen 1 en el momento en el que se propaga la falla a través de la reparación, posteriormente existe una caída en su esfuerzo.

### Especímenes dañados a 40 J

En los especímenes dañados a 40J, se observa una similitud en su modo de falla, en los tres casos se presenta un modo de falla lateral a través del daño por impacto, esto genera desunión entre el núcleo y el laminado en la zona de la falla, así como una ligera inclinación de la estructura hacia el laminado impactado.

En la Fig. 73, se muestran imágenes frontales y laterales de cada uno de los especímenes, resaltando en un círculo rojo la desunión antes mencionada. Los esfuerzos de compresión máximos obtenidos en los especímenes 3, 7 y 10 fueron: 906 lbf/inch<sup>2</sup>, 863 lbf/inch<sup>2</sup> y 815 lbf/inch<sup>2</sup> respectivamente.



Fig. 73 Especímenes 3, 7 y 10 después de la prueba de CAI, se observa una similitud en su modo de falla.

En la Fig. 74 se muestra el comportamiento de la curva esfuerzo-deformación de los especímenes donde se destaca el esfuerzo máximo de 906 lbf/inch<sup>2</sup> obtenido por el espécimen 3, después de su máximo se muestra una caída repentina del esfuerzo, esto debido a que en ese momento se propaga la falla hasta llegar a los bordes. A una deformación de 0.5 in este mismo espécimen llega a tener un tercio de su esfuerzo máximo alcanzado.

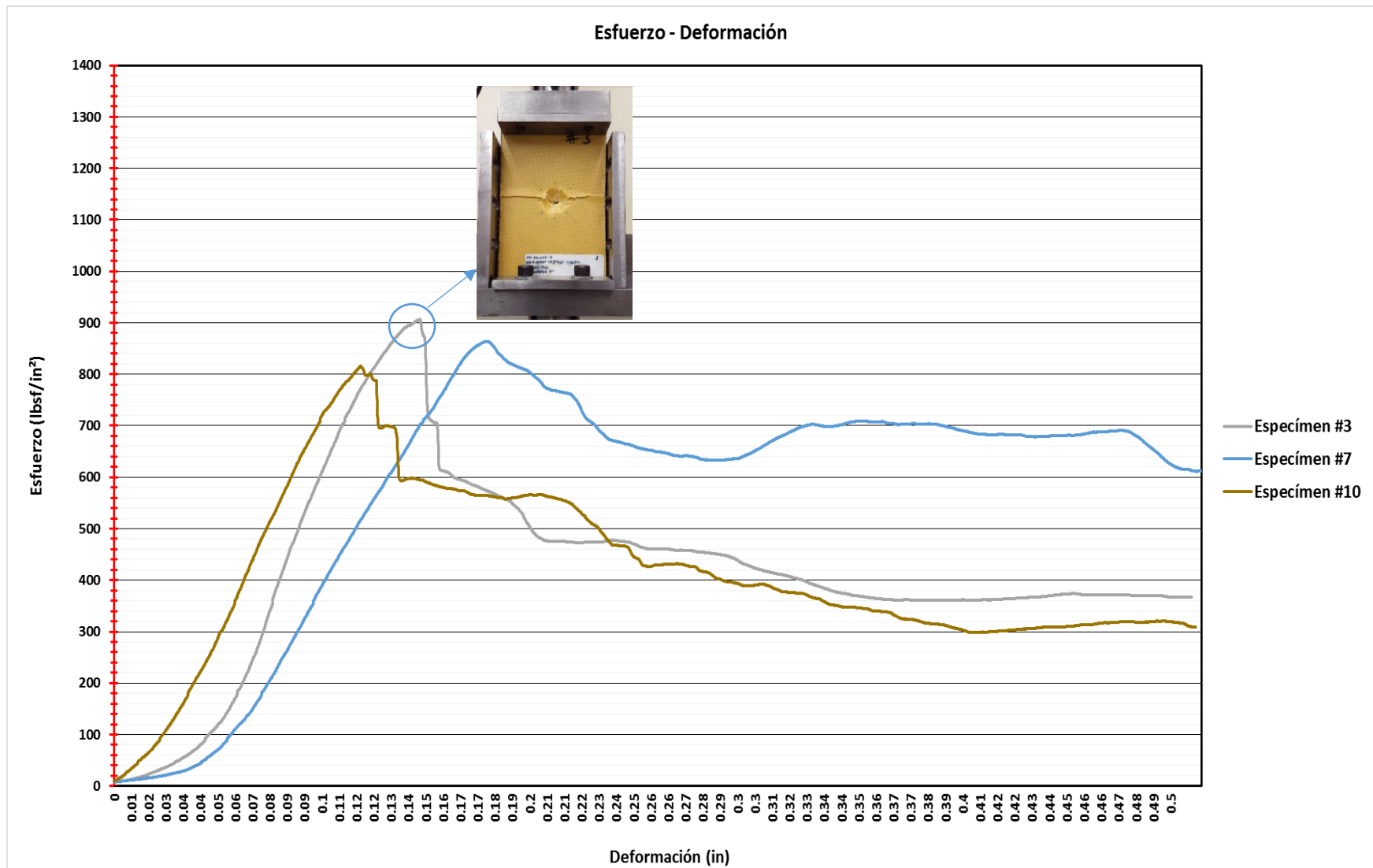


Fig. 74. Curva esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 40J sometidos a la prueba de CAI, donde se muestra la imagen del espécimen en el instante que ocurre la propagación de la falla y posteriormente disminuye su esfuerzo a compresión.

### Especímenes dañados a 40J y reparados

El comportamiento de espécimen 6 a la prueba de CAI, fue similar a un comportamiento de un espécimen que no ha sido reparado, el modo de falla que presentó el espécimen fue lateral a través del daño, provocando la desunión del laminado impactado y el núcleo, esto se observa en la Fig. 75 denotado en un círculo rojo. Cabe recalcar que el parche de la reparación se desprendió durante la prueba. El esfuerzo máximo obtenido en la prueba para el espécimen 6 fue de 872 lbf/inch<sup>2</sup>.

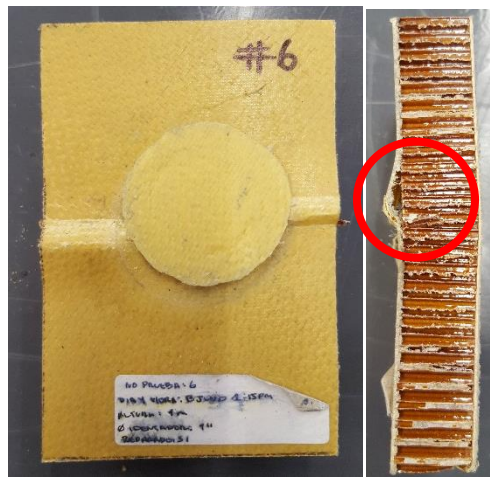


Fig. 75 Espécimen 6 después de la prueba de CAI.

El modo de falla presentado en los especímenes 9 y 12 es el común que presentaron los especímenes sin daño, el cual ocurrió por aplastamiento en el borde superior, en la Fig. 76, se realza en círculo rojo las zonas en las que se presenta desunión entre los laminados y núcleo debido a la compactación de este segundo. Los esfuerzos máximos obtenidos en la prueba para los especímenes 9 y 12 fueron: 959 lbf/inch<sup>2</sup> y 1155 lbf/inch<sup>2</sup> respectivamente.

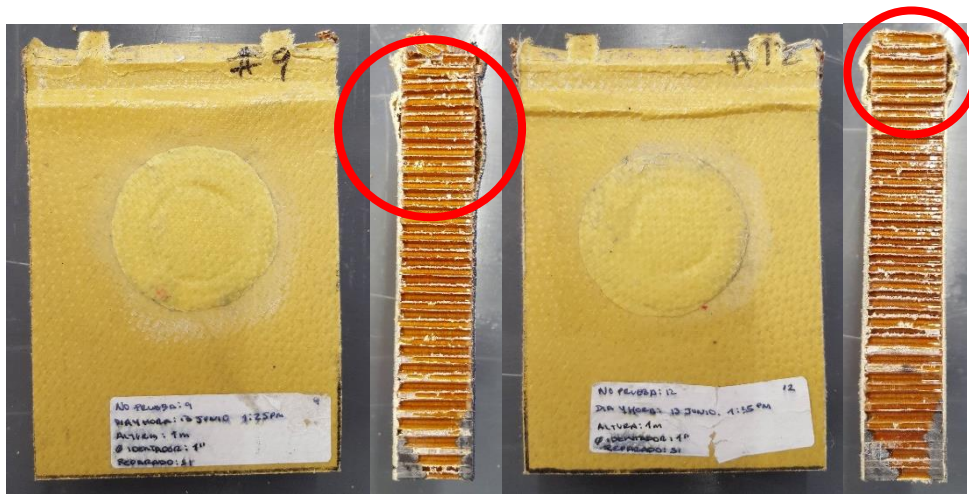


Fig. 76. Especímen 9 y 12 después de la prueba de CAI.

El comportamiento de la curva esfuerzo-deformación de los especímenes antes descritos se muestra en la Fig. 77, donde visiblemente el comportamiento del especímen 6 es distinto a los especímenes 9 y 12. Se puede inferir que esto sucede por el modo de falla que es a través de la zona reparada y el desprendimiento del parche de reparación que se describió antes.

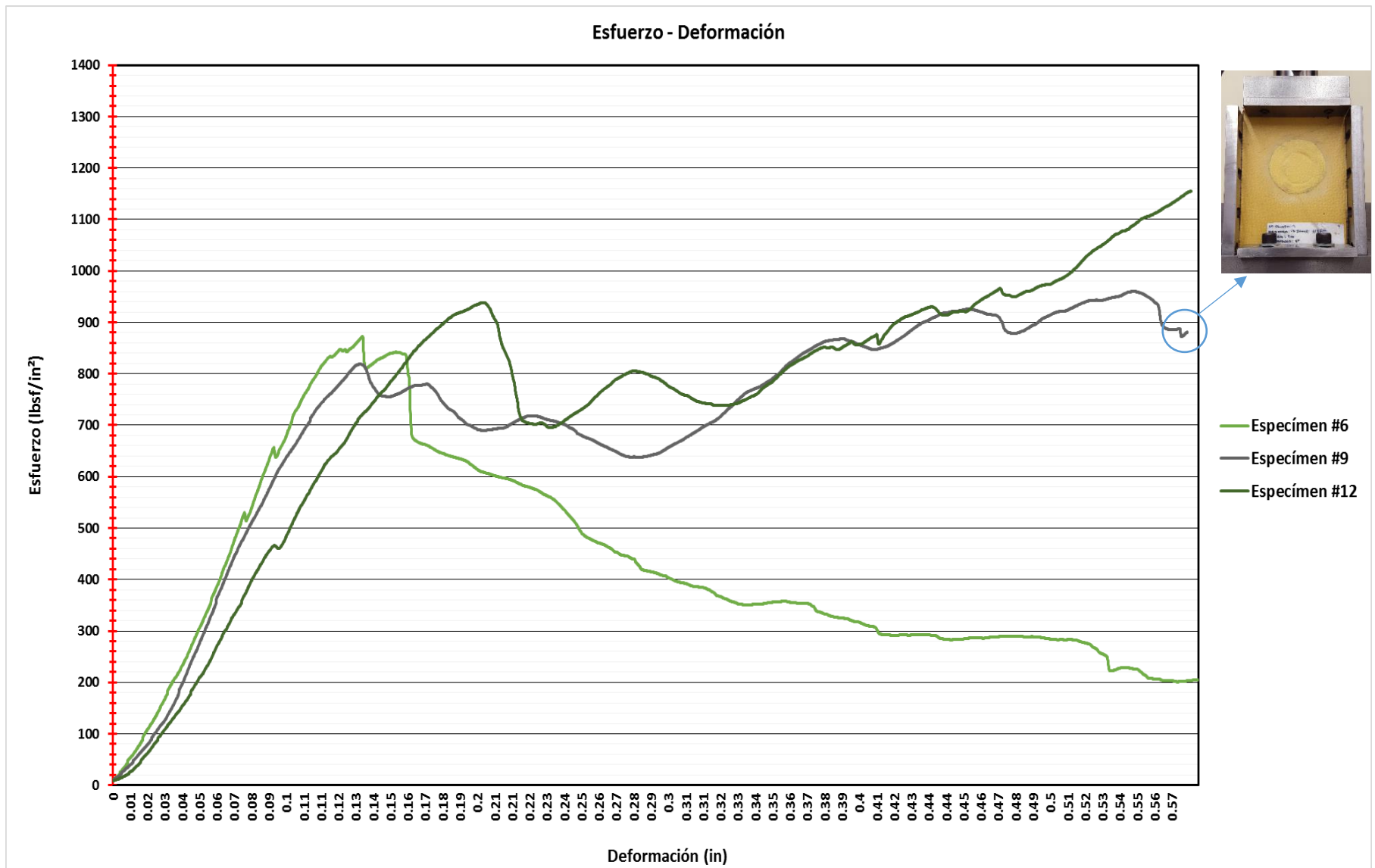


Fig. 77. Curva esfuerzo-deformación de los especímenes dañados por un impacto de 20J y reparados sometidos a la prueba de CAI. Donde se aprecia que el espécimen 6 va a la baja al contrario de los especímenes 9 y 12, esto debido a que el parche de reparación se desprendió en el laminado.

Después de realizar la prueba de CAI se determina que los modos de falla en los especímenes en base a la Norma ASTM D7766 [63] y como se describe en el punto 3.2 es la siguiente:

- Para los especímenes sin daño se tiene un código de falla tipo CAT, lo que refiere a un aplastamiento de núcleo y laminados en el borde superior de la estructura.
- Para los especímenes dañados y sin reparar no fue distinto el código de falla para el daño de 20J y 40J, se observó un código de falla tipo LDM, que refiere a un modo de falla lateral a través del daño en la parte media de la estructura.
- El modo de falla para los especímenes reparados fue variado, para los especímenes reparados a daño de 20J el código de falla fue tipo LDM (2 especímenes) y tipo CAB, este segundo refiere a un aplastamiento en el borde inferior de la estructura. En el caso de los especímenes reparados a daño de 40J, un espécimen tuvo fallo de tipo LDM y dos más tipo CAT, aplastamiento en el borde superior.

## Capítulo VI. Conclusiones

Para el caso específico de materiales, configuración de laminado, energías de impacto de caída libre y baja velocidad que se describen en el capítulo IV, se concluye lo siguiente:

Fue posible determinar la influencia que tiene una reparación para lograr una mejora en la propiedad de compresión. Se demostró que una reparación le brinda estabilidad y rigidez a la estructura, lo cual es fundamental para recobrar sus propiedades a compresión.

Esto se comprobó sometiendo a los especímenes a la prueba de CAI. Se recobró en un 6.4% la propiedad de compresión en especímenes dañados a 20J y un 11.1% en especímenes dañados a 40J. Dicho lo anterior se logró recobrar al 85% la propiedad de compresión de los especímenes reparados.

Se caracterizó los modos de falla de especímenes sin daño, dañados y reparados conforme a la norma ASTM D7137, concluyendo que los modos de falla son los siguientes:

- Tipo CAT para especímenes sin daño.
- Tipo LDM para especímenes dañados.
- Tipo LDM y CAB para especímenes reparados que fueron dañados a 20J.
- Tipo LDM y CAT para especímenes reparados que fueron dañados a 40J.

Se encontró una diferencia de reducción de 57J entre los esfuerzos de compresión de los especímenes de prueba aumentando al doble la energía de impacto.

No existe una diferencia significativa en la determinación del área de daño medida visualmente con la determinada mediante la prueba de C-scan, existiendo una diferencia de 6% promedio en los especímenes dañados a 20 J y un 4% en los dañados a 40J.

Dicho lo anterior se puede inferir, que entre mayor sea la energía de impacto, la medición visual del área de daño será más exacta. Esto es debido que el daño provocado a energías mayores se traduce mayormente en indentación y el daño adoptará la forma del indentador, lo cual lo hace observable a simple vista.

En este caso de estudio se obtuvo una profundidad de indentación promedio de 0.166 in para 20J y 0.42 in para 40J, se tiene un aumento de más del 50% en la profundidad de indentación al elevar la energía al doble.

En conclusión para una estructura tipo sándwich elaborada con laminados de Kevlar con configuración ( $\pm 45 / 0/90 / 0/90 / \pm 45$ ) y núcleo tipo Nomex, tras ser impactados y reparados, recobraron al 85% su capacidad en la propiedad mecánica a compresión, lo que sugiere que una reparación estructural es una alternativa viable para este tipo de estructuras.

## Referencias

- [1] F. Campbell, «Introduction to composite materials,» de *Structural composite Materials*, ASM International, 2010, pp. 1-29.
- [2] J. S. J. Nunes, «Sandwiched composite in aerospace engineering,» de *Advanced Composite Materials For Aerospace Engineering*, Portugal, Elsevier, 2016, pp. 129-174.
- [3] F. Stupenengo, *Materiales y materias primas*, Buenos Aires: Ministerio de Educación. Instituto Nacional de Educación Tecnológica, 2011, pp. 12-13.
- [4] La Biblia, Quito: Verbo Divino, 1989.
- [5] R. V. Jack y L. S. Robert, *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials*, Springer, 1986, pp. 1-3 ; 21-35.
- [6] «Segunda Guerra Mundial,» [En línea]. Available: <http://segundaguerramundial.es/desarrollo-tecnologico-militar/>. [Último acceso: 12 11 15].
- [7] A. K. W. S. B. a. C. W. B. Noor, «Computational Models for Sandwich Panels and Shells,» *Applied Mechanics Reviews*, vol. 49, nº 3, pp. 155-199, 1996.
- [8] W. Fairbairn, *An Account of the Construction of the Britannia and Conway Tubular Bridges*, London: John Weale, 1849.
- [9] O. Thomsen, *Sandwich Structures 7: Advancing With Sandwich Structures and Materials*, Aalborg: Springer, 2005.
- [10] D. Dawson, *Aerospace Composite: A Design & Manufacturing Guide*, Gardner Publication, 2008.
- [11] S. Mazumdar, *Composite Manufacturing: Materials, Product and Process Engineering*, CRC Press, 2002.

- [12] J. Llanos, *Tesis "Modelado del concepto de estructura tipo sandwich con nucleo panel de abeja en forma de viga"*, 2013.
- [13] E. Greene, *Marine Composites*, Annapolis: Eric Greene Associates, Inc., 1999.
- [14] J. Aboudi, *Micromechanics of Composite Materials*, Elsevier, 2013.
- [15] K. Marguerre, «The optimum Buckling Load of a Flexibly Supported Plate Composed of Two Sheets Joined by a Light Weight Filler, Under Longitudinal Compression,» *Deutsche Vierteljahrsschrift für Literalurwissenschaft und Giests Geschichte*, p. 11, 1944.
- [16] N. J. Hoff, «Bending and Buckling of rectangular Sandwich Plates,» *N.A.C.A. Technical Note 2225*, 1950.
- [17] C. a. S. B. B. Libove, «A general Small Deflection Theory for Sandwich Plates,» *NACA Report 899*, 1948.
- [18] P. P. Bijlaard, «Analysis of Elastic and Plastic Stability of Sandwich Plates by Method of Split Rigidities,» *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1951.
- [19] W. G. Heath, «Sandwich Construction, Part I: The Strength of Flat Sandwich Panels,» *Aircraft Engineering*, vol. 32, pp. 186-191, 1960.
- [20] W. G. Heath, «Sandwich Construction, Part 2: The Optimum Design of Flat Sandwich Panels,» *Aircraft Engineering*, vol. 32, pp. 230-235, 1960.
- [21] F. J. Plantema, *Sandwich Construction: The bending and buckling of sandwich Beams, Plates and Shells*, New York: John Wiley, 1966.
- [22] H. G. Allen, *Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*, Oxford: Pergamon Press, 1969.
- [23] H. K. H., «Finite Element and Sandwich Construction: A Critical Review,» de *Sandwich Constructions I - Proceedings of the First International Conference on Sandwich Constructions*, Estocolmo, 1989.

- [24] C. W. Bert, «Part I, Part II,» *Shock and Vibration Digest*, vol. 23, pp. 3-14 , 19-21, 1991.
- [25] D. Zenkert, *An Introduction to Sandwich Construction*, West Midlands, United Kingdom: EMAS Publications, 1995.
- [26] SAE International Commercial Aircraft Composite Repair Committee, *Desing of Durable, Repairable and Maintainable Aircrat Composite*, Society of Automotive Engineers, 1997.
- [27] M. Das, «Residual strength of sandwich panels with hail damage,» *Composite Structures*, pp. 403-412, 2009.
- [28] P. M. Schublel, «Impact and post impact behavior of composite sandwich panels,» *ScienceDirect*, pp. 1051-1057, 2007.
- [29] A. Shipsha, «Compression-after-Impact Strength of Sandwich Panels with Core Crushing Damage,» *Applied Composite Materials*, pp. 149-164, 2005.
- [30] S. Abatre, *Impact on composite structures*, Cambridge UK: Cambridge Press, 1998.
- [31] C. L. Wu, «Low velocity impact damage in composite sandwich beams,» *Composite Structures*, pp. 21-27, 1996.
- [32] T. Anderson, «Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites.,» *Composite Structures*, pp. 239-247, 2000.
- [33] K. a. B. R. T. Armstrong, *Care and Repair of Advanced Composites*, Society of Automotive Engineers, 1998.
- [34] M. Ibrahim, «Nondestructive evaluation of thick-section composites and sandwich structures: A review,» *Composites: Part A*, pp. 36-48, 2014.
- [35] D. K. HSU, «Non-destructive evaluation (NDE) of aerospace composites: ultrasonic techniques,» 2013.
- [36] W. Cole, *Technical Justification of Repairs to Composite Laminates*, vol. 19, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 1999, pp. 107-120.

- [37] L. Hart-Smith, *An Engineer's Viewpoint on Design and Analysis of Aircraft Structural Joints*, Melbourne, Australia, 1991.
- [38] A. Baker, *Joining and Repair of Aircraft Composite Structures*, 1997.
- [39] NASA, «Standard Test for Toughened Resin Composites,» Hampton, U.S., 1982.
- [40] Boeing, «Advanced Composite Compression Test: Boeing Specification Support Standard BSS 726',» Seattle, U.S., 1988.
- [41] P. H. J. a. C. T. Sjöblom, «Low velocity impact testing of composite materials,» *J. Compos. Mater.*, vol. 22, pp. 30-52, 1988.
- [42] W. a. M. J. Cantwell, «The impact resistance of composite materials - a review,» *Composites*, vol. 22 (5), pp. 347-362, 1991.
- [43] D. a. M. L. Liu, «Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates,» *J. Composites Materials*, vol. 21, pp. 594-609, 1987.
- [44] P. a. D. G. Robinson, «Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites,» *Int. J. Impact Eng.*, vol. 12, pp. 189-207, 1992.
- [45] G. a. R. P. Davies, «Predicting failure by debonding/delamination,» de *AGARD: 74th Structures and Materials Meeting*, 1991.
- [46] ASTM INTERNATIONAL, «ASTM D7137/D7137M-07: Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damage Polymer Matrix Composite Plates,» ASTM INTERNATIONAL, Pennsylvania, US, 2007.
- [47] H.-Y. a. S. G. Wu, «Measurements of matrix cracking and delamination caused by impact on composite plates,» *J. Compos. Materials*, pp. 518-532, 1998.
- [48] W. a. W. M. Cui, «A combined stress-based and fracture-mechanics-base model for predicting delamination in composite,» *Composites*, pp. 467-474, 1993.

- [49] S. Wang, «Delamination crack growth in unidirectional fiber reinforced composite under static and cycling loading,» *Composite Materials: Testing and Desing*, pp. 642-663.
- [50] S. a. H. Y. Finn, «Delaminations in composite plates under transverse impact load - experimental results,» *Composite Structures*, pp. 191-204, 1993.
- [51] G. Dorey, «Impact damage tolerance and assesment in advanced composite materials,» de *Seminar on advanced composites*, Cranfield, 1986.
- [52] G. Dorey, «Impact damage in composites, development, consequences and prevention,» de *6th Int. Conf. on Composite Materials and 2nd European Conf. on composite materials*, London, 1988.
- [53] H. a. C. F. Choi, «A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part I Experiments,» *J. Compos. Mater.*, vol. 25, pp. 9992-1011, 1991.
- [54] S. a. Z. P. Lee, «Instrumented impact and static indentation of composites,» *J. Compos. Mater.*, vol. 25, pp. 765-781, 1991.
- [55] W. a. M. J. Cantwell, «Geometrical effects in the low velocity impact response of CFRP,» *Composite Structures*, vol. 12, pp. 39-59, 1989.
- [56] D. a. L. X. Liu, «Repairability of impact induced damage in SMC composites,» *J. Compos. Mater.*, vol. 27, pp. 1257-1271, 1993.
- [57] S. Abatre, *Impact Engineering of Composite Structures*, Springer, 2011.
- [58] H. a. S. G. Wu, «Impact induced stresses, strains and delamination in composite plates,» *J. Compos. Mater.*, vol. 22, pp. 533-560, 1988.
- [59] S. Abatre, «Impact on laminated composite materials,» *Appl. Mech*, vol. 44, pp. 155-190, 1991.

- [60] A. T. a. H. A. Nettles, «Compression after impact testing of thin composite materials,» de *23rd Int. SAMPE Tech. Conf.*, 1991.
- [61] S. R. C. Bounet, «Damage tolerance of composite structures under low-velocity impact,» de *Dynamic deformation, damage and fracture in composite materials and structures*, Toulouse, Elsevier, 2016, pp. 7-33.
- [62] Hexcel Composites, «Composite Repair,» Duxford, 1999.
- [63] ASTM INTERNATIONAL, «ASTM D7766/D7766M: Standard Practice for Damage Resistance Testing of Sandwich Constructions,» ASTM INTERNATIONAL, Pennsylvania, US, 2011.
- [64] ASTM INTERNATIONAL, «ASTM D7136/D7136M-15: Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event,» ASTM INTERNATIONAL, Pennsylvania, US, 2005.
- [65] P. M. Schubel, «Low velocity impact behavior of composite sandwich panels,» *Composites Part A: applied science and manufacturing*, pp. 1389-1396, 2005.
- [66] A. Petras, *Design of Sandwich Structures*, Cambridge University Engineering Department, 1998.

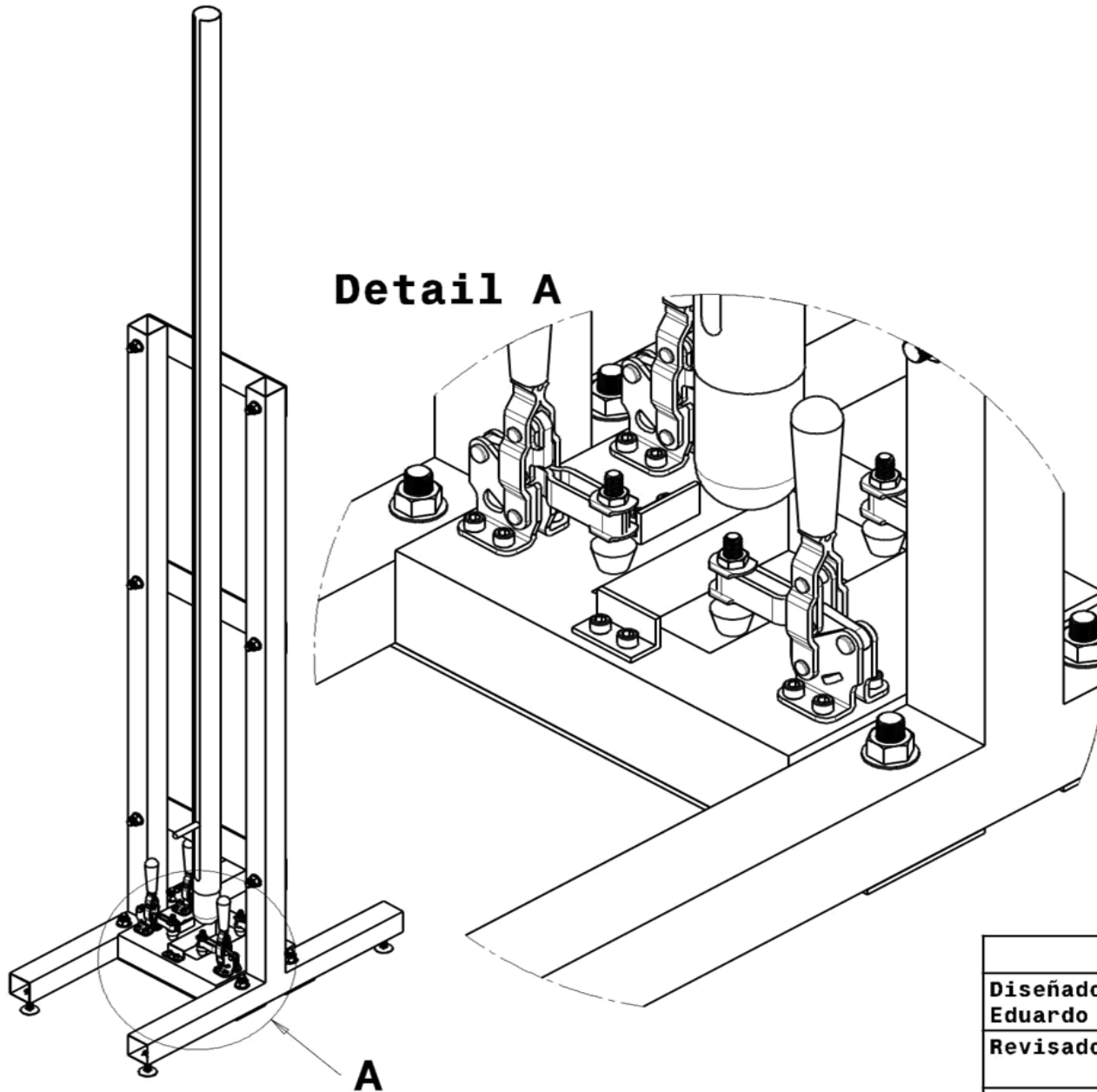
# **Anexo A**

Planos de máquina de impacto por gravedad.

Bill de Material: Máquina de Impacto

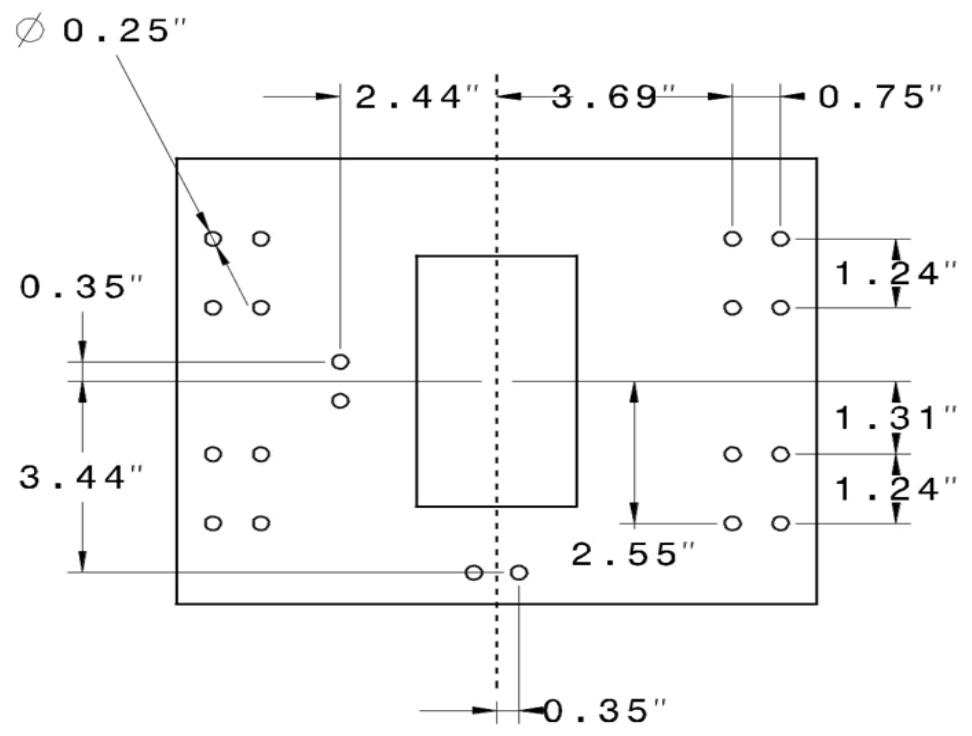
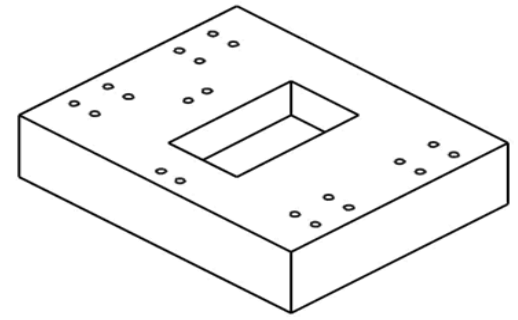
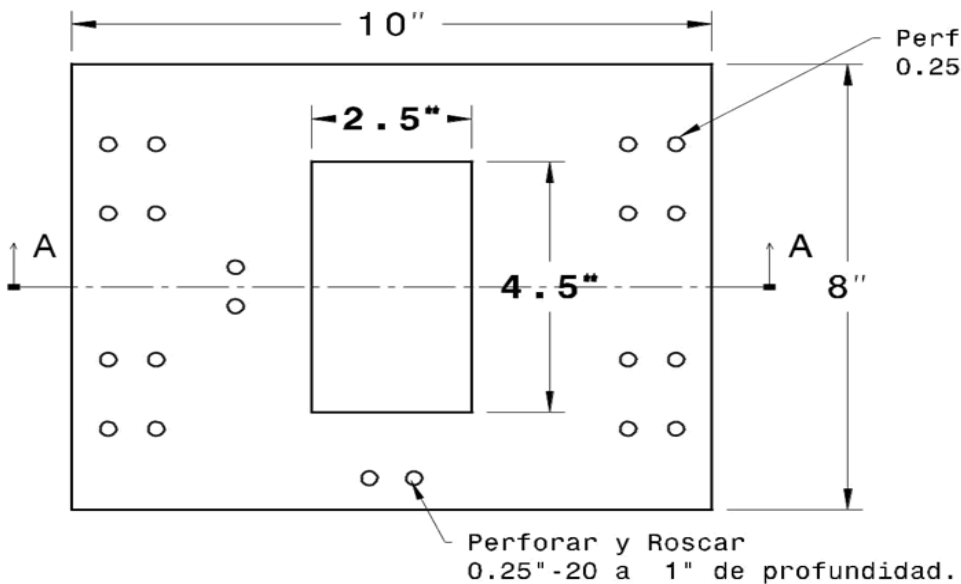
Cantidad	Parte
2	Soporte Lateral
1	Base
3	Placa de soporte lateral
10	Tornillo de soporte
10	Tuercas
1	Tubo guía
4	Abrazadera de Palanca
1	Identador
2	Placa soporte de base
2	Angulos 90°
20	Tornillo de abrazadera
4	Tornillo elevador

**Detail A**

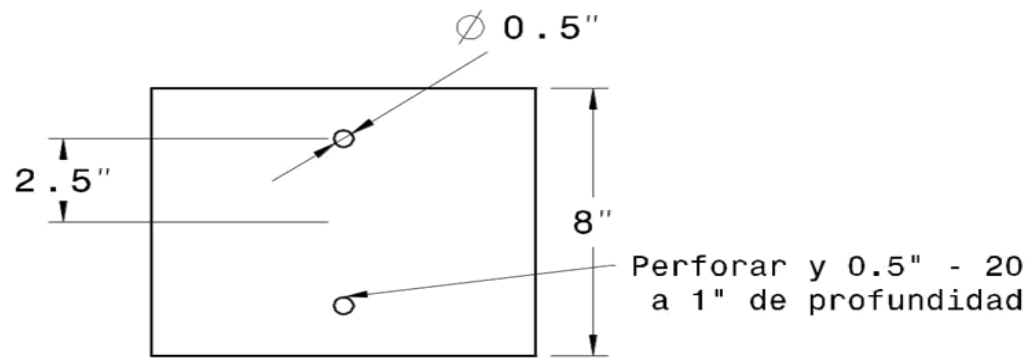
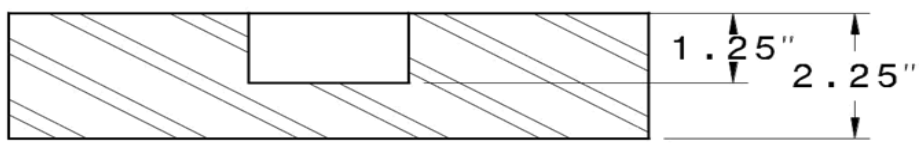


**Máquina de Impacto por gravedad**

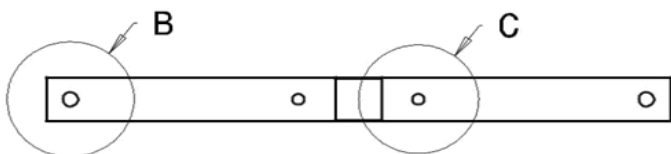
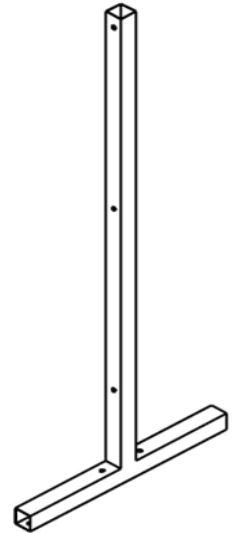
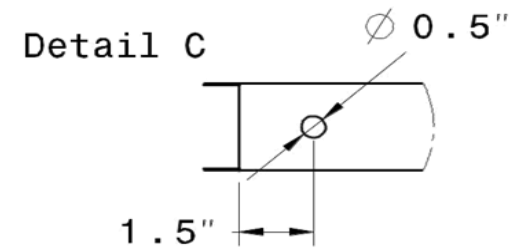
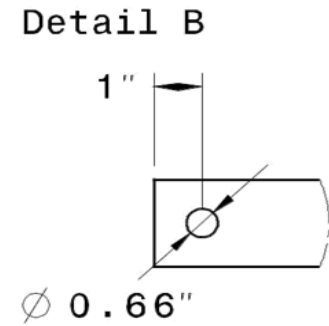
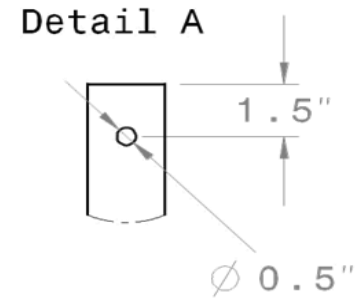
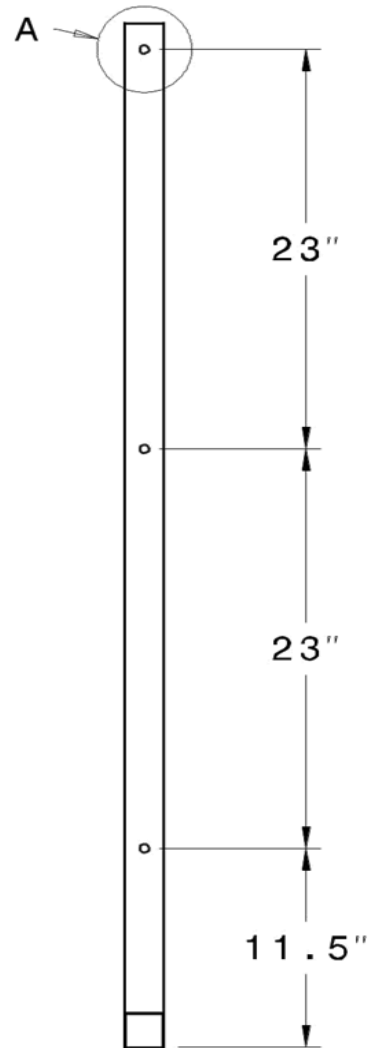
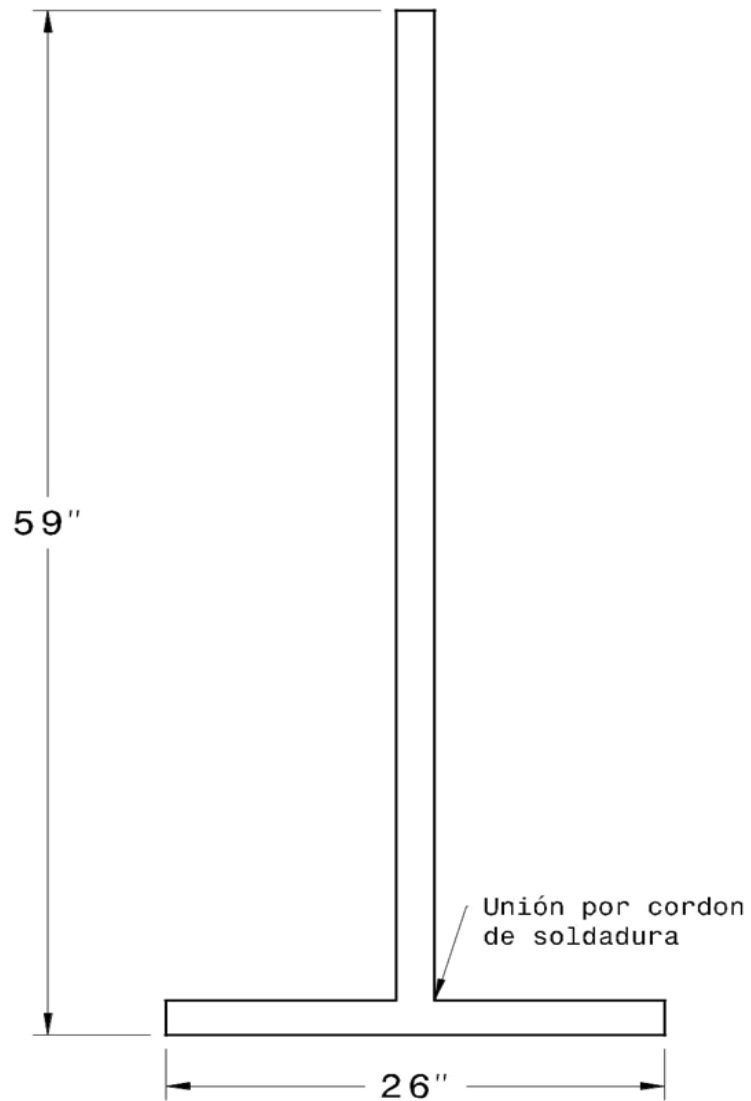
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo:  Ensamble máquina de impacto
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



Section view A-A



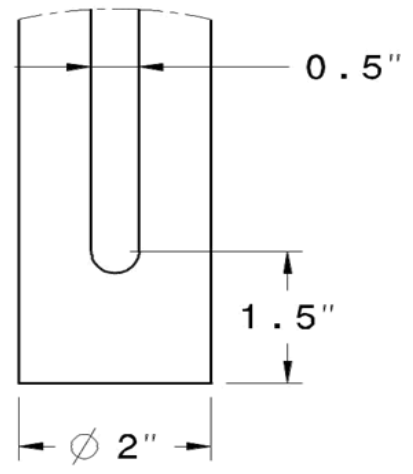
Máquina de Impacto por gravedad		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo:  <b>Base</b>
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



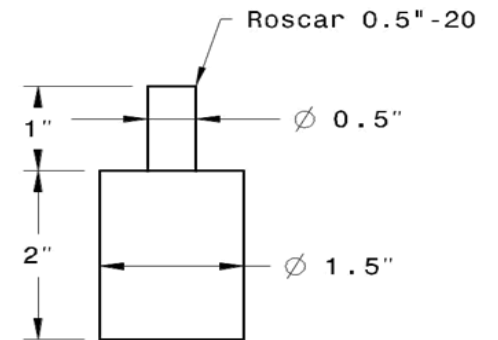
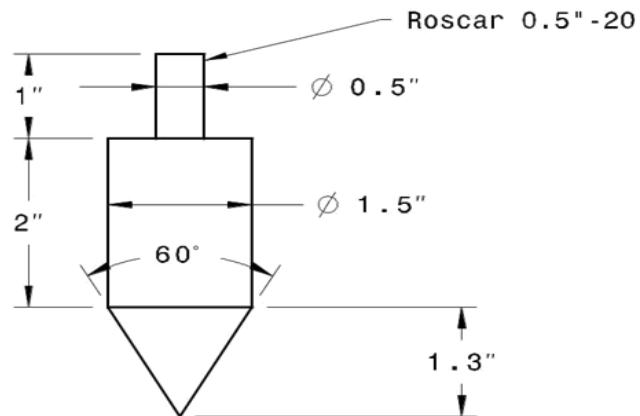
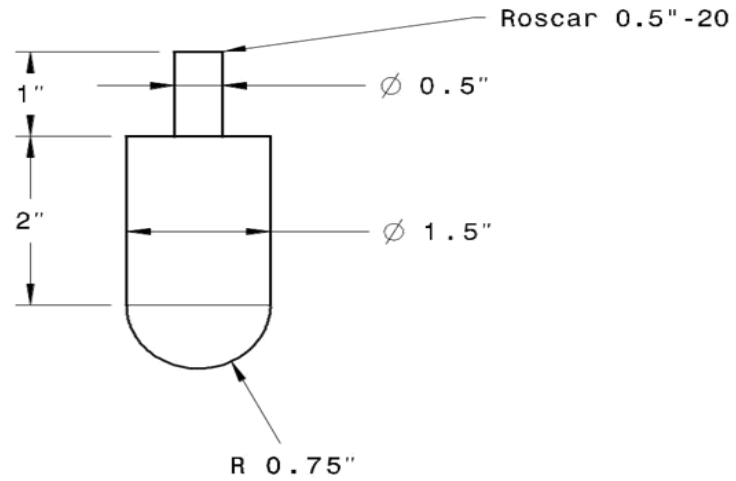
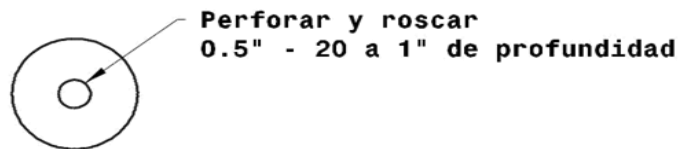
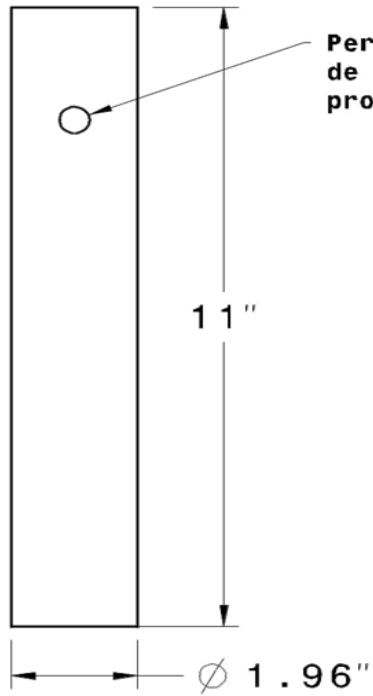
Máquina de Impacto por gravedad		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Título de Dibujo:
Revisado por:	Fecha:	<b>Soporte Lateral</b>
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



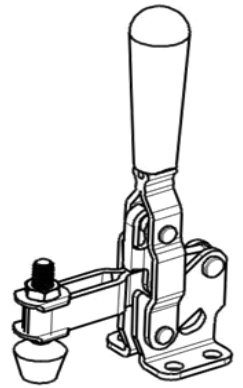
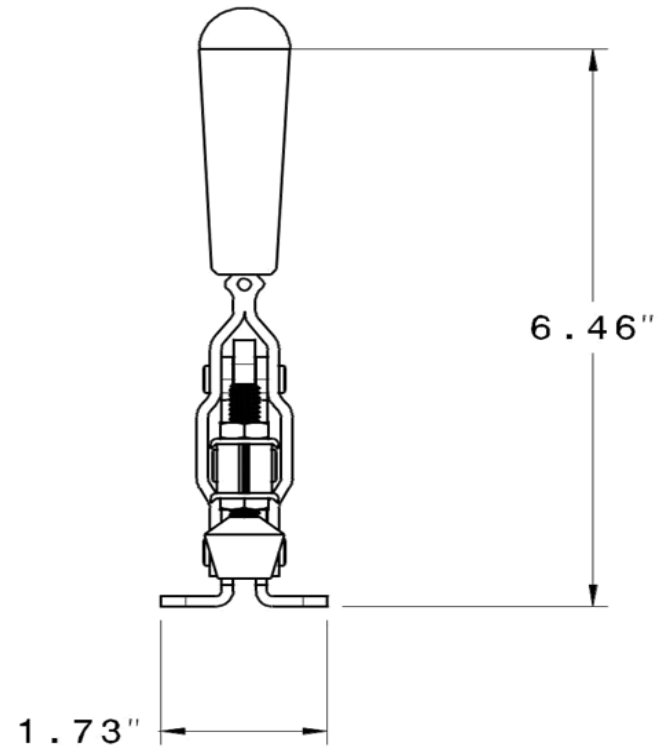
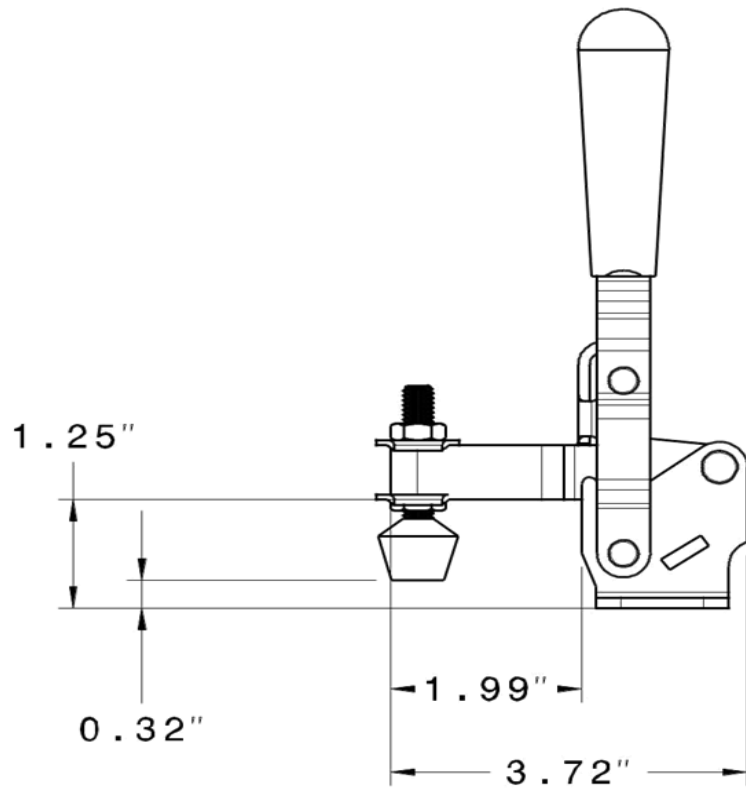
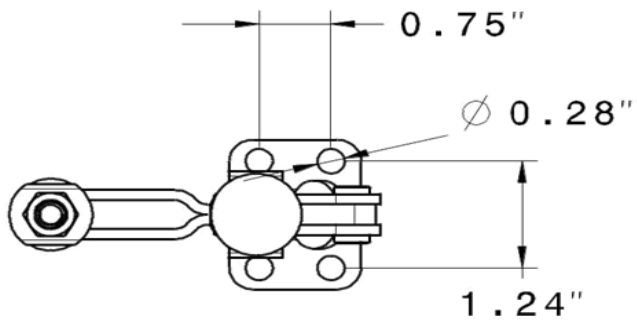
Detail A



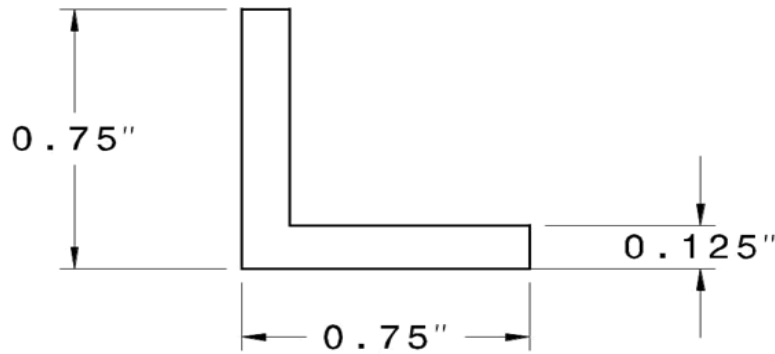
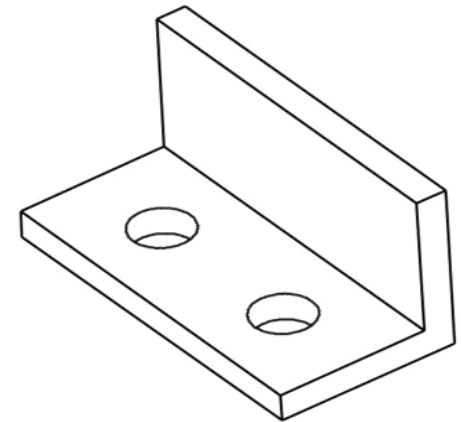
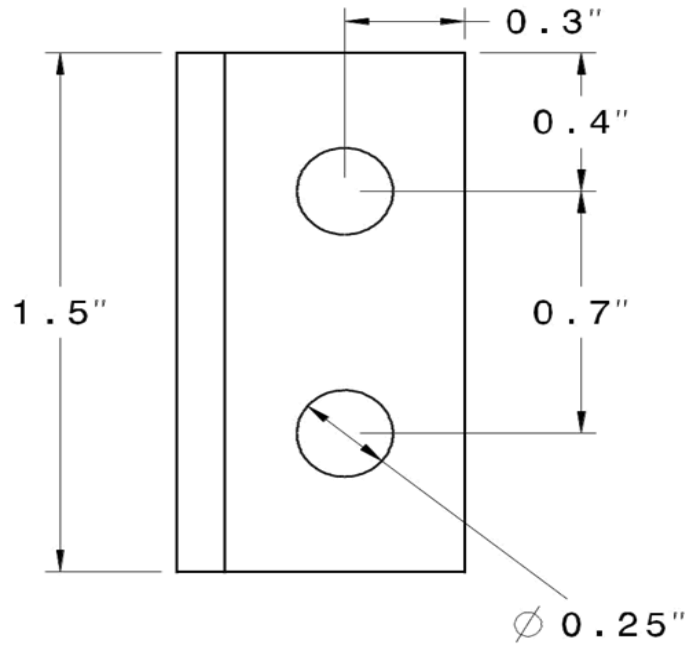
<b>Máquina de Impacto por gravedad</b>		
<b>Diseñado por:</b> Eduardo Martinez	<b>Fecha:</b> 11/03/16	<b>Título de Dibujo:</b>  <b>Tubo Guia</b>
<b>Revisado por:</b>	<b>Fecha:</b>	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



<b>Máquina de Impacto por gravedad</b>		
<b>Diseñado por:</b> Eduardo Martinez	<b>Fecha:</b> 11/03/16	<b>Titulo de Dibujo:</b>  <b>Identador</b>
<b>Revisado por:</b>	<b>Fecha:</b>	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1

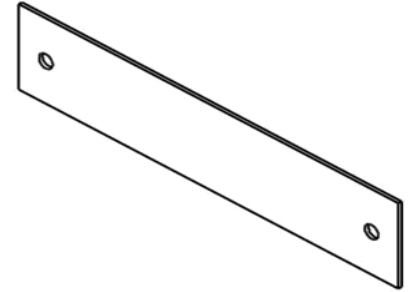
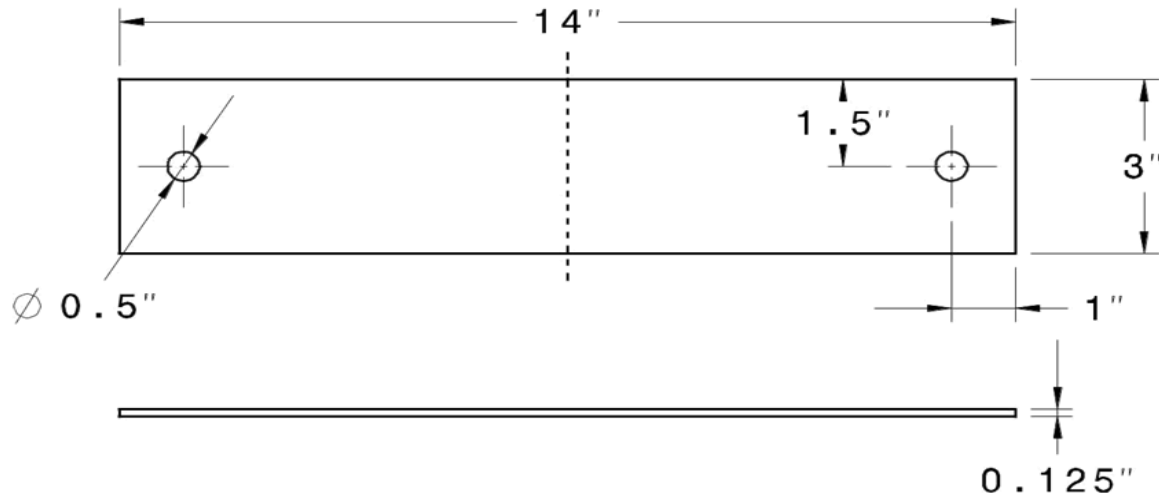


Máquina de Impacto por gravedad		
Diseñado por: Eduardo Martínez	Fecha: 11/03/16	Título de Dibujo: Ajustador de Palanca
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1

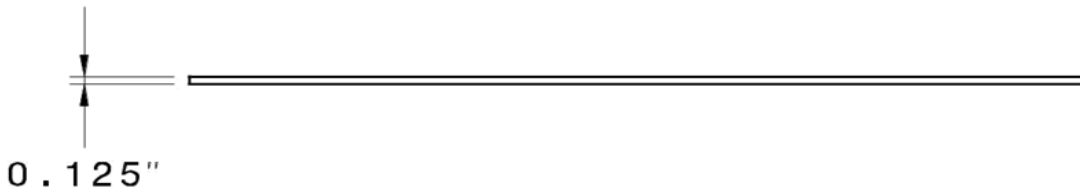
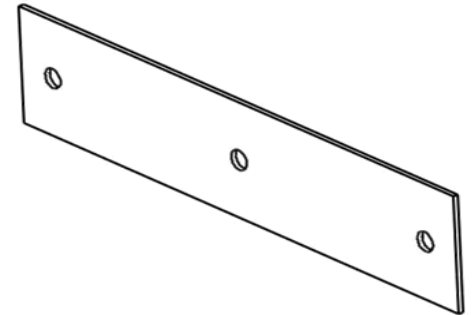
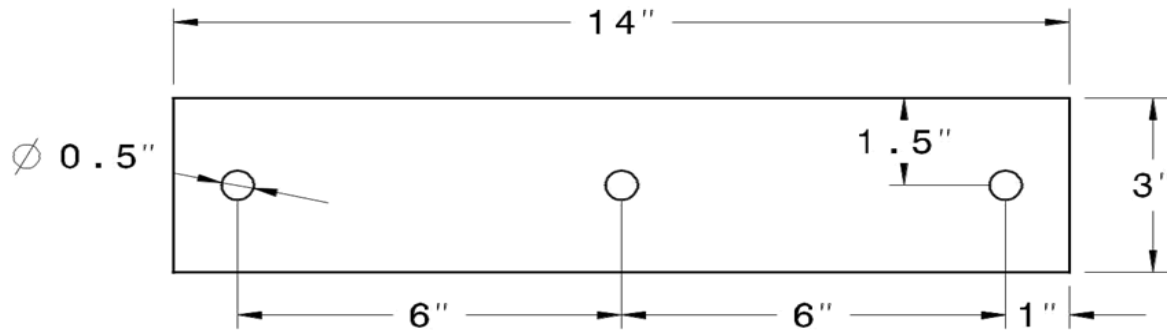


Máquina de Impacto por gravedad		
Diseñado por: Eduardo Martínez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo:  <b>Angulo</b>
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1

### Placa de Soporte Laterales



### Placa de Soporte de Base



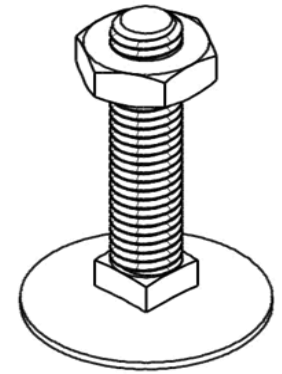
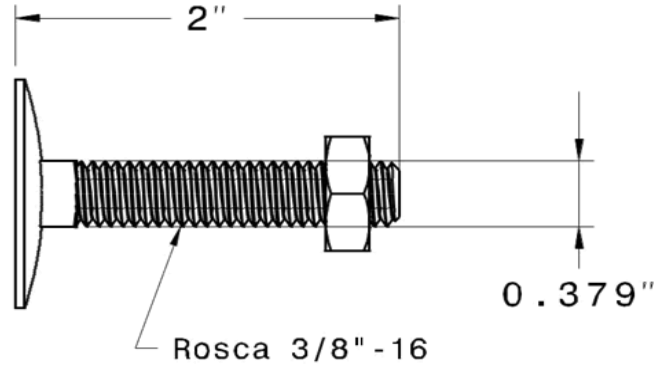
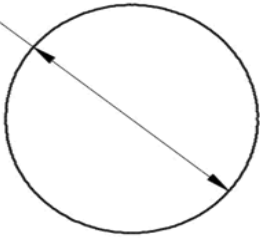
### Máquina de Impacto por gravedad

Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Título de Dibujo:
Revisado por:	Fecha:	<b>Placas de Soporte</b>

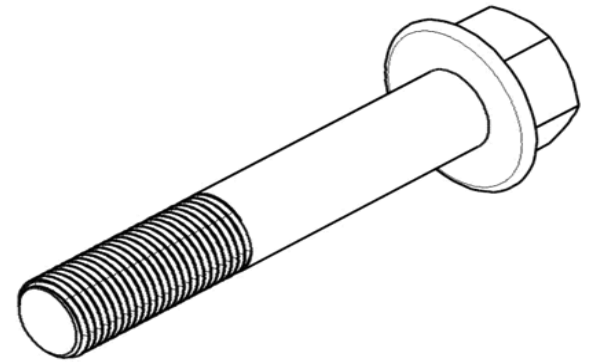
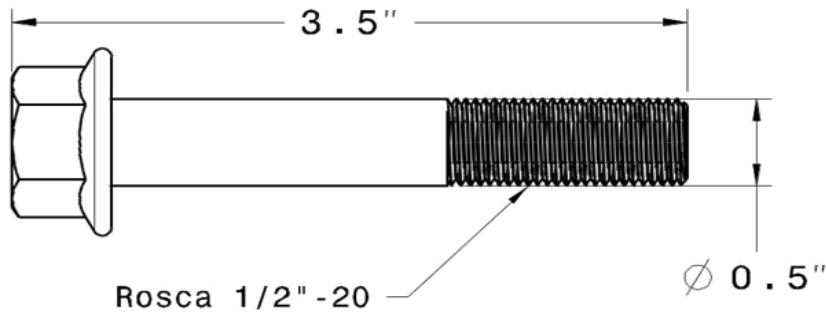
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.

Hoja  
1/1

Ø 1.31"



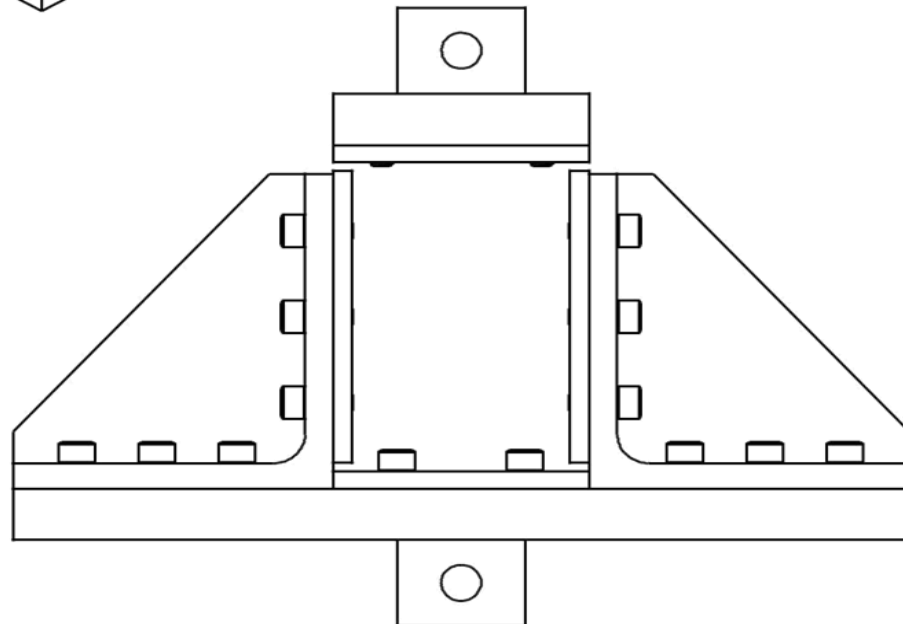
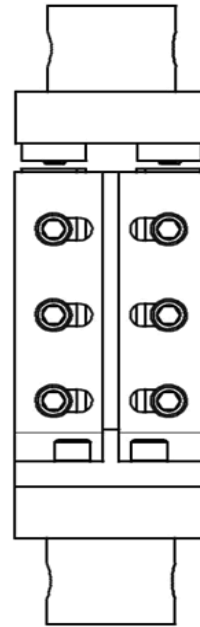
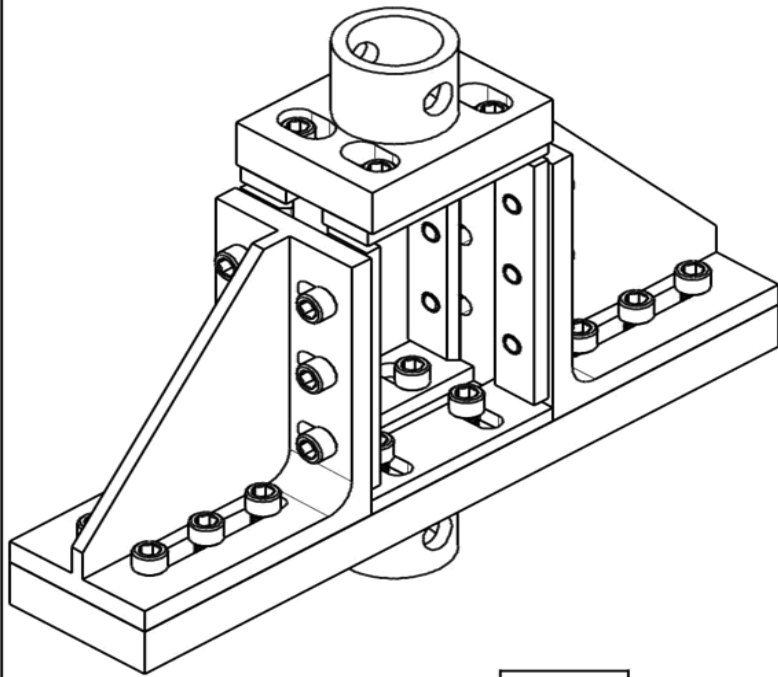
Ø 1"



<b>Máquina de Impacto por gravedad</b>		
<b>Diseñado por:</b> Eduardo Martinez	<b>Fecha:</b> 11/03/16	<b>Título de Dibujo:</b>
<b>Revisado por:</b>	<b>Fecha:</b>	<b>Tornilleria</b>
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		<b>Hoja</b> 1/1

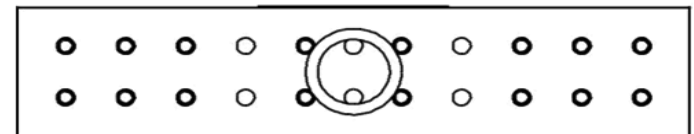
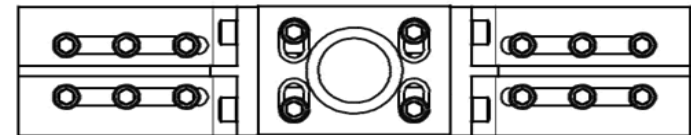
# **Anexo B**

Planos de Fixture para la prueba de CAI



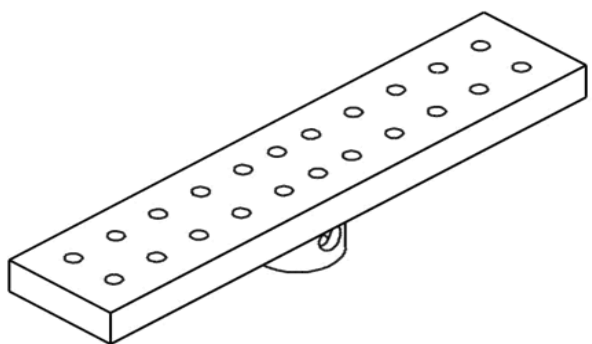
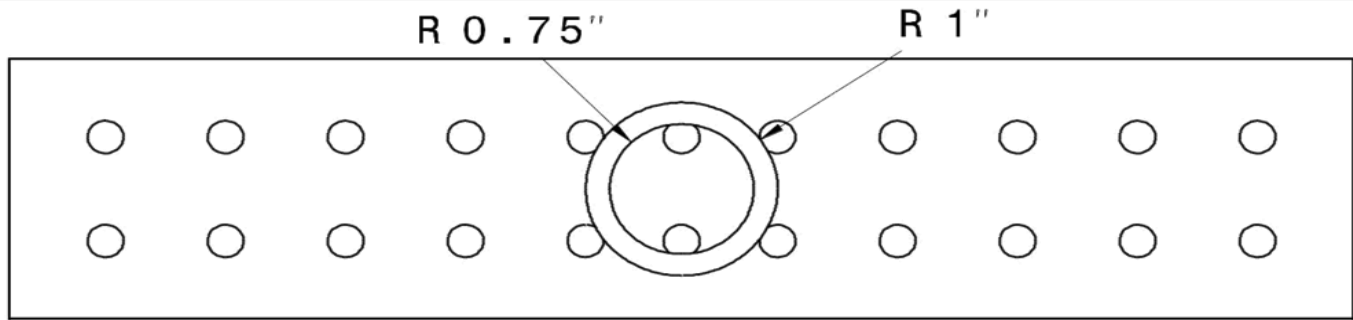
Bill de materiales: Fixture CAI

Cantidad	Parte
1	Base
2	Soportes Angulares
2	Ajustadores de Base
1	Base Superior
4	Ajustadores Laterales
2	Ajustadores superiores
16	Tornillos 0.375" x 1"
16	Tornillos 0.375" x 0.75"

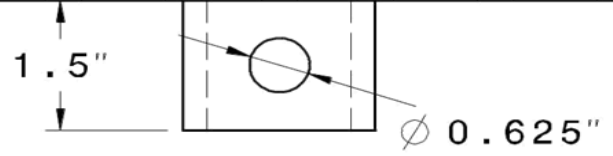
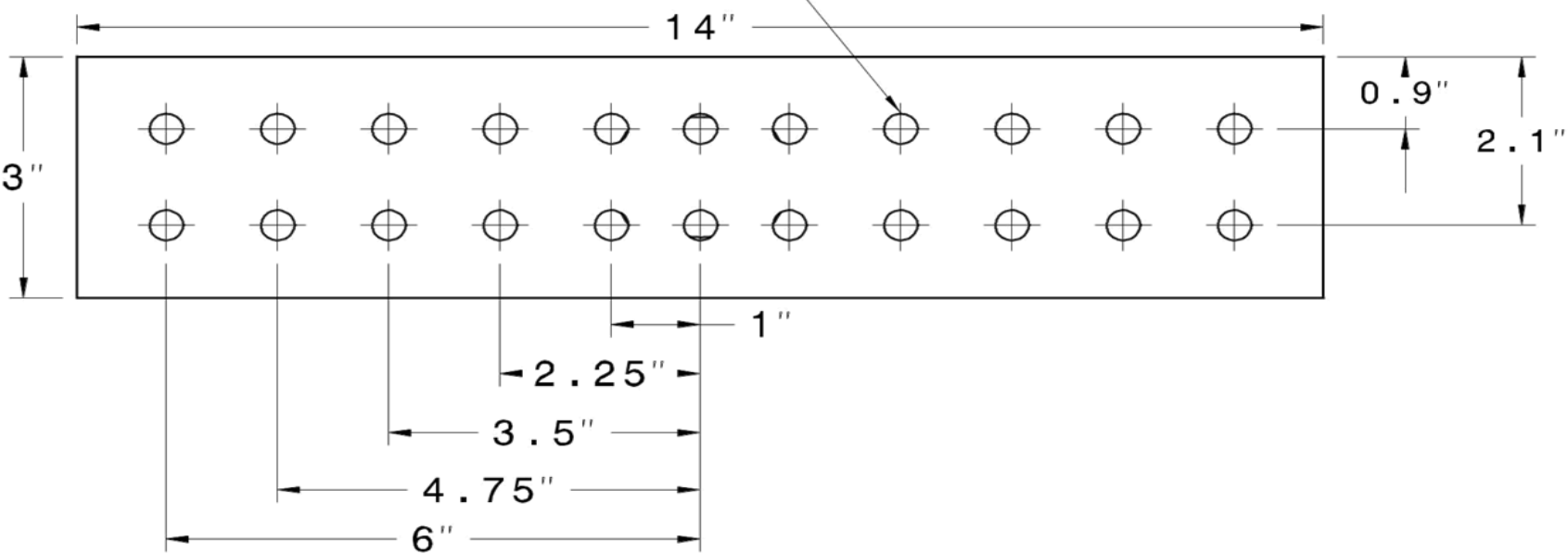


Fixture CAI Test

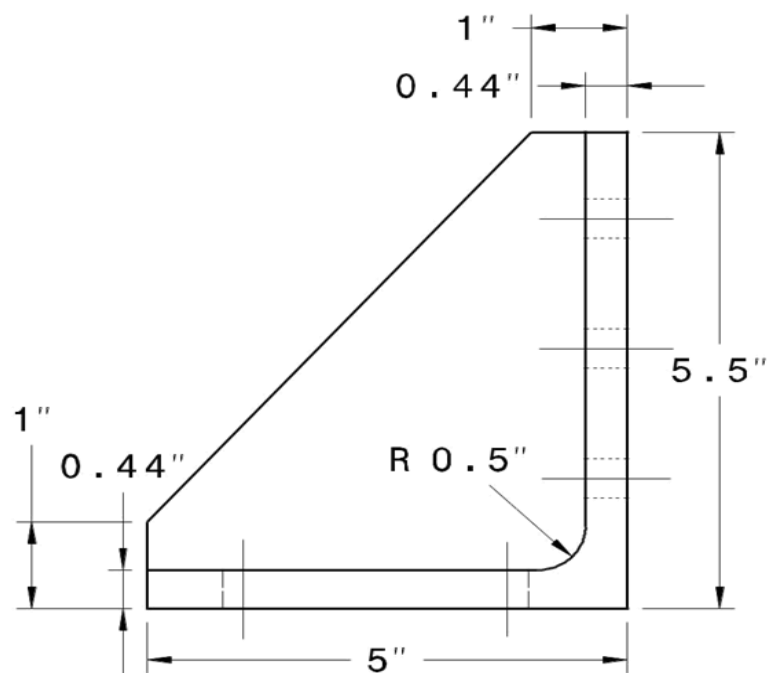
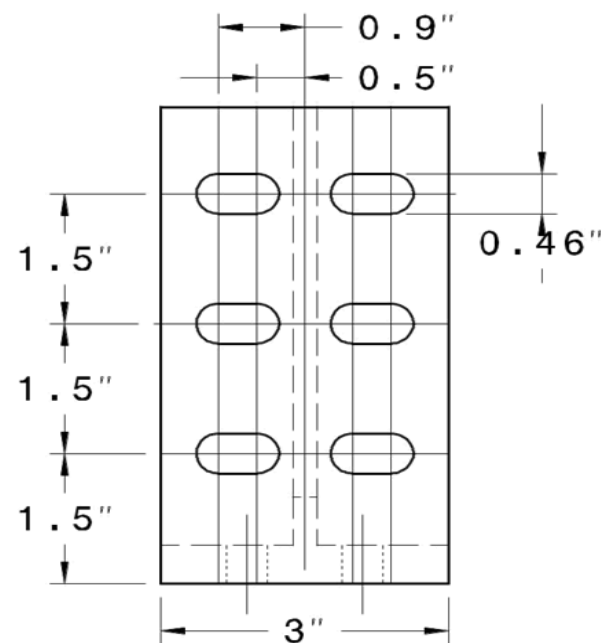
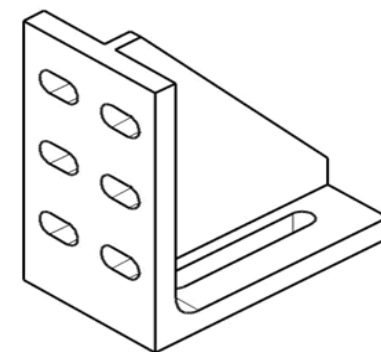
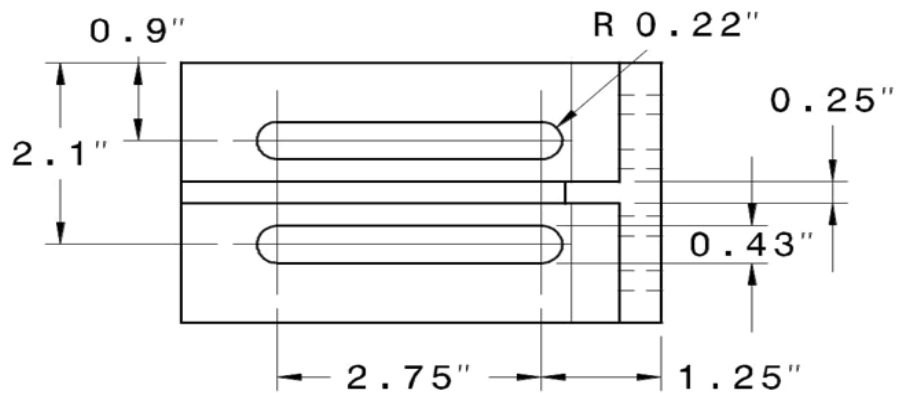
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo:
Revisado por:	Fecha:	<b>Fixture CAI</b>
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



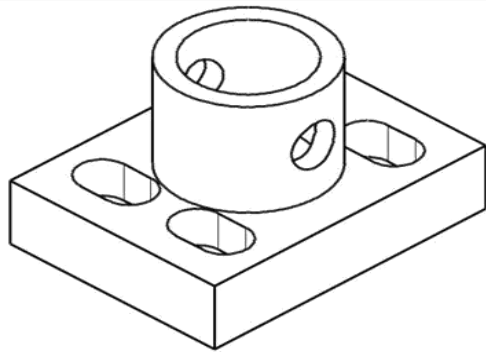
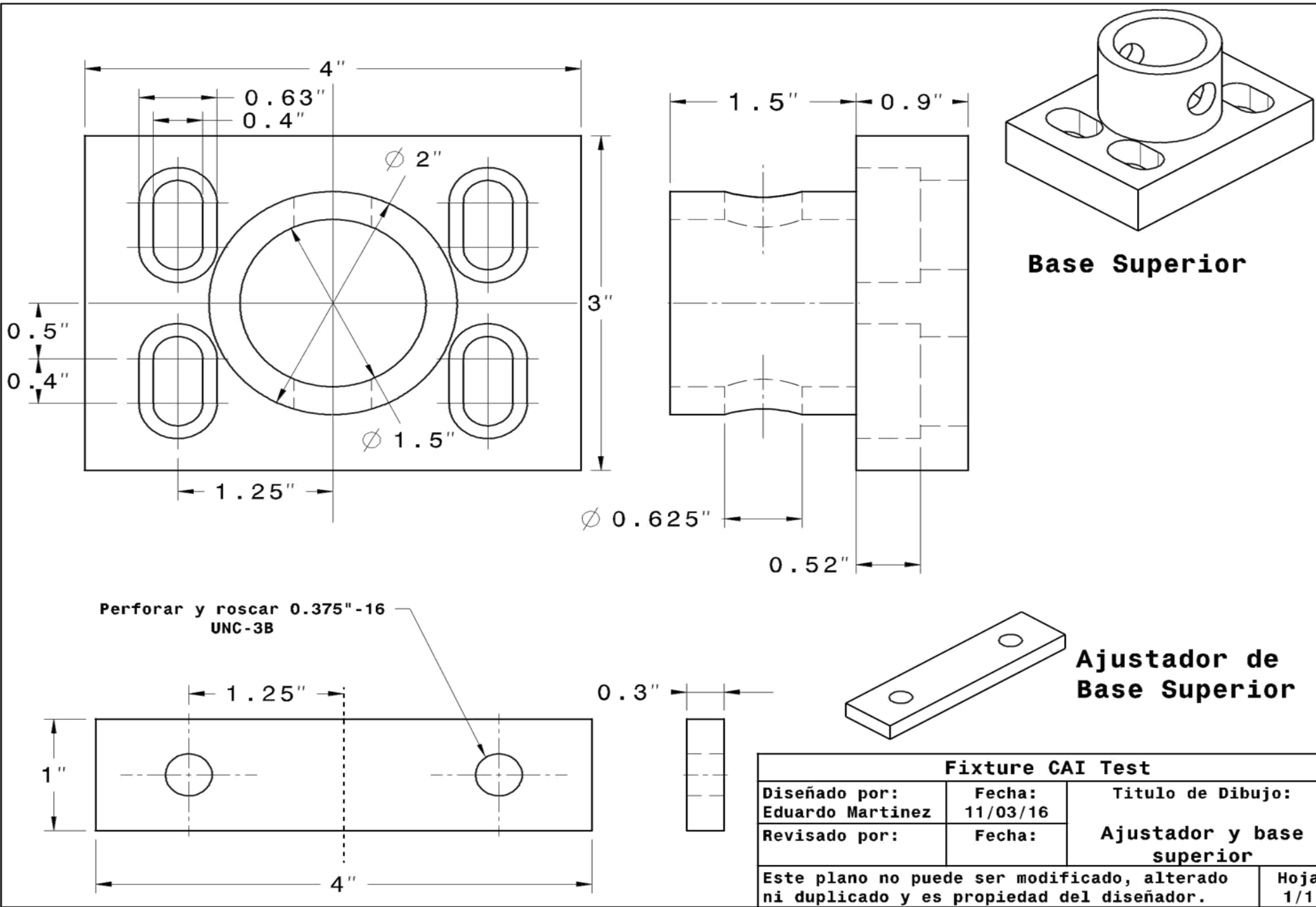
Perforar y roscar dia. 0.375"-16 UNC-3B



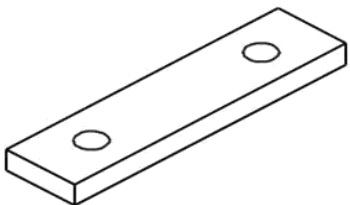
Fixture CAI Test		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo:
Revisado por:	Fecha:	<b>Base Inferior</b>
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



Fixture CAI Test		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 15/05/16	Titulo de Dibujo: <b>Soporte Angular</b>
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



**Base Superior**



**Ajustador de Base Superior**

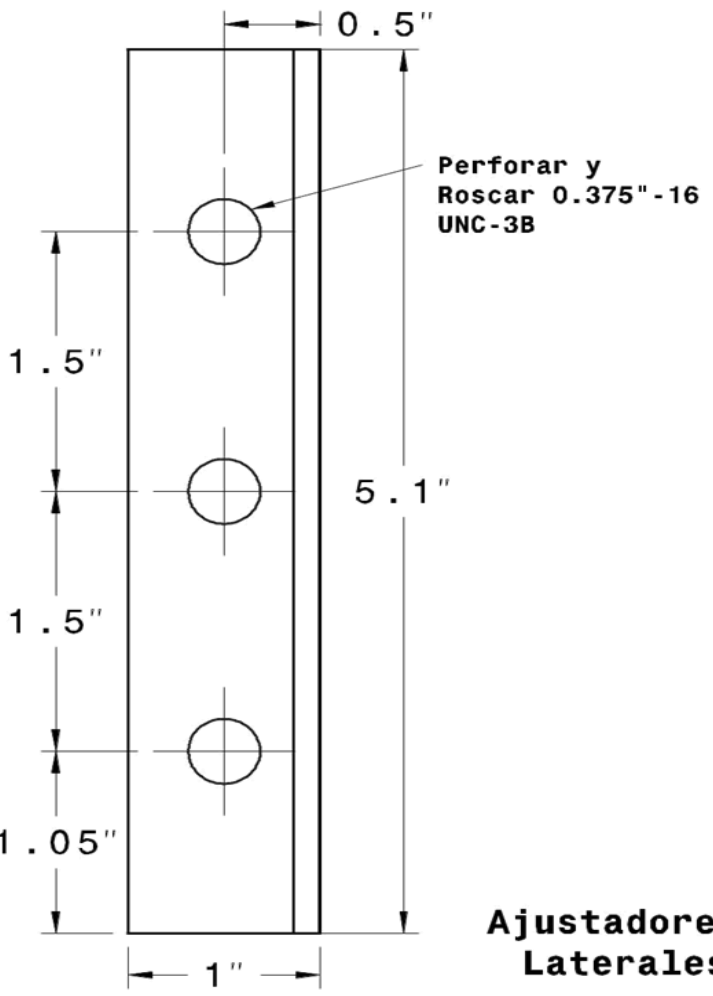
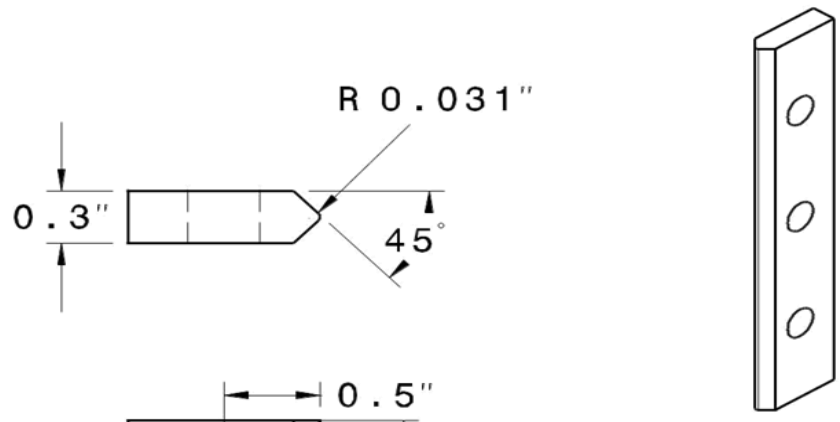
Perforar y roscar 0.375"-16  
UNC-3B

**Fixture CAI Test**

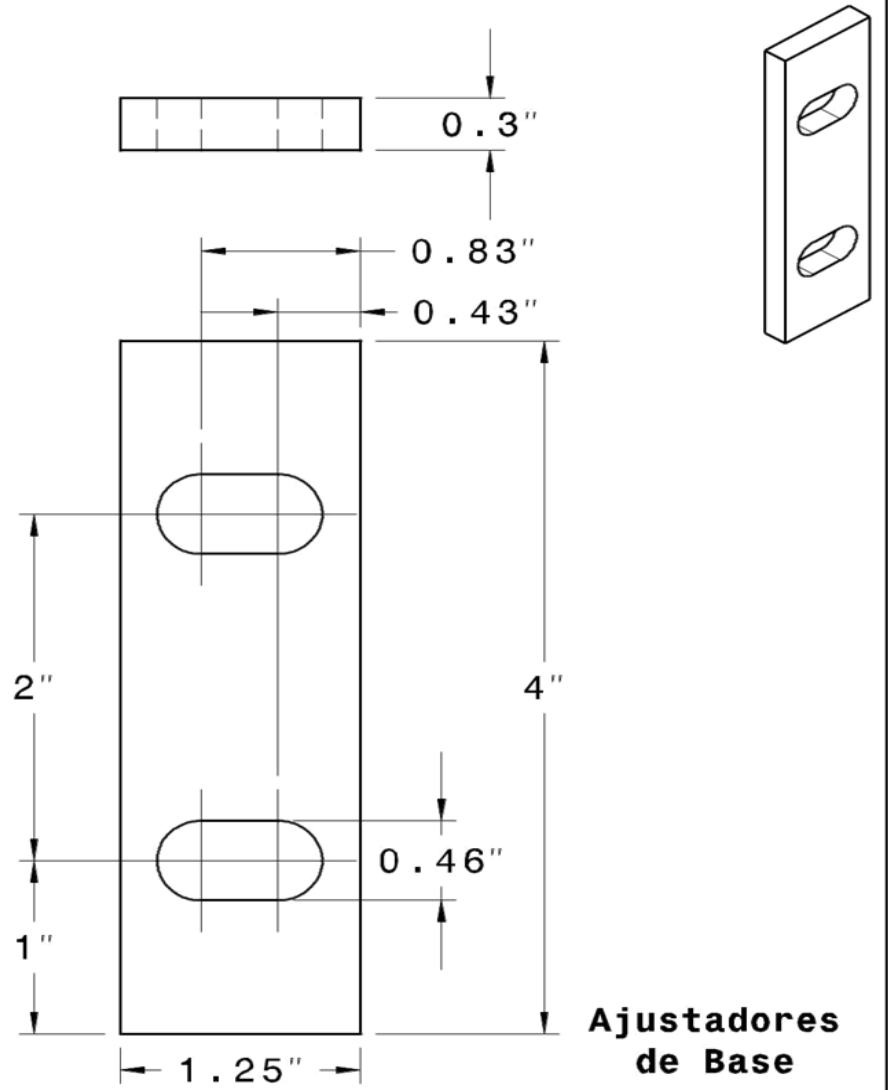
<b>Diseñado por:</b> Eduardo Martinez	<b>Fecha:</b> 11/03/16	<b>Titulo de Dibujo:</b>  <b>Ajustador y base superior</b>
<b>Revisado por:</b>	<b>Fecha:</b>	

Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.

Hoja  
1/1

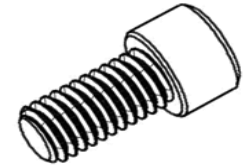
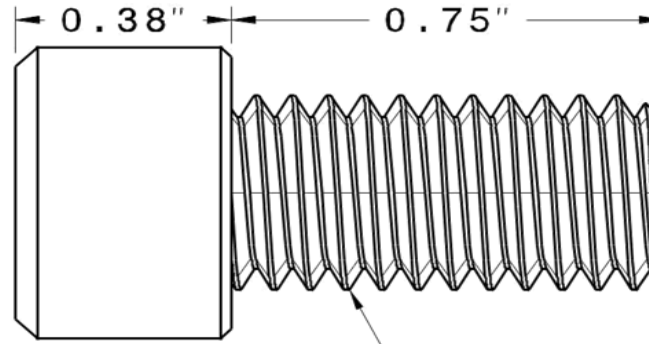
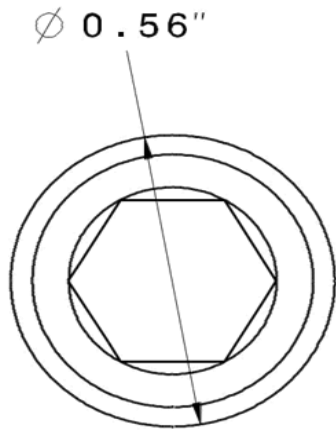


**Ajustadores Laterales**

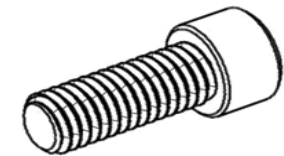
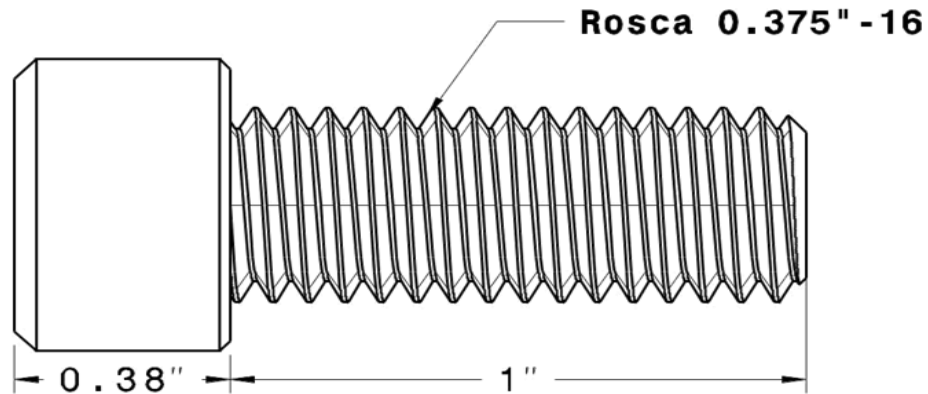
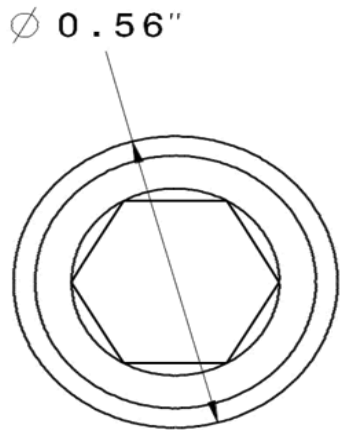


**Ajustadores de Base**

Fixture CAI Test		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 15/05/16	Título de Dibujo: Ajustadores Laterales y de base
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1



**Rosca 0.375" -16**



Fixture CAI Test		
Diseñado por: Eduardo Martinez	Fecha: 11/03/16	Titulo de Dibujo: <b>Tornilleria</b>
Revisado por:	Fecha:	
Este plano no puede ser modificado, alterado ni duplicado y es propiedad del diseñador.		Hoja 1/1