



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

TÉCNICAS DE ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS (NDT) APLICADAS A LA REPARACIÓN DE ESTRUCTURAS DE UAVs CIVILES MEDIANTE RE-INFILTRACIÓN

4.º de Ingeniería Aeroespacial
Trabajo fin de Grado

Autora:

Andrea Gilabert Martínez

Tutor:

Juan Antonio García Manrique

Valencia, 2017

*A mi principal apoyo, maestra y hermana.
Gracias por confiar en mí desde el momento cero de esta etapa.
Sin ti esto no podría haber sido posible.
Va por ti, Estefa.*

Resumen

El objetivo del presente trabajo de fin de grado (en adelante TFG) consiste en la detección de imperfecciones en placas de fibra de carbono después de que hayan sido impactadas y la posterior extrapolación al *frame* y al *cockpit* de un dron de carreras.

Actualmente, los plásticos reforzados con fibra de carbono (en adelante CFRP) están presentes en todas las aeronaves que navegan de un país a otro, debido a sus excelentes propiedades mecánicas, físicas y a su bajo peso. Pero no solo eso, si no que cada vez más el porcentaje de CFRP presente en las aeronaves es mayor.

Todas las placas en estudio han sido fabricadas mediante fibra de carbono preimpregnada. La CFRP ha sido cortada en cuadrados de 400x400 mm para obtener una placa final con las mismas dimensiones. A partir del mecanizado de estas placas, se han obtenido probetas de 100x150 mm como se establece en la norma AITM 1.0010. Cada una de las placas de las que se han sacado las probetas se curaron en un horno con vacío.

Una vez terminado el proceso de fabricación de las probetas que se van a estudiar, se procede a realizar el ensayo de impacto. Cada probeta se impactó con una determinada energía con la finalidad de detectar aproximadamente cuánta energía eran capaces de soportar las piezas.

Realizado el ensayo de impacto, se emplea la técnica de ultrasonidos para detectar las imperfecciones de la probetas que no se pueden observar a simple vista, como podría ser la presencia de poros o el deslaminado después del impacto. Las placas que al ser impactadas sufrieron un impacto con penetración no nos interesan puesto que se quiere estudiar el caso en el que existe daño pero no se puede apreciar a simple vista.

Todo lo mencionado anteriormente es necesario para poder proceder a la reparación de la fibra de carbono mediante reinyección de resina en la zona dañada. Este tema se abordará únicamente de forma teórica.

Palabras clave: CFRP, impacto, ultrasonidos, reparación.

Índice general

I Memoria	10
1. Introducción	11
1.1. Objetivo del documento	11
1.2. Estructura del documento	11
1.3. Motivación y justificación	12
2. Estado del arte	13
2.1. Introducción	13
2.2. Historia	13
2.3. Drones de carreras	15
2.4. Métodos de reparación. Fibra de carbono	16
2.4.1. Introducción	16
2.4.2. Métodos de reparación	16
2.5. Normativa	19
2.5.1. Normativa ensayos	19
2.5.2. Normativa competición	20
3. Materiales y equipos	21
3.1. CFRP	21
3.1.1. Proceso de fabricación	22
3.1.2. Selección del tiempo de curado de la pieza en estudio	28
3.2. Máquina de impacto	30
3.2.1. Introducción	30
3.3. Escáner de ultrasonidos	31
3.3.1. Introducción	31
3.4. Máquina de compresión	34
3.4.1. Introducción	34
4. Ensayos realizados y resultados obtenidos	36
4.1. Ensayo de impacto	36
4.2. Escáner de ultrasonidos	42
4.2.1. Puesta en marcha del escáner	42
4.2.2. Resultados obtenidos	67
4.3. Ensayo de compresión	78
4.4. Resultados Obtenidos	79
5. Conclusiones	81
5.1. Propuestas para futuros TFG	81
II Pliego de condiciones	83
6. Entorno de trabajo	84
6.1. Laboratorio de fabricación de materiales.	84

6.2. Despacho del Instituto de Diseño y Fabricación.	85
--	----

III Análisis económico	87
-------------------------------	-----------

7. Presupuesto	88
-----------------------	-----------

7.1. Introducción	88
-----------------------------	----

7.2. Tabla de presupuestos generales	88
--	----

Índice de figuras

2.1. Primeras aeronaves no tripuladas	14
2.2. Dron de ala fija usado en 1970	14
2.3. Dron de ala rotatoria	14
2.4. Dron de carreras [1]	15
2.5. Dron de carreras diseñado por el grupo	15
2.6. Avión de <i>Boeing</i> de fibra de carbono	16
2.7. Monocasco de fibra de carbono	16
2.8. Parches de reparación	17
2.9. Reparación por reinyección de resina	18
3.1. Comparación de las propiedades mecánicas de las fases[2]	22
3.2. Planta del <i>Frame</i>	23
3.3. Perspectiva del <i>Frame</i>	23
3.4. Planta del <i>cockpit</i>	23
3.5. Alzado del <i>cockpit</i>	23
3.6. Perfil del <i>cockpit</i>	24
3.7. Perspectiva del <i>cockpit</i>	24
3.8. Molde curvo para la fabricación del <i>cockpit</i>	24
3.9. Molde plano para la fabricación de las placas.	24
3.10. Teflón	25
3.11. Cera desmoldeante	25
3.12. <i>Peel ply</i>	25
3.13. Manta de absorción	25
3.14. <i>Tacky tape</i>	26
3.15. Bolsa de vacío	26
3.16. Estructura para la realización del curado	26
3.17. <i>Canopy</i> después de la fabricación	27
3.18. Placa	27
3.19. Probeta obtenida después del mecanizado	27
3.20. Placa mecanizada	27
3.21. <i>Frame</i> obtenido después del mecanizado	27
3.22. Rampa de curado de 4 horas	28
3.23. Rampa de curado de 8 horas	28
3.24. Rampa de curado de 10 horas	28
3.25. Rampa de curado de 12 horas	28
3.26. Conjunto de curados realizados	29
3.27. Arriba probeta de tracción. Abajo probeta de flexión	29
3.28. Máquina para el ensayo de impacto	31
3.29. Escáner OmniScan SX	32
3.30. Distintas distribuciones de los elementos de los palpadores.	33
3.31. Glosario palpador [6]	33
3.32. Palpador utilizado para las inspecciones	34
3.33. Palpador con ángulo de haz distinto de cero y cuña inclinada	34
3.34. Glosario para las cuñas [6]	34

3.35. Esquema fases de la reparación por re-inyección	35
3.36. Utillaje ensayo de compresión	35
4.1. Placa con un daño no visible	36
4.2. Placa con daño visible por una cara	37
4.3. Placa con daño visible por dos caras	37
4.4. Escáner OmniScan SX	38
4.5. Desplazamiento-Tiempo (3.5 Julios)	38
4.6. Desplazamiento-Tiempo (5 Julios)	38
4.9. Desplazamiento-Tiempo (12 Julios)	39
4.10. Desplazamiento-Tiempo (15 Julios)	39
4.7. Desplazamiento-Tiempo (9 Julios)	39
4.8. Desplazamiento-Tiempo (10 Julios)	39
4.11. Desplazamiento-Tiempo (16 Julios)	39
4.12. Desplazamiento-Tiempo (20 Julios)	39
4.13. Desplazamiento-Tiempo (25 Julios)	40
4.14. Energía-Tiempo (3.5 Julios)	40
4.15. Energía-Tiempo (5 Julios)	40
4.18. Energía-Tiempo (12 Julios)	41
4.19. Energía-Tiempo (15 Julios)	41
4.16. Energía-Tiempo (9 Julios)	41
4.17. Energía-Tiempo (10 Julios)	41
4.20. Energía-Tiempo (16 Julios)	41
4.21. Energía-Tiempo (20 Julios)	41
4.22. Energía-Tiempo (25 Julios)	42
4.23. Pantalla de inicio del escáner	43
4.24. Pantalla principal escáner	43
4.25. <i>Menu Screen</i>	44
4.26. Todos los menús del escáner	44
4.27. Sub-menús del menú <i>Wizard</i>	45
4.28. Parámetros a variar del sub-menú <i>Part and Weld</i>	46
4.29. Primera pantalla de parámetros a variar del sub-menú <i>Setup</i>	47
4.30. Segunda pantalla de parámetros a variar del sub-menú <i>Setup</i>	47
4.31. Diferencia en la selección del primer elemento	48
4.32. Tercera pantalla de parámetros a variar del sub-menú <i>Setup</i>	48
4.33. Cuarta pantalla de parámetros a variar del sub-menú <i>Setup</i>	49
4.34. Ventana del sub-menú de calibración	50
4.35. Parámetros a variar en el sub-menú <i>General</i>	51
4.36. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Pulser</i>	51
4.37. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Receiver</i>	52
4.38. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Beam</i>	52
4.39. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Advanced</i>	53
4.40. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Cursors</i>	53
4.41. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Reading</i>	54
4.42. Parámetros a variar en el sub-menú <i>A-Scan Settings</i>	54
4.43. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Overlay</i>	55
4.44. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Operator Mode</i>	55
4.45. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Type Setup</i>	56
4.46. Sub-menús del menú <i>Curves Setup</i>	56
4.47. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Gates</i>	57
4.48. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Alarm</i>	57
4.49. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Output</i>	58
4.50. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Thickness</i>	58
4.51. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Probe and Wedge</i>	59

4.52. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Position</i>	59
4.53. Sub-menús del sub-menú <i>Parts</i>	60
4.54. A. Escaneo lineal - B. Escaneo sectorial	60
4.55. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Configuration</i>	61
4.56. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Aperture</i>	61
4.57. Sub-menús del sub-menú <i>Beam</i>	62
4.58. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Inspection</i>	63
4.59. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Encoder</i>	63
4.60. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Area</i>	64
4.61. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Data</i>	64
4.62. Parámetros del sub-menú <i>Start</i>	65
4.63. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Setup</i>	65
4.64. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Instrument</i>	66
4.65. Parámetros a variar en el sub-menú <i>Tools</i>	66
4.66. Parámetros a variar en el sub-menú de <i>FFT</i>	67
4.67. Escaneado placa LVI0301	68
4.68. Escaneado placa LVI0303	68
4.69. Fotografía de la placa LVI0301. Parte delantera	69
4.70. Fotografía de la placa LVI0301. Parte trasera	69
4.71. Escaneado placa LVI0501	69
4.72. Escaneado placa LVI0502	70
4.73. Escaneado placa LVI0503	70
4.74. Fotografía de la placa LVI0501. Parte delantera	70
4.75. Fotografía de la placa LVI0501. Parte trasera	70
4.76. Escaneado placa LVI0901	71
4.77. Escaneado placa LVI0902	71
4.78. Escaneado placa LVI0903	71
4.79. Fotografía de la placa LVI0901. Parte delantera	71
4.80. Fotografía de la placa LVI0901. Parte trasera	71
4.81. Escaneado placa LVI1001	72
4.82. Escaneado placa LVI1002	72
4.83. Escaneado placa LVI1003	72
4.84. Fotografía de la placa LVI1002. Parte delantera	73
4.85. Fotografía de la placa LVI1002. Parte trasera	73
4.86. Escaneado placa LVI1201	73
4.87. Escaneado placa LVI1202	74
4.88. Escaneado placa LVI1203	74
4.89. Fotografía de la placa LVI1201. Parte delantera	74
4.90. Fotografía de la placa LVI1201. Parte trasera	74
4.91. Escaneado placa LVI1503	75
4.92. Fotografía de la placa LVI1503. Parte delantera	75
4.93. Fotografía de la placa LVI1503. Parte trasera	75
4.94. Escaneado placa LVI1601	75
4.95. Escaneado placa LVI1602	76
4.96. Fotografía de la placa LVI1601. Parte delantera	76
4.97. Fotografía de la placa LVI1601. Parte trasera	76
4.98. Escaneado placa LVI2001	77
4.99. Escaneado placa LVI2002	77
4.100 Escaneado placa LVI2003	77
4.101 Fotografía de la placa LVI2002. Parte delantera	77
4.102 Fotografía de la placa LVI2002. Parte trasera	77
4.103 Escaneado placa LVI2501	78
4.104 Escaneado placa LVI2502	78

4.105	Fotografía de la placa LVI2502. Parte delantera	78
4.106	Fotografía de la placa LVI2502. Parte trasera	78
5.1.	Estructura tipo sándwich	82
5.2.	Drone con brazos cilíndricos	82

Índice de tablas

3.1. Módulo de flexión de los distintos curados	29
3.2. Módulo de Young del curado de 12 horas	30
3.3. Características del palpador 5L64-NW1	32
4.1. Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 5 Julios	79
4.2. Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 15 Julios	79
4.3. Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 25 Julios	80
7.1. Presupuestos generales	88
7.2. Presupuestos fabricación	89
7.3. Presupuestos ensayos	89

Parte I
Memoria

Capítulo 1

Introducción

1.1. Objetivo del documento

El presente documento tiene como objetivo principal la presentación del trabajo fin de grado desarrollado en el curso actual (2016-2017) como proyecto para finalizar el Grado en Ingeniería aeroespacial realizado durante los años 2013-2017 en la Escuela Técnica de Diseño de la Universitat Politècnica de València (en adelante UPV).

El proyecto consiste en detectar mediante la técnica de ultrasonidos los desperfectos generados por el impacto o por el propio proceso de fabricación. Este proyecto constituye una parte de un proyecto global que se quiere abarcar. En este proyecto global se pretende experimentar y certificar la reparación de un fuselaje mediante la reinyección de resina únicamente en la parte dañada, pero en el presente documento la reparación únicamente se va a tratar de forma teórica. Para ello se deben cumplir una serie de objetivos citados a continuación:

1. Desarrollar y analizar el escaneado, mediante la técnica de ultrasonidos, a las piezas a las que se le ha practicado el ensayo de impacto con el fin de identificar las zonas en las que la pieza ha sufrido el mayor deterioro.
2. Crear un manual básico en español del escáner que se va a utilizar para analizar las piezas impactadas ya que se carece de este tipo de información en el idioma mencionado.
3. Estudiar teóricamente como se procedería a la reparación de la pieza en estudio según los daños sufridos.
4. Fabricar el *frame* y el *cockpit* de un dron de carreras utilizando un molde plano y un molde curvo respectivamente.

1.2. Estructura del documento

Los diferentes capítulos se pueden separar en dos claro bloques. El primero de ellos será la memoria como tal y el segundo de ellos sería el presupuesto.

En los capítulos 2 y 3 se detalla de manera teórica todo lo necesario para llegar a comprender el trabajo en sí y la necesidad de realizarlo. El capítulo 2 es, concretamente, toda la teoría y evolución de todos los ámbitos relacionados con el desarrollo del trabajo. Mientras que el capítulo 3 es una introducción a todos los materiales y equipos que se van a utilizar o se han utilizado para el desarrollo del proyecto. En este capítulo es donde más se menciona el TFG de nuestro compañero puesto que es la parte que él realizó del proyecto global mencionado.

En los capítulos 4 y 6 aparecen las conclusiones y los resultados obtenidos durante la realización del proyecto. En el capítulo 6 además se desarrollan las propuestas o continuaciones para futuros TFG.

El capítulo 5 desarrolla de manera teórica los métodos de reparación que existen. Destacando que los dos primeros son los que todas las aerolíneas utilizan por estar certificados mientras que el tercero es el método que aún se encuentra en desarrollo.

El capítulo 7 forma parte del bloque del presupuesto. Aparece una introducción en la cual se explica de qué forma se va a llevar a cabo el presupuesto y se adjuntan todas las tablas de presupuestos donde aparecen todos los gastos tanto en materiales, como en ensayos necesarios para poder llevar un proyecto de este tipo a cabo.

1.3. Motivación y justificación

El hecho de que mi especialidad sea la de Aeronavegación hace que durante los cursos no haya podido profundizar tanto en el tema de los materiales por no ser objeto de estudio de la rama cursada. Por ello, decido trabajar en un TFG con el cual puedo aprender más sobre materiales, procesos de fabricación y sobre ensayos destructivos y no destructivos.

A pesar de carecer de una serie de conocimientos que mis compañeros de la rama de aeronaves sí tendrán, no veo ningún inconveniente en trabajar en un ámbito en el que no soy experta pero poseo las ganas de llegar a serlo. El hecho de trabajar y experimentar con uno de los materiales del futuro y de la actualidad de la aeronáutica creo que me abre muchas puertas para empezar en el mundo laboral. Por otro lado, es una primera toma de contacto con algo que puede ser mi futuro oficio ya que tengo la intención de realizar un máster sobre materiales.

Por otro lado el tema de la reparación que se quiere abordar y que se propone como un futuro TFG es algo novedoso en el mercado. Hoy en día ya se repara el fuselaje cuando sufre algún daño como es obvio, pero no se realiza mediante el método propuesto ya que éste no está certificado por las aerolíneas como procedimiento para reparar el fuselaje de forma permanente. Por tanto, lo que se intenta demostrar es que el procedimiento propuesto es igual de válido que el utilizado actualmente para una reparación permanente. Pero antes de proceder a la reparación se necesitan realizar una serie de ensayos. Entre esos ensayos se encuentra el ensayo realizado principalmente en este TFG, que es un ensayo no destructivo utilizando la técnica de ultrasonidos. Es un ensayo crucial ya que para realizar la reparación por reimpregnación de resina es necesario conocer la geometría de la rotura.

El hecho de fabricar el *frame* y el *cockpit* de un drone de carreras es debido a que se ha estado trabajando desde Enero con un grupo de amigos en el diseño y la fabricación de un prototipo de dron de carreras. La idea surgió a partir de participar como voluntarios en la segunda carreras de drones *amateur* que se realizó en el pabellón de deportes de la UPV. Se ha decidido realizar las partes estructurales de un dron de carreras con la finalidad de que en un futuro se pueda realizar la propia reparación en estos componentes como comprobación del método expuesto.

Por otro lado, el dron se crea con vistas a participar en el evento internacional ,creado por el grupo D.R.O.N.E de la UPV, que se celebrará en Septiembre en el pabellón de deportes de la misma politécnica.

Destacar, también, que la idea de realizar esta parte del proyecto global mencionado nace del TFG de un compañero, Antonio Hernández-Francés. El presente proyecto es una continuación del de Antonio y por ello se hará referencia a su proyecto en varias ocasiones.

Capítulo 2

Estado del arte

2.1. Introducción

En estos últimos años los materiales que componen las aeronaves han ido evolucionando y cambiando según las necesidades y los avances tecnológicos que han ido surgiendo. Lo que en un principio era un sueño, hoy en día es una realidad y constituye uno de los medios de transporte que más personas mueve al día.

La evolución a nivel estructural de las aeronaves disminuye con el paso de los años, ya que es un ámbito en el que el desarrollo casi ha alcanzado su máximo aunque aún siguen habiendo mejoras pero lentamente. En cambio, a nivel de materiales, la evolución continúa debido a que siguen apareciendo nuevos materiales con mejores propiedades que los ya existentes o simplemente se mejoran los procesos de fabricación de los materiales ya conocidos.

En la actualidad, el porcentaje de la aeronave fabricado mediante materiales compuestos asciende a poco más de la mitad, es decir, un 60 % aproximadamente. Algunas de las propiedades mecánicas que se le exige a los materiales que componen una aeronave son capacidad para soportar temperaturas extremas y alta resistencia al impacto, a la corrosión y a la fatiga. Los materiales compuestos suelen cumplir todas estas características además de la baja densidad que poseen, de ahí que sean el sustituto principal del aluminio.

El hecho de que cada vez el porcentaje de la aeronave fabricada con este material sea mayor hace necesario desarrollar técnicas capaces de repararlo sin necesidad de tener parada la aeronave en un hangar durante horas.

Uno de los accidentes más típicos que puede sufrir una aeronave es el impacto de aves cosa que podría dañar alguna parte del fuselaje. En el caso de poder realizar una reparación por reinyección de resina no se tendría que retirar toda la zona dañada y sustituirla por un parche, método que se realiza en la actualidad y que es bastante lento.

Las aeronaves también están evolucionando a nivel de concepto, ya que lo que para nosotros hoy es un dron puede que mañana sea la descripción de aeronave. Todos los avances en el ámbito de materiales realizados en una aeronave son extrapolables a los drones, y sobre todo a los drones de carreras ya que el bajo peso es una de las principales características que deben cumplir estos aparatos para competir. La fibra de carbono es el material por excelencia usado para la fabricación de estas pequeñas aeronaves junto con el aluminio.

2.2. Historia

La creación de una aeronave no tripulada controlada por radiocontrol no podría haber sido posible sin el descubrimiento de otros inventos anteriores a los drones. Hablamos de inventos como la radio, el giroscopio o la evolución de los materiales compuestos.

Actualmente, cuando escuchamos la palabra *dron* lo asociamos con las aeronaves que estamos acostum-

brados a ver en internet o en las noticias, pero este término nació mucho antes de lo que imaginamos. A mediados del siglo XIX apareció la idea de *aeronave no tripulada*. El ejército austriaco utilizó unos 200 globos aerostáticos no tripulados cargados de bombas para atacar al enemigo. Pero no fue hasta principios del siglo XX cuando apareció la idea de lo que hoy en día conocemos como *drone*, es decir, una aeronave no tripulada controlada remotamente.

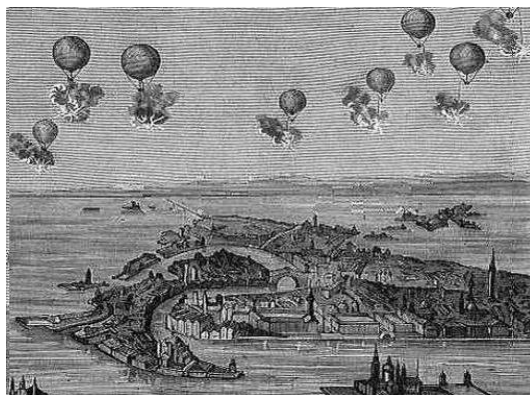


Figura 2.1: Primeras aeronaves no tripuladas

Este tipo de aeronaves nacieron en un ámbito militar. Señalar que todas las innovaciones que se han ido implementando en estos aparatos surgen de una necesidad durante las épocas de guerra, especialmente durante la Segunda Guerra Mundial y la Guerra Fría. Una vez finalizada la Guerra Fría, todos aquellos avances tecnológicos se intentaron implementar en el ámbito civil, incluyendo el caso de los drones. La mayoría de los drones que se usaron durante las guerras eran de ala fija. En 1994 se realizó el vuelo del primer dron capaz de usar el sistema de posicionamiento GPS. (figura 2.3)



Figura 2.2: Dron de ala fija usado en 1970



Figura 2.3: Dron de ala rotatoria

En cuanto a los materiales compuestos, están formados por dos componentes: la matriz y el refuerzo. La matriz es la fase continua en la que se impregnan las fibras de refuerzo y el refuerzo es esa fase dispersa que le proporciona a la matriz una serie de características que por sí sola no tendría.

Al igual que el resto de sectores, los materiales compuestos también han ido evolucionando con la historia. Los primeros que el hombre comenzó a usar en la historia fueron las maderas. Existen diferentes tipos de maderas, pero todas ellas tienen un punto en común y es que presentan una matriz celulósica reforzada con fibras de lignina.

Otro claro ejemplo de materiales compuestos son los cementos y hormigones de construcción. Anti-

guamente se utilizaba el adobe que es una mezcla entre arcilla y paja, pero actualmente el material más importante y conocido en este entorno es el hormigón formado por una matriz cerámica y un refuerzo de grava y arena.

Hoy en día, uno de los materiales compuestos más utilizados dentro de la automoción de alta competición y de la aeronáutica son los CFRP.

2.3. Drones de carreras

Para poder explicar que es un dron de carreras necesitamos conocer lo que significa el término dron. La RAE¹ lo define como “*Aeronave no tripulada*”. Los drones de carreras no se venden en el mercado actual, lo normal es que sean los propios pilotos los que los monten desde cero y decidan que componentes van a constituir su dron. Sí que es cierto que cada vez más existen los llamados *kits* en los que te vienen todos los componentes y únicamente has de montarlo, pero los verdaderos pilotos de carreras compran componente por componente sabiendo cuales son las características que más les interesa para la competición.

Este tipo de drones se caracterizan principalmente por el bajo tamaño y peso. Otra de las características que presentan es que necesitan un sistema FPV (*First Person View*) para poder ser pilotadas. Este sistema consiste en pilotar el dron usando una gafas que te muestran lo que ve el dron en primera persona. Es muy útil ya que debido a las velocidades que alcanza es casi imposible mantener el contacto visual con la aeronave. El dron lleva incorporada una cámara cuya imagen se transmite a una frecuencia típica de 2.4 GHz o 5.8 GHz a las gafas del piloto.

La emisora, el dron y las gafas están conectadas vía radio y deben transmitir con suficiente velocidad para permitir un control efectivo. En un principio las gafas únicamente las necesita el piloto, pero los espectadores de la carrera pueden usar unas gafas también para ver lo mismo que ve el piloto únicamente conectándolas a la frecuencia a la que se encuentre volando el dron que quieren seguir.

Los drones de carreras utilizan prácticamente toda su energía en avanzar mientras que otros drones como pueden ser los de grabación o fotografía utilizan la energía generada en mantenerse en el aire. Estos drones debido a su bajo peso y al par de sus motores son capaces de maniobrar y acelerar bruscamente y con agilidad, cosa que hace que los controles se conviertan en algo sensible y se requiere mucha habilidad y reacción rápida por parte del piloto.

Es posible pensar que se podría competir con cualquier aeronave no tripulada en competiciones de drones, pero lo cierto es que cada competición obliga a cumplir ciertos estándares y por eso la organización es la que decide que tipo de aeronaves pueden competir y cuales no, si se les va a dividir en categorías según el peso y demás aspectos para que la carrera se desarrolle lo mejor posible.

[1]



Figura 2.4: Dron de carreras [1]

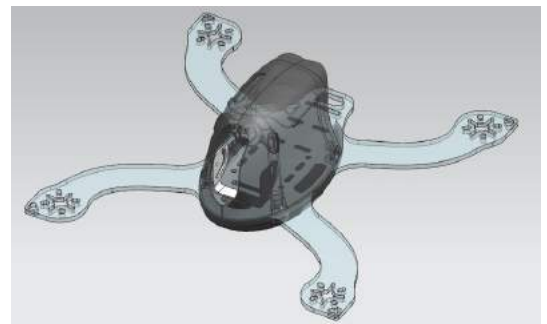


Figura 2.5: Dron de carreras diseñado por el grupo

¹Real Academia de la lengua Española

2.4. Métodos de reparación. Fibra de carbono

2.4.1. Introducción

A mediados del siglo XX² se comenzó a experimentar con la fibra de carbono como refuerzo por las excelentes propiedades mecánicas que presentaba. En los primeros experimentos no consiguieron alcanzar el objetivo propuesto debido al proceso de fabricación utilizado. Hasta 1963 este material no alcanzó su punto de mayor potencial.

El uso de los CFRP en la industria del automóvil de alta competición nace a finales del siglo XX cuando *McLaren* (escudería de Fórmula 1) presentó un modelo de monocasco construido con fibra de carbono, ya que hasta ese momento el chasis de los coches se fabricaba de aluminio (figura 2.7).

Hoy en día, lo más normal y común es que todos los monoplazas que participan en la alta competición, estén fabricados con fibra de carbono.

En el caso del sector aeronáutico, fue en 2007 cuando la empresa *Boeing* presentó el primer avión principalmente construido con materiales compuestos (figura 2.6). Debido a las características que presenta este material, baja densidad y gran resistencia, las dos empresas más grandes del sector aeronáutico han estado sustituyendo todo el aluminio que conformaba una aeronave por materiales compuestos y en concreto por los CFRP.

Anterior a 2007, otras empresas como *Rolls-Royce* intentaron incluir la fibra de carbono dentro de la aeronave. Esta empresa se dedicó, alrededor de unos tres años, a fabricar los álabes del compresor de los motores de las aeronaves de fibra de carbono. Este “avance tecnológico” cesó en el momento en el que se dieron cuenta de que los álabes fabricados con este material eran muy vulnerables a los impactos de aves.



Figura 2.6: Avión de *Boeing* de fibra de carbono



Figura 2.7: Monocasco de fibra de carbono

En los drones de carreras, como se ha mencionado anteriormente, el material por excelencia es la fibra de carbono. No podemos hablar de evolución puesto que el término de drones de carreras apareció hace un par de años. Bajo peso y resistente a impactos son dos de las características que debe cumplir la estructura que conforma el dron, por ello uno de los claros candidatos es la fibra de carbono.

2.4.2. Métodos de reparación

Actualmente, existen diferentes formas de proceder a la reparación de una pieza fabricada mediante composites dependiendo de la gravedad y el tipo de daño sufrido. Generalmente, si hablamos de un daño grave la zona afectada debe de ser retirada y reemplazada hecho que supone un procedimiento caro y de larga duración. En cambio, si hablamos de un daño menos grave o más localizado que el anterior, lo conveniente es aislar el daño y repararlo manteniendo la integridad de la estructura y ahorrando tiempo y dinero. Los métodos que existen hoy en día para la reparación de este tipo de material se detallan un poco más a continuación.

²Aproximadamente 1958

Patch repair

Uno de los métodos más comunes de reparación es la reparación por parcheado, es decir, sustituir la parte dañada de la pieza por un parche del mismo material. La función principal del parche es la de repartir las tensiones a lo largo de toda la pieza evitando así que éstas se concentren en la parte afectada.

Para proceder a la reparación se necesita, en primer lugar, preparar la superficie de tal forma que se retiren todas las capas perjudicadas para que posteriormente puedan ser sustituidas por los parches. Los parches utilizados tienen los bordes redondeados como se puede observar en la figura 2.8. La colocación de éstos depende del número de capas y de las orientaciones de cada capa, ya que el parche debe sustituir por completo la zona retirada. El hecho de que los parches posean los bordes redondeados es debido a que los bordes rectos son concentradores de tensiones.

Anteriormente, el parche se colocaba con la ayuda de tornillos pero lo único que se conseguía era que las cargas se concentraran entonces en los tornillos en sí. Actualmente, el método utilizado para la colocación del parche es mediante adhesivo de tal forma que la concentración de tensiones se reduce un 30 %. Utilizando el método de fijación del parche por adhesivo, la superficie debe de estar correctamente preparada para que la adhesión sea lo más perfecta posible.

El parche, a parte de repartir las tensiones, únicamente cubre el área dañada pero los daños internos como la deslaminación sigue sin ser reparados utilizando este método. Este hecho es muy común en composites después de un impacto y además es algo muy grave puesto que la deslaminación lleva a rotura por fatiga.

Otra de las desventajas que presenta este procedimiento de reparación es que al ser colocada por encima de la propia estructura, aerodinámicamente perjudica a la pieza.

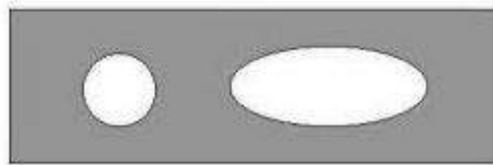


Figura 2.8: Parches de reparación

Obviamente con este tipo de reparación no se puede conseguir que la estructura reparada sea tan resistente como la original, generalmente se obtiene una estructura que es entre un 60-80 % tan resistente como la anterior. Es cierto que sí existe la posibilidad de reparar la estructura y que sea tan resistente como la anterior, pero para ello necesitaremos añadir capas extras por las cuales aparecerá un desnivel en la pieza y además aumentará la rigidez de la zona reparada. Ésto último puede que no afecte a la estructura en sí o puede que sí ya que si el resto de estructura es más flexible que la zona reparada, dicha zona se convertirá en un concentrador de tensiones.

Scarf repair

Este tipo de reparación no perjudica tanto a la aerodinámica como el caso anterior, es decir, es un método más aerodinámico. Es un método bastante parecido al anterior. En primer lugar se debe eliminar el área dañada y en sustitución se coloca un parche fabricado a medida para encajar directamente en dicha zona.

Es un procedimiento menos caro que el anterior y además después de la reparación se observa una mejora en la resistencia del composite. Otra de las ventajas que presenta este método con respecto del primero, es que se elimina el adhesivo como concentrador de tensiones.

Pero este método al igual que el anterior, presenta varios inconvenientes. En primer lugar, es un método por medio del cual tampoco se pueden reparar los daños internos y además los parches utilizados son difíciles de fabricar. Por otro lado, este tipo de reparación no se puede realizar en componentes de bajo espesor debido a que el mecanizado se vuelve más complicado.

Por todo lo descrito anteriormente, hoy en día se sigue investigando sobre la reparación de los composites para poder encontrar un método válido que sea más estable y con menos complicaciones que los dos ya descritos.

Cabe destacar que los dos métodos ya descritos son empleados en el caso de que el daño que ha sufrido la estructura sea visible. Por ello se especifica que ninguno de los dos métodos es capaz de reparar la deslaminación porque no utilizan ninguna técnica que les indique donde se ha producido la deslaminación si no que únicamente reemplazan la zona dañada visiblemente por los parches fabricados para ello.

Reparación por inyección

El presente TFG se centra en una de las fases de lo que sería el método de reparación por inyección de resina. Este procedimiento tiene una diferencia clara con respecto a los otros dos métodos. La reparación por inyección solamente es posible de realizar en los casos en los que el impacto que ha sufrido la pieza sea de baja energía, es decir, que no se vea un deterioro exterior. Es el único caso de los descritos que permite la reparación interna de la fibra y con ello resolver la deslaminación, mientras que los otros dos métodos lo que hacían era cubrir el daño y no repararlo. Otra ventaja que presenta este método es que no afecta a la aerodinámica de la pieza que puede que en algunos casos la aerodinámica no sea un tema relevante mientras que en otros sí como puede ser el caso de las aeronaves.

El proceso consiste en inyectar resina de baja viscosidad en el área dañada. Para ello lo primero que se debe realizar es el aislamiento del área perjudicada para que cuando inyectemos la resina no se extienda al resto de la pieza. Una vez inyectada, ésta se extiende a lo largo de toda el área deslaminada rellenando todas esas microfisuras generadas y reparando la zona. El hecho de que sea de baja viscosidad hace que la resina fluya y rellene los microporos. Si fuera una resina viscosa lo que ocurriría es que finalmente se estancaría sin llegar a cubrir todas las imperfecciones. Después de inyectar la resina, la pieza debe someterse a una alta temperatura para que la resina siga fluyendo y se acople perfectamente al resto de estructura. Véase figura 2.9.

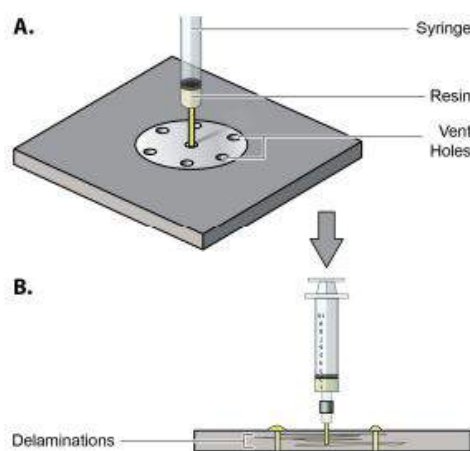


Figura 2.9: Reparación por reinyección de resina

El hecho de que este tipo de reparación no esté contemplada por las aerolíneas es debido a que se necesita un exhaustivo estudio experimental previo para validar el método. Una reparación inestable podría acabar dañando la pieza, hecho que puede generar pérdidas económicas e incluso humanas según la aplicación. Mediante este método se puede conseguir recuperar la resistencia que presentaba la pieza original. En muchas aplicaciones se ha comprobado que utilizando este procedimiento la reparación llega a conseguir una pieza prácticamente idéntica a la original en cuanto a propiedades se refiere. Algunas de estas aplicaciones son en piezas de epoxi-grafito y en el parabrisas del coche.

La elección de la resina es un aspecto fundamental para la calidad y eficacia de la reparación. Algunos de los aspectos que debe cumplir la resina son:

- Baja viscosidad en un amplio rango de condiciones para conseguir una infiltración completa en las imperfecciones.
- Debe de tener una temperatura de transición vítrea mayor que la temperatura normal de funcionamiento de la pieza reparada. De no ser así la resina comenzará a fluir a cierta temperatura y dejará de realizar su función.
- Conseguir una fuerte adhesión con el resto de la pieza una vez curada la pieza reparada.
- Para una reparación semipermanente, la resina debe de ser estable y con baja toxicidad.

En definitiva, si la resina seleccionada no cumple las condiciones mencionadas anteriormente no se puede asegurar que la pieza no sufra más daños de los que ya tenía en vez de ser reparados los primeros.

2.5. Normativa

La normativa utilizada para el desarrollo de este proyecto presenta dos bloques. El primer bloque se refiere a la normativa utilizada para la realización de los distintos ensayos. El otro bloque está relacionado con los requisitos que debe cumplir nuestro dron para la competición. Esta última juega un papel importante debido a que los requisitos determinarán las medidas de nuestro prototipo.

2.5.1. Normativa ensayos

El hecho de ajustarse a una norma para la realización de los ensayos garantiza que la calidad de los mismos es mayor que si realizáramos un ensayo que no siguiera los estándares establecidos. En este caso, la norma seguida es la de Airbus AITM 1.0010.

Dicha norma es en la que nos hemos basado para realizar todo el ensayo CAI (*Compression after impact*), es decir, para realizar el ensayo de impacto y el de compresión. Presenta dos partes, la primera de ellas trata del ensayo de impacto, en concreto, del orden de aplicación de los distintos niveles de energía del impacto. En la segunda parte se desarrollan las especificaciones para la realización del ensayo de compresión después del ensayo de impacto en el cual hay que llevar a la probeta hasta la rotura por compresión. Esta norma también nos indica las medidas de las probetas a ensayar. Las utilizadas para el desarrollo del presente TFG siguen la norma en cuanto a alto y ancho (100x150mm) mientras que no ha sido posible ajustarse al espesor debido a que el utillaje de compresión que posee la universidad es incapaz de romper probetas de 3 mm de espesor como indica la norma.

Existen otras normas empleadas indirectamente en los ensayos realizados. En ellas se especifica como medir el daño en probetas de CFRP tras un ensayo de impacto, cosa que ya realiza la máquina de impacto por sí sola. Algunas de estas normas pueden ser la norma ASTM D7136 o la norma ISO 8256.

2.5.2. Normativa competición

Por otro lado, para la fabricación del prototipo nos hemos basado en la normativa que nos proporciona la organización de la propia competición. Algunos de los aspectos más relevantes que detalla la norma en relación al diseño del dron se mencionan a continuación:

- El dron debe caber en una superficie de dimensiones 200x200mm en planta sin hélices sin límites en el espesor.
- El dron debe tener un peso comprendido entre los 400-500 gramos incluyendo todos los componentes electrónicos necesarios para volar.
- El *frame* tiene que ser una única pieza.
- La inclinación de la cámara no debe ser mayor de 35°.
- Sólo se permiten motores eléctricos hasta 28mm de diámetro (carcasa del estator).
- Hélices con un tamaño máximo de 6 inch (152 mm).
- Las baterías no podrán tener más de cuatro celdas (baterías 4s).

Capítulo 3

Materiales y equipos

3.1. CFRP

Los CFRP al igual que el resto de materiales compuestos están constituidos por dos fases denominadas matriz y refuerzo. La principal característica de este tipo de materiales es que al juntar la matriz con el refuerzo las propiedades del “nuevo” material ,con respecto a las propiedades de los dos por separado, mejoran (figura 3.1). Cada una de las fases tiene una función diferente dentro del material compuesto.

- **El refuerzo**

Tiene la principal función de proporcionar las propiedades mecánicas. Además es el encargado de repartir los esfuerzos por toda la pieza por medio de la matriz. En nuestro caso el refuerzo son fibras de carbono. La elección del material compuesto no se limita simplemente a la elección de la matriz y del refuerzo si no que intervienen muchos más parámetros como puede ser la orientación de las fibras o la proporción de las fases.

El refuerzo tiene múltiples formas de presentación. Pueden ser fibras continuas o fibras discontinuas. Por otro lado podemos tener las fibras colocadas en forma de tejido o de forma dispersa a lo largo de la matriz. En nuestro caso utilizaremos un tipo de refuerzo en forma de tejido bidireccional con fibras continuas.

- **La matriz**

La principal función de esta fase es la de mantener la estructura estable y que la disposición de las fibras no varíe. Es el medio por el cual se transmiten los esfuerzos a toda la pieza. En la actualidad, existen varios tipos de resinas como pueden ser las termoplásticas y las termoestables. Para el proyecto en desarrollo se precisará de una resina epoxy que se encuentra dentro de la familia de los termoestables.

Se podría decir que la matriz es el material del cual depende la calidad de la pieza, ya que durante el proceso de curado hay que tener presentes sus características e indicaciones del fabricante para que la resina fluya como debe y no obtengamos como resultado una pieza con unas propiedades pésimas por culpa del proceso de curado.

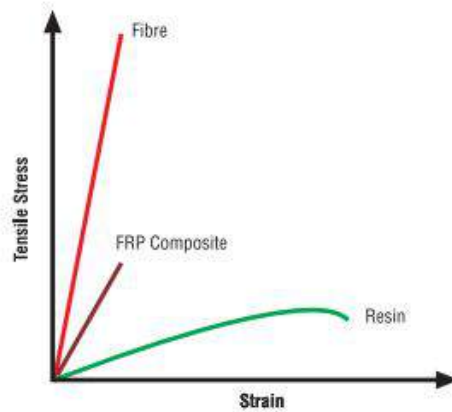


Figura 3.1: Comparación de las propiedades mecánicas de las fases[2]

Las propiedades finales del material compuesto dependen, como se ha mencionado anteriormente, de varios factores como son: las propiedades de la matriz y del refuerzo, el contenido de ambas fases y el método de fabricación del material.

Una de las cosas más complicadas de llevar a cabo es la correcta distribución de fibra y de resina, por ello nacen los preimpregnados dentro del ámbito aeronáutico y con el objetivo de la estandarización de las proporciones. El hecho de usar este tipo de fibra hace que nos podamos “olvidar” de las cantidades debido a que cada plancha de fibra se encuentra en el mercado con la resina y la fibra colocadas en una disposición determinada y con unas proporciones concretas que decide el fabricante.

Una de las desventajas que poseen los preimpregnados es que al llevar incorporada la resina deben conservarse en lugares a una temperatura inferior a 0° y sin humedad para que no se produzca el proceso de curado o por lo menos para ralentizarlo lo máximo posible.

No se ha realizado un estudio exhaustivo de cual sería el mejor tipo de fibra ya que se ha utilizado la proporcionada por el Instituto de Diseño y Fabricación en el cual se ha desarrollado el presente proyecto. A pesar de ello, el tipo de fibra utilizado es el ideal para la realización del *cockpit* y del *frame* debido a que no se necesita concentrar las propiedades en una única dirección como ocurre en la fibra unidireccional. En un dron de carreras los esfuerzos que debe soportar son varios y en varias direcciones.

Por lo tanto se va a utilizar fibra de carbono preimpregnada bidireccional con una disposición de las fibras de $0-90^{\circ}$. Concretamente, se ha utilizado el preimpregnado tafetán biaxial de la empresa *Gurit*. El preimpregnado RC200T lleva incorporada resina epoxy SE84LV y presenta un espesor después de ser curado de 0.2 mm.[3]

Cabe destacar que para el tipo de laminado que se va a llevar a cabo, la fibra **preimpregnada** es una buena opción pero en el caso de moldes más complejos o moldes hechos de materiales que no soportan bien el calor, se debería utilizar la fibra en bobina y la resina por separado, realizando las mezclas oportunas con los elementos correspondientes.

3.1.1. Proceso de fabricación

En lo que respecta propiamente a la fabricación, cabe destacar que para las tres piezas que debemos realizar se han de seguir prácticamente los mismos pasos, a diferencia de algunos métodos o elementos que varían de una pieza a otra. Los principales pasos que se deben seguir para la fabricación de una pieza son: Diseñar las piezas, fabricarlas y por último mecanizar.

- **Diseño.**

Quizás este primer paso es el más importante de todos ellos debido a que se debe plasmar en el ordenador la idea, de tal forma que cumpla con los requisitos establecidos. Una vez creado el diseño en la computadora se puede proceder a la fabricación, ya que el mismo *software* de diseño nos proporciona el código para mecanizar las probetas y el molde curvo en el que posteriormente se laminará el *cockpit*.

En el caso de las probetas, el diseño es prácticamente nulo e innecesario en cuanto a creatividad se refiere. En cambio, este primer paso es totalmente indispensable para el mecanizado.

Para el *cockpit* y *frame*, el diseño por ordenador es indispensable. Todos los requisitos pedidos por la norma de la competición (*Sección 2.5.2*) deben aparecer reflejados en este primer modelo. Tanto el diseño final del *frame* como el del *cockpit* se muestran en las figuras 3.2, 3.3, 3.4, 3.5, 3.6 y 3.7.

Cabe destacar que todo el diseño asistido por ordenador ha sido realizado mediante el software *Siemens Nx*.

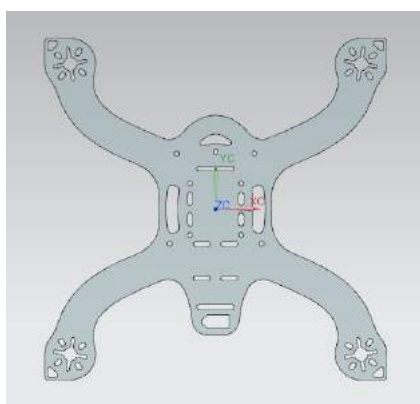


Figura 3.2: Planta del *Frame*

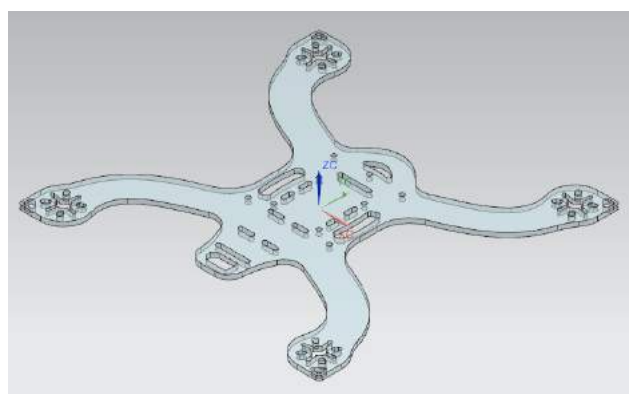


Figura 3.3: Perspectiva del *Frame*



Figura 3.4: Planta del *cockpit*



Figura 3.5: Alzado del *cockpit*

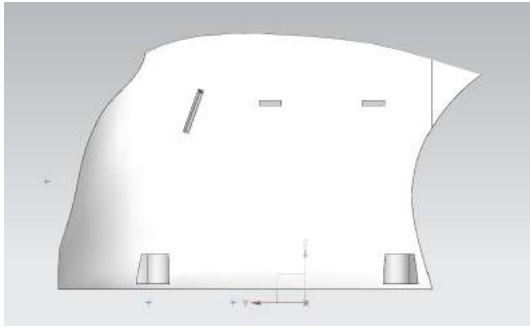


Figura 3.6: Perfil del *cockpit*

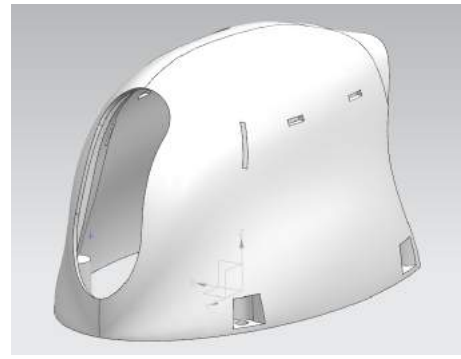


Figura 3.7: Perspectiva del *cockpit*

■ **Fabricación de las planchas del material o de la propia pieza.**

Una vez realizado el diseño, se procede a fabricar, por un lado, las placas en las que luego se mecanizarán las probetas y el *frame* y por otro lado el *cockpit* con la ayuda de un molde curvo (figura 3.8). Las placas también se realizan sobre un molde pero en este caso se trata de un molde plano (figura 3.9).

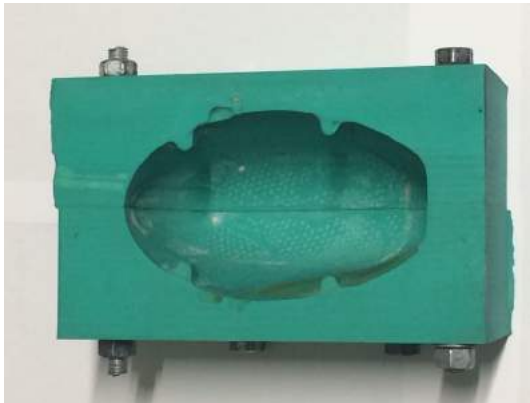


Figura 3.8: Molde curvo para la fabricación del *cockpit*.

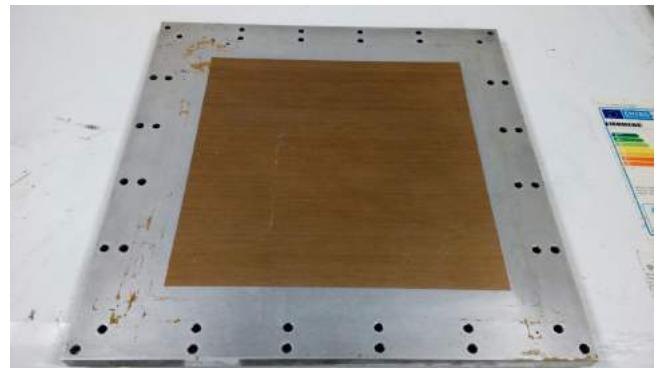


Figura 3.9: Molde plano para la fabricación de las placas.

Para la fabricación de las piezas tanto en el molde plano como en curvo, necesitamos una serie de consumibles que se detallan a continuación según el orden en el que intervienen en el proceso de fabricación.

- **Desmoldeante.** Necesario para que una vez curada la pieza en el horno no cueste trabajo separar la pieza resultante del molde. Para el molde plano se utilizará como desmoldeante el teflón (figura 3.10) y para el molde curvo un desmoldeante semi-permanente (figura 3.11).



Figura 3.10: Teflón



Figura 3.11: Cera desmoldeante

- **Peel ply.** Es la capa que está en contacto directamente con la fibra de carbono laminada, obviamente por el otro lado la placa está en contacto con el molde o en su defecto con el desmoldeante. Este material tiene varias funciones. La primera de ellas es dejar pasar la resina sobrante durante el curado con la finalidad de que la manta de absorción la recoja. La otra función que realiza es la de facilitar la retirada de todo el resto de consumibles, ya que se trata de una tela plástica antiadherente a la resina epoxy (figura 3.12).
- **Manta de absorción.** Es la encargada de retener toda la resina sobrante (figura 3.13).

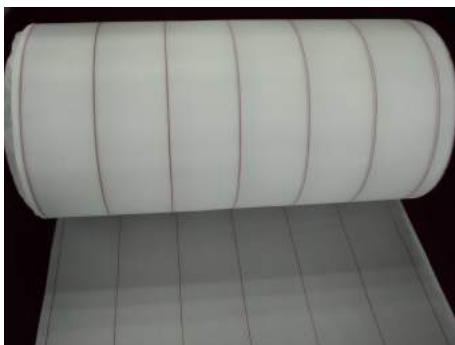


Figura 3.12: Peel ply



Figura 3.13: Manta de absorción

- **Tacky tape.** Es una cinta de doble cara cuya función principal es la de sellar la bolsa de vacío para conseguir un vacío perfecto y de este modo conseguir la presión necesario para el proceso de curado. Tiene la capacidad de volverse maleable bajo altas temperaturas y de este modo cerrar los microporos que se puedan haber generado al sellar la bolsa de vacío (figura 3.14).
- **Bolsa de vacío.** Es la encargada de realizar el vacío junto con el Tacky tape. Está fabricada de un plástico resistente a altas temperaturas ya que hablamos de temperaturas de curado de 120° (figura 3.15).



Figura 3.14: *Tacky tape*



Figura 3.15: Bolsa de vacío

Finalmente al colocar todos los consumibles en el molde junto con la fibra de carbono, deberíamos tener una estructura como la que se muestra en la figura 3.16. La única diferencia entre nuestra estructura final y la de la imagen es la falta de la capa perforada de la que prescindimos.

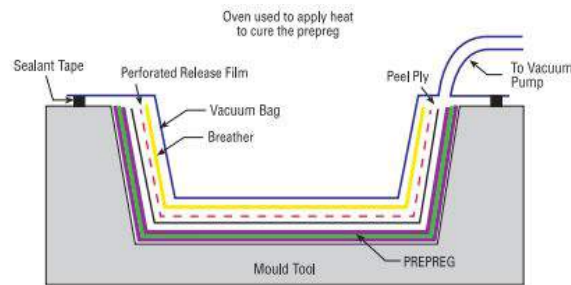


Figura 3.16: Estructura para la realización del curado

Otro aspecto importante de la fabricación de la fibra de carbono es el tiempo de curado. Cada una de las piezas ha sido sometida a un tiempo de curado y a una temperatura acorde a las recomendaciones del fabricante. El *cockpit* cuenta con un tiempo de curado de 1 hora a 120° , el *frame* tiene un tiempo de curado de 12 horas a 80° y las probetas tienen un tiempo de curado de 4 horas a 100° . Para la selección del tiempo de curado del *frame* se ha realizado un estudio que se detalla más adelante en la sección 3.1.2.

El espesor final de cada pieza también depende de la pieza a la que nos referimos. El *cockpit* contará con unas 5 capas aproximadamente lo que supone un espesor de 1 mm ya que cada capa de fibra son aproximadamente 0.2 mm. El *frame* contará con un espesor de 3 mm lo que suponen 15 capas. Y las probetas impactadas utilizadas presentan un espesor de 2 mm por lo tanto se necesitan 10 capas. Para la selección del espesor del *cockpit* y del *frame* nos hemos basado en simulaciones realizadas por mis compañeros durante el diseño de nuestro prototipo de dron de carreras.

El resultado final de las piezas una vez fabricadas se muestra en las figuras 3.17 y 3.18. Tanto para el *frame* como para las probetas se usan placas iguales por lo tanto solo adjuntaremos la imagen de una de ellas.



Figura 3.17: *Canopy* después de la fabricación

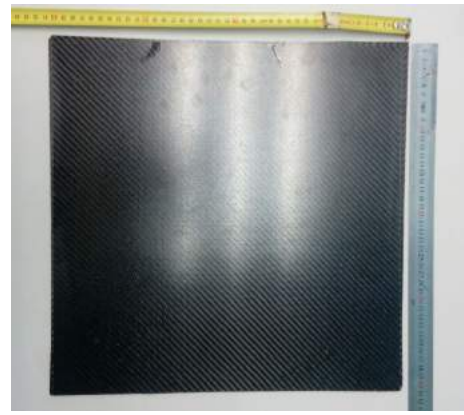


Figura 3.18: Placa

■ Mecanizado.

El mecanizado es la última parte del proceso de fabricación. A partir de las placas de fibra de carbono fabricadas se obtiene el *frame* y las probetas. En el caso del *cockpit* no hace falta un proceso de mecanizado.

Para el mecanizado hace falta un código máquina que obtenemos del *software* de diseño y una máquina que sea capaz de interpretarlo. El resultado final una vez realizado el mecanizado se muestra a continuación.



Figura 3.19: Probeta obtenida después del mecanizado



Figura 3.20: Placa mecanizada



Figura 3.21: *Frame* obtenido después del mecanizado

3.1.2. Selección del tiempo de curado de la pieza en estudio

Para poder seleccionar el tiempo de curado óptimo, se han fabricado placas de diferentes tiempos de curado de las que se han obtenido probetas. Posteriormente se ha realizado un ensayo de flexión y un ensayo de tracción. Este análisis es necesario puesto que el *frame* debe resistir los esfuerzos a los que se le va a someter durante la competición, esfuerzos como el empuje de los motores o los posibles impactos. Cabe destacar que para el *cockpit* se realizará un curado corto sin necesidad de realizar ningún estudio previo.

Los curados realizados se muestran a continuación:



Figura 3.22: Rampa de curado de 4 horas



Figura 3.23: Rampa de curado de 8 horas



Figura 3.24: Rampa de curado de 10 horas



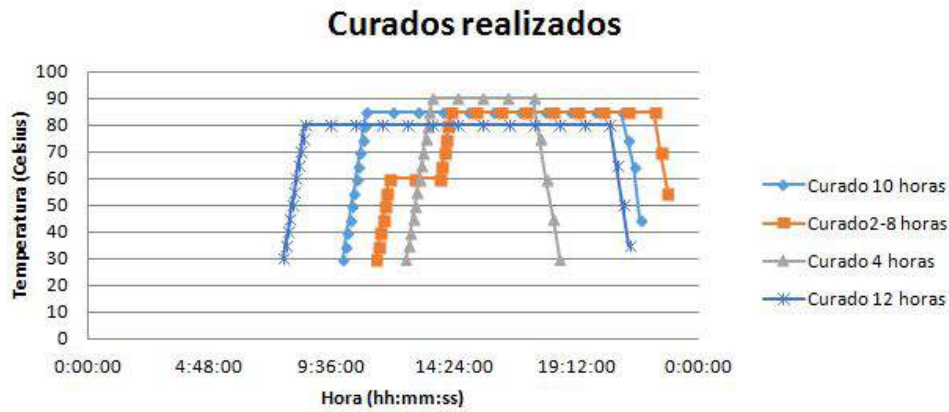


Figura 3.26: Conjunto de curados realizados

Como se puede observar en la figura 3.26 a medida que disminuimos el tiempo de curado, aumenta la temperatura. Esto es debido a que se debe alcanzar un equilibrio entre tiempo-temperatura.

En la figura 3.27 aparecen los dos tipos de probetas que se van a utilizar en los dos ensayos detallados a continuación. La probeta de arriba es la utilizada en el ensayo de tracción, cuyas dimensiones se indican en la norma ISO 527-4. La probeta de abajo, en cambio, corresponde al ensayo de flexión y posee las medidas que indica la norma ISO 14125.

Una vez realizadas las probetas, se procede, en primer lugar, a realizar un ensayo de flexión¹ ya que es uno de los esfuerzos que más puede dañar a una estructura. Los resultados obtenidos se muestran en la tabla 3.1.



Figura 3.27: Arriba probeta de tracción. Abajo probeta de flexión

Tiempo de curado	Módulo de Flexión (GPa)
Curado de 4 horas	53,05
Curado de 8 horas con precurado de 2 horas	60,61
Curado de 10 horas	51,82

Tabla 3.1: Módulo de flexión de los distintos curados

¹ISO 14125

Como se puede apreciar, el módulo de flexión aumenta con el tiempo de curado, aunque no siempre ocurre así. El curado de 8 horas presenta unas mejores características, con respecto al de 10 horas, debido a las 2 horas de precurado.

El hecho de que las características mejoren con el tiempo de curado, tiene que ver con cómo fluye la resina. Cuando se realiza un curado rápido, la resina fluye de forma que no le da tiempo a rellenar todos los microporos que contiene la fibra de carbono. En cambio, cuando se realiza un curado largo la resina fluye lentamente pudiendo cubrir la mayoría de los microporos.

Mediante el ensayo de flexión se determinó que el tiempo de curado que se iba a emplear para la fabricación del *frame* iba a ser el de 8 horas incluyendo el precurado de 2 horas, ya que es el que presenta mayor módulo de flexión y como se ha mencionado anteriormente, es uno de los esfuerzos que más influyen en una estructura.

Por otro lado, el ensayo a tracción² nos permite determinar las propiedades en el plano que conforman las fibras bidireccionales. Entre dichas propiedades se encuentra el módulo de Young, característica de los materiales que determina el comportamiento elástico del propio material y que debe coincidir para ambas direcciones planarias. Si bien es cierto que las propiedades en el plano de las fibras no van a cobrar una importancia tan crítica como las perpendiculares a ella, obtenidas en el ensayo a flexión, éstas son necesarias para caracterizar por completo el material y poder realizar simulaciones y estudios en mayor profundidad.

En base a las conclusiones anteriores, se va a proceder a estudiar únicamente el curado de 2-8h.

El módulo de Young que se obtuvo para la fibra con un tiempo de curado de 8 horas más el precurado de 2 horas fue de **13,21 GPa**.

Señalar que el curado de 12 horas se ha utilizado para comprobar que los datos obtenidos en los ensayos eran correctos comparándolos con el fabricante y así concluir sabiendo que el proceso de fabricación de las láminas que se ha llevando a cabo era correcto.

El resultado obtenido en el ensayo de tracción se muestra a continuación:

Tiempo de curado	Módulo de Young (GPa)
Curado de 12 horas	46

Tabla 3.2: Módulo de Young del curado de 12 horas

Si comparamos el valor que nosotros hemos obtenido con el que indica el fabricante [4] obtenemos un error del 24% que a primera vista parece mucho, pero es algo normal ya que el proceso de fabricación es complejo y depende de muchos factores. A pesar de ello podemos considerar que el proceso de fabricación es bueno ya que se observó durante el ensayo de tracción que el utillaje no tenía la fuerza necesaria como para sujetar la probeta y ésta se resbalaba durante el mismo. Esta última puede ser una causa por la que los resultados difieran tanto de los del fabricante.

Como se ha mencionado anteriormente, para la selección del tiempo de curado del *cockpit* no se ha realizado un estudio como el anterior. Esta pieza se curará a 120° durante 1 hora.

3.2. Máquina de impacto

3.2.1. Introducción

El ensayo de impacto es una de las ideas más sencillas para poner a prueba una pieza, ya que basta con golpearla con un objeto que tenga una masa y una velocidad determinadas. Incluso se podría hablar de realizar un ensayo de impacto únicamente dejando caer la pieza en estudio hasta golpear

²ISO 527-4

con el suelo. A pesar de ser una idea simple es difícil cuantificar la energía que soporta un material o una pieza concreta.

A finales del siglo XIX se comenzó a pensar en la idea de que el ensayo de impacto fuera algo estándar, pero no fue hasta el siglo XX, pocos años después, cuando Georges Charpy propuso mejoras, en el ensayo de impacto, como rediseñar un péndulo o usar muestras entalladas y especificaciones precisas. Todas estas mejoras convirtieron al ensayo de impacto en un método estandarizado y como hoy en día se conoce.

El daño por impacto, dentro del ámbito aeronáutico, es un tópico que preocupa mucho y cada vez más por el aumento del uso de materiales compuestos en dicha rama. Los materiales compuestos son capaces de absorber mucha energía antes de alcanzar la rotura. Cabe destacar que aunque a simple vista la pieza no parezca dañada, el impacto puede generar una deslaminación y provocar la pérdida total de las propiedades mecánicas de la pieza.

Los ensayos de impacto determinan la cantidad de energía que puede absorber la pieza en unas determinadas condiciones y de una forma instantánea. Realmente usando este ensayo lo que obtenemos como dato es la tenacidad del material, que es una característica propia de cada material, en concreto cuantifica la energía que absorbe el material antes de romper.

En resumen, podemos decir que el ensayo de impacto permite comprobar si la pieza en estudio dejará de realizar su trabajo debido a las condiciones que se le imponen para efectuar su tarea.



Figura 3.28: Máquina para el ensayo de impacto

3.3. Escáner de ultrasonidos

3.3.1. Introducción

Los sistemas modernos de ultrasonidos no necesitan un conocimiento avanzado de las matemáticas o de la teoría acústica para poder ser utilizados.

El equipo *OmniScan SX* tiene dos modelos. Para el presente TFG se va a emplear el SX PA, el cual tiene la capacidad *phased array* y además cuenta con un canal UT necesario para realizar inspecciones mediante las técnicas de pulso y eco, emisión y recepción o TOFD.

Los equipos *Phased Array* se diferencian con respecto a los equipos de ultrasonidos convencionales

en funcionalidad y complejidad. Los *Phased Array* son capaces de soportar diferentes sondas, cuñas y tienen numerosas aplicaciones. Existen sondas y cuñas con diferentes formas y tamaños, además de multitud de complementos que ayudan a un correcto análisis. En este caso se va a emplear como complemento una pequeña rueda conectada a la sonda que ayudará durante el escaneado para conocer la posición de la sonda mientras se realiza la inspección.

Presenta una pantalla táctil en la cual se pueden variar una serie de parámetros necesarios para un buen análisis de la pieza en estudio y para la obtención de unos buenos resultados. Ofrece una interfaz simplificada y un tiempo de respuesta optimizado en comparación a versiones anteriores del mismo escáner.



Figura 3.29: Escáner OmniScan SX

La aplicación del escáner que se va a emplear es la de inspección de composites. Gracias a la capacidad que presenta el equipo de poder emplear haces angulares y lineales de cero grados, se puede inspeccionar casi cualquier pieza pudiendo detectar defectos de fractura y de pérdida de espesor del material entre otros.

Además del equipo como tal, necesitamos las sondas o palpadores que realizarán la tarea de inspección ya que son los que están en contacto con la pieza a analizar.

En concreto, utilizaremos una sonda *Near-Wall* (5L64-NW1) cuyas características aparecen en la siguiente tabla (3.3). Se utiliza esta sonda debido a que es la más indicada para materiales compuestos y para detectar la deslaminación. Es una sonda lineal 1D (Figura 3.30) ya que es el tipo de sonda que más se utiliza para las inspecciones industriales. Si usáramos otro tipo de sonda las leyes focales se deberían calcular con un *software* externo al escáner que hiciera esta tarea más rápida y fácil.

Parámetro	Valor(unidades)
Frecuencia	5(MHz)
Número de elementos	64
Grado de inclinación(<i>Pitch</i>)	1(mm)
Apertura activa	64(mm)
Altura	7(mm)

Tabla 3.3: Características del palpador 5L64-NW1

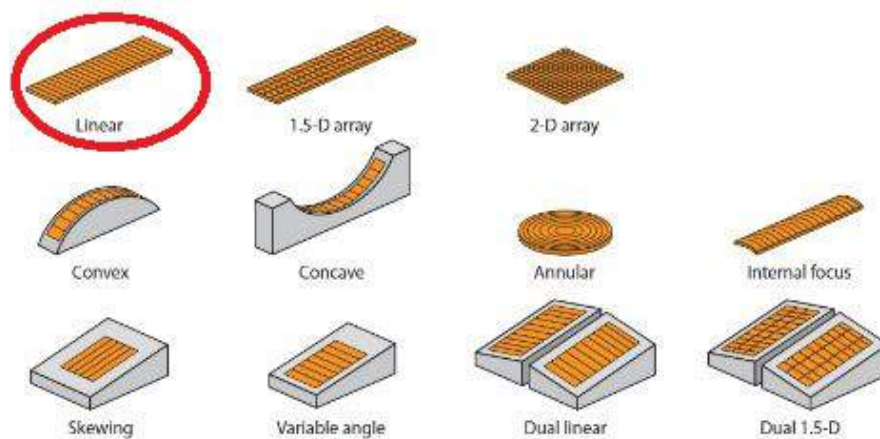


Figura 3.30: Distintas distribuciones de los elementos de los palpadores.

Todas las características que necesitamos conocer del palpador para introducir en el escáner y que se han recogido en la tabla 3.3 también se pueden obtener del propio nombre de la probeta con el glosario que nos proporciona el fabricante (Figura 3.31).

Frequency 1.5 = 1.5 MHz 2.25 = 2.25 MHz 3.5 = 3.5 MHz 5 = 5 MHz 7.5 = 7.5 MHz 10 = 10 MHz	Active Aperture Active aperture in mm. Refer to page vi for details.	Casing size Casing size for a given probe type
Array type L = linear EV = curvature in elevation CC = concave axial curvature CV = convex axial curvature A = annular 2D = two-dimensional array	Elevation Elevation in mm. Example: 10 = 10 mm	Cable type P = PVC outer M = metal armor outer
	Number of elements Example: 16 = 16 elements	Cable length Cable length in m. 2.5 = 2.5 m 5 = 5 m 10 = 10 m
	Probe type A = angle beam with external wedge NW = near-wall PWZ = weld inspection angle beam W = angle beam with integrated wedge I = immersion	Connector type OM = OmniScan® connector HY = Hypertronics™ connector OL = OmniScan Connector with conventional UT channel on element 1 (LEMO® (00) connector)

Figura 3.31: Glosario palpador [6]

El nombre del palpador que vamos a utilizar, como se ha mencionado anteriormente, es 5L64-NW1. Utilizando el glosario (figura 3.31) podemos decir que el “5” corresponde con la frecuencia, la “L” corresponde con que sea un palpador lineal, el número “64” corresponde al número de elementos que posee el palpador y por último “NW” corresponde a que es un palpador de tipo *Near-Wall*. Cabe destacar que de no tener toda esta información seguiríamos pudiendo trabajar sin problema ya que el escáner es capaz de reconocer automáticamente la sonda conectada y establecer todos los parámetros que la caracterizan.

Destacar que para el correcto escaneado se necesita un lubricante. En este caso se ha utilizado agua con jabón, cuya función es básicamente ayudar al palpador a deslizarse por la placa a escanear. Por otro lado, también necesitamos un protector del palpador y es lo que el escáner denomina *wedge* pero que nosotros denominaremos como *cuña*. Como hemos dicho tiene la función de proteger, pero además si hablamos de palpadores con un ángulo de incidencia de cero (Figura 3.32) también gracias a este elemento obtenemos una mejor resolución de la superficie que estamos inspeccionando en comparación a no usar *cuña* alguna. Pero si hablamos de palpadores con un ángulo de incidencia distinto de cero, además de proteger, la *cuña* ayuda a que los haces se proyecten con el ángulo debido (Figura 3.33). Cabe destacar que el acople entre la *cuña* y la pieza a inspeccionar debe ser perfecto, ya que de no ser así perderemos calidad en la inspección.

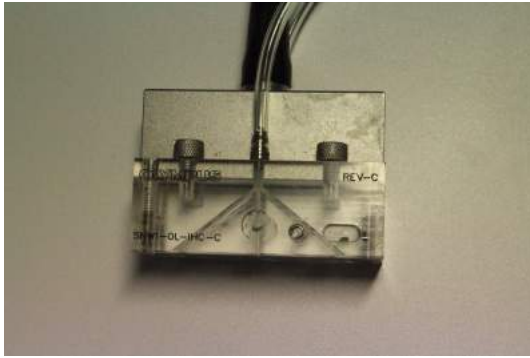


Figura 3.32: Palpador utilizado para las inspecciones



Figura 3.33: Palpador con ángulo de haz distinto de cero y cuña inclinada

De igual forma que para los palpadores, el fabricante también nos proporciona un glosario para la cuña. Por lo tanto de su propio nombre podemos sacar información útil que también tendremos que introducir en el escáner para indicarle que efectivamente no estamos trabajando únicamente con el palpador y que entre éste y la pieza a escanear existe otro material diferente. En algunos casos será necesario calibrar la máquina dependiendo de la cuña que utilicemos para el escaneado. La cuña está fabricada de Rexolita que es un tipo de reticulado de plástico y una de las características más importantes que presenta es que posee una velocidad constante en todos los ángulos.

Wedge type SA00 = wedge for angle beam probe type A00 SA0 = wedge for angle beam probe type A0 SA1 = wedge for angle beam probe type A1 SA2 = wedge for angle beam probe type A2 SA3 = wedge for angle beam probe type A3 SA4 = wedge for angle beam probe type A4 SA5 = wedge for angle beam probe type A5 SNW1 = wedge for near-wall probe type NW1 SPWZ1 = wedge for PipeWIZARD probe type PWZ1 SPWZ3 = wedge for PipeWIZARD probe type PWZ3	Probe mounting N = normal L = lateral (90° skew) Refracted angle in steel 0 = 0° 45 = 45° 55 = 55° 60 = 60° Wave type S = shear wave L = longitudinal wave IHC (optional) Irrigation, scanner attachment points, and carbide wear pins Curvature type AOD = Axial outside diameter (circumferential scan) COD = Circumferential outside diameter (axial scan) Pipe diameter Measured external pipe diameter in in.
--	---

Figura 3.34: Glosario para las cuñas [6]

El *wedge* que vamos a emplear es el SNW1-0L. A partir del glosario (Figura 3.34) podemos obtener la siguiente información: “SNW1” nos indica que es un *wedge* que se tiene que utilizar con un palpador del tipo NW1 como es nuestro caso, “0” indica que el ángulo de refracción en el metal es de 0 grados y por último la “L” indica que se trata de una onda longitudinal.

3.4. Máquina de compresión

3.4.1. Introducción

En el método de reparación por reinyección de resina también está presente el ensayo CAI (*Compression after impact*). Pero el objetivo principal del presente TFG no es realizar un ensayo CAI, si no, llevar a cabo una parte del método de reparación por re-infiltración de resina, concretamente el análisis de ultrasonidos. A pesar de ello, el hecho de utilizar el escáner de ultrasonidos entre el ensayo de impacto y el de compresión hace que se pueda llegar a obtener una idea de por donde va a romper la probeta.

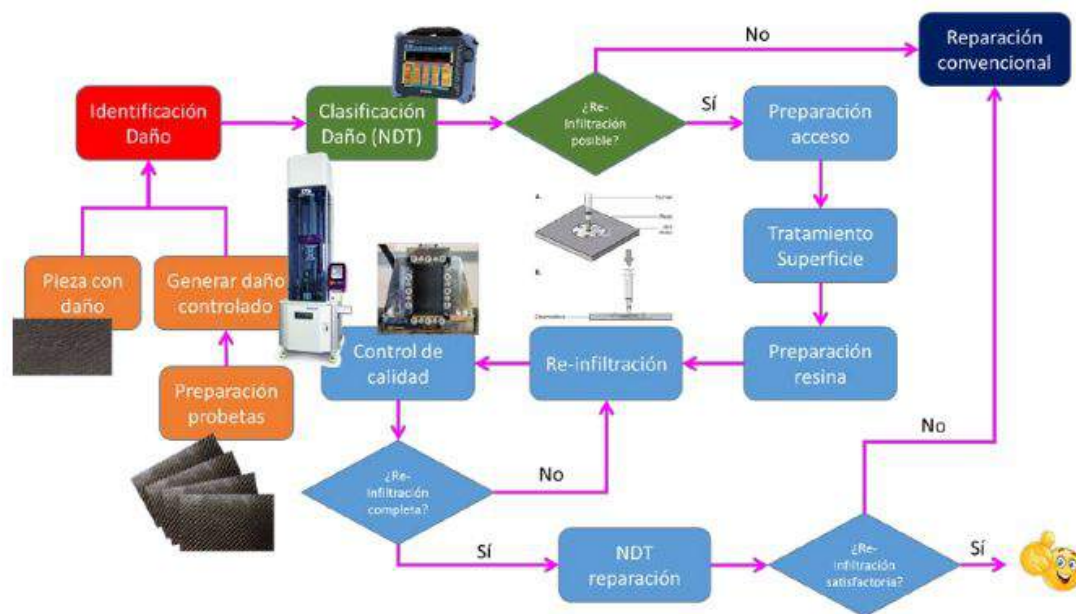


Figura 3.35: Esquema fases de la reparación por re-inyección

Mirando la figura 3.35 en la que aparece un esquema de las fases que se han de realizar para proceder a la reparación de la fibra, vemos que el ensayo de compresión en este caso debería realizarse una vez realizada la reparación. Como de momento es imposible que al reparar una pieza obtengamos otra con las mismas propiedades que la original, el ensayo de compresión nos ayuda a cuantificar la resistencia residual que presenta la pieza en estudio después de recibir un impacto o de ser reparada y poder comprobar así cuan buena es la reparación.

Este ensayo se realizará bajo la norma AITM 1.0010 (*Sección 2.5.1*). Necesitamos unas probetas de 150x100 mm para efectuar el ensayo y como se ha mencionado anteriormente, deben tener un espesor menor a 2 mm debido a que la máquina que vamos a utilizar para las pruebas no es capaz de llevar a rotura por compresión a probetas de un espesor mayor.

El utillaje usado para proceder con el ensayo de compresión es el que se muestra en la figura 3.36. Al introducir la placa dentro del utillaje y comenzar el ensayo, ésta no puede pandear debido a los refuerzos laterales y por lo tanto los datos del ensayo serán exclusivamente del ensayo de compresión y no de ningún otro esfuerzo por el que se vea sometida la placa.



Figura 3.36: Utillaje ensayo de compresión

Capítulo 4

Ensayos realizados y resultados obtenidos

4.1. Ensayo de impacto

El ensayo de impacto a realizar es el de tipo punción en el que se deja caer desde una cierta altura una especie de dardo de 16mm de diámetro con un determinado peso. La altura y el peso del dardo serán los encargados de fijar las condiciones del ensayo.

Tras la realización de dicho ensayo, se pueden distinguir tres tipos de daños según la penetración de la probeta en la pieza en estudio.

- **Daño no visible.** Es el más peligroso de los tres tipos ya que se produce la deslaminación pero no es visible. El material puede incluso llegar a perder sus propiedades mecánicas debido al problema de la deslaminación. Ocurre cuando se produce un impacto de baja energía. Únicamente es posible detectarlo con unos recursos especializados como puede ser el escáner de ultrasonidos.



Figura 4.1: Placa con un daño no visible

- **Daño visible por la cara trasera.** Se produce a través de un impacto de energía media, superior al anterior. El daño es visible pero únicamente por la cara opuesta a la que se ha producido el impacto. Por lo tanto, si nos referimos al fuselaje del avión, el daño tampoco será fácilmente detectable debido a que la evidencia permanecerá dentro del fuselaje. Este es, principalmente, el tipo de daño que se pretende reparar mediante la reinyección de resina (*Sección 5.3*).



Figura 4.2: Placa con daño visible por una cara

- **Daño visible por ambas caras.** Ocurre con un impacto de alta energía. La pieza no es capaz de soportar el impacto y por lo tanto el dardo consigue atravesarla. Para este tipo de daño lo más frecuente es que la pieza se reemplace por otra o se utilice la técnica convencional de reparación mediante parches (*Sección 5.1*).



Figura 4.3: Placa con daño visible por dos caras

Como se observa en la Figura 4.4, la reparación por reinyección de resina sería viable para el final de la primera zona en el que el daño no sería visible y para toda la segunda zona en la que el daño es visible en la cara opuesta del impacto. Cabe destacar que la reparación por reinyección de resina sería capaz de cubrir la primera zona de daño en la que se produce la deslaminación mientras que el método de reparación convencional no es capaz por no poder detectarla.

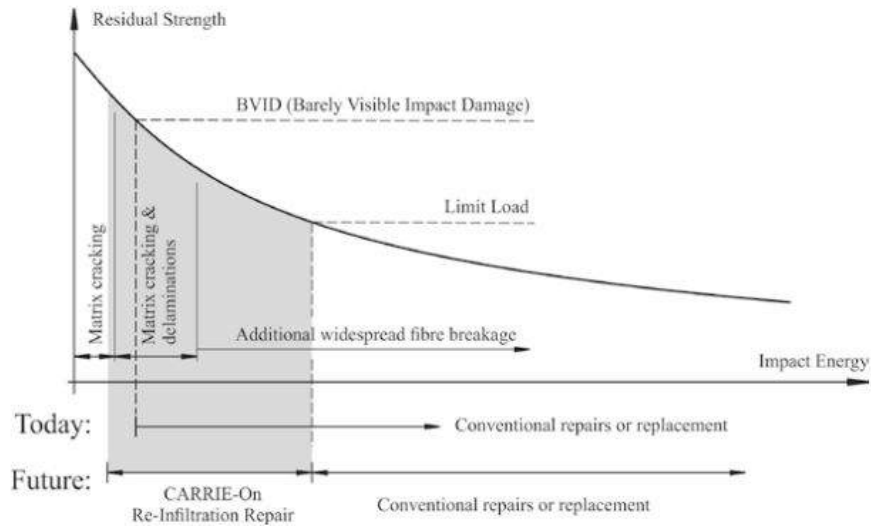


Figura 4.4: Escáner OmniScan SX

A partir de los resultados que nos proporciona la máquina de impacto podemos establecer unos rangos de energía ,aproximados, para identificar cada tipo de daño.

- Rango de energía en el que las probetas únicamente presentan un daño interno de **0 a 9 Julios**.
- Rango de energía en el que las probetas presentan un daño por la cara trasera del impacto de **9 a 15 Julios**.
- Rango de energía en el que el dardo es capaz de atravesar la probeta y generar un daño por las dos caras **a partir de 15 Julios**.

Los dos primeros rangos se han establecido mediante la experiencia, es decir, se ha comprobado directamente en las placas a partir de qué energía de impacto comienza a ser visible el daño por la cara opuesta al impacto. El último rango se ha establecido a partir de la experiencia y de las gráficas del desplazamiento frente al tiempo que se pueden obtener mediante los dato del propio ensayo y que se observan en las figuras 4.5, 4.6, 4.7, 4.8, 4.9, 4.10, 4.11, 4.12 y 4.13.

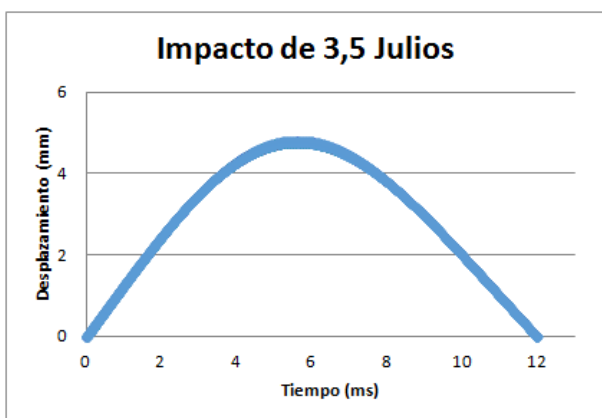


Figura 4.5: Desplazamiento-Tiempo (3.5 Julios)

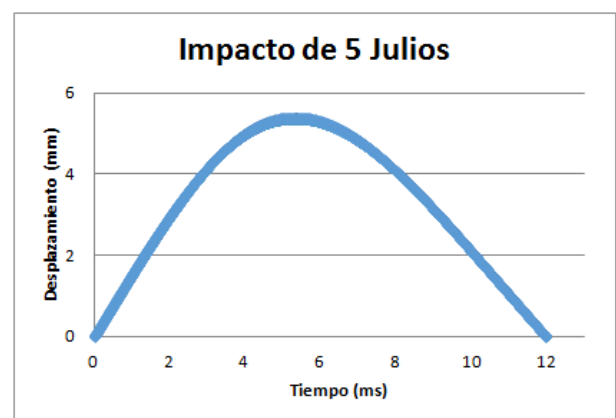


Figura 4.6: Desplazamiento-Tiempo (5 Julios)

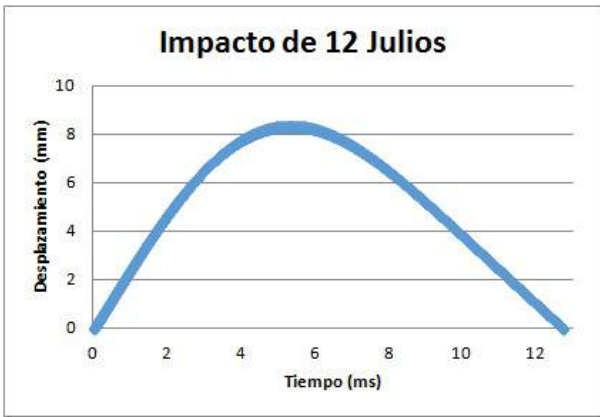


Figura 4.9: Desplazamiento-Tiempo (12 Julios)

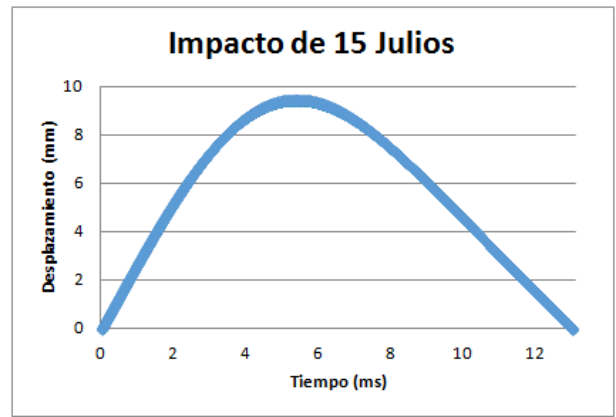


Figura 4.10: Desplazamiento-Tiempo (15 Julios)

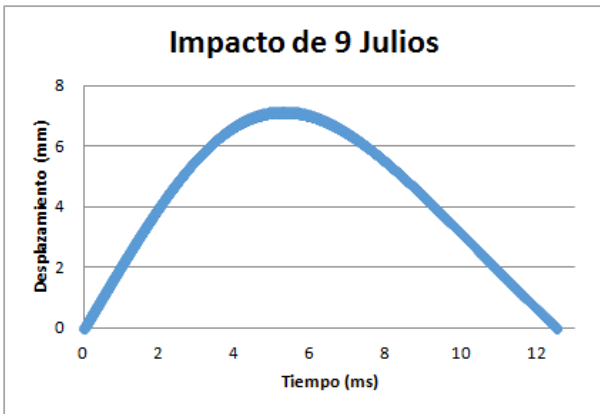


Figura 4.7: Desplazamiento-Tiempo (9 Julios)

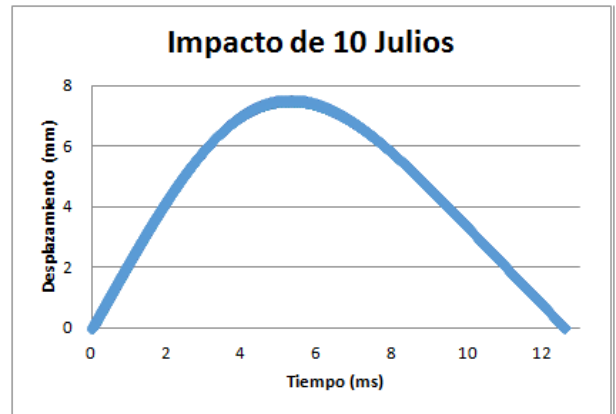


Figura 4.8: Desplazamiento-Tiempo (10 Julios)

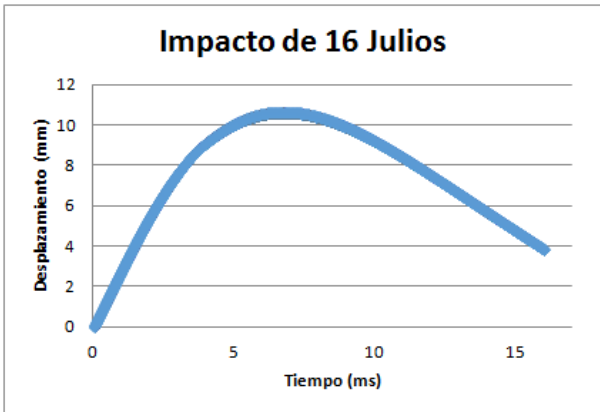


Figura 4.11: Desplazamiento-Tiempo (16 Julios)

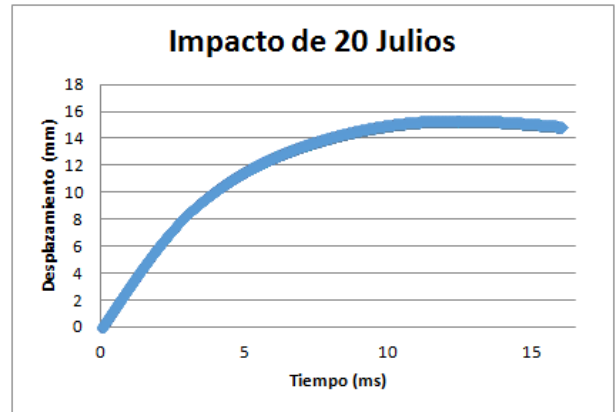


Figura 4.12: Desplazamiento-Tiempo (20 Julios)

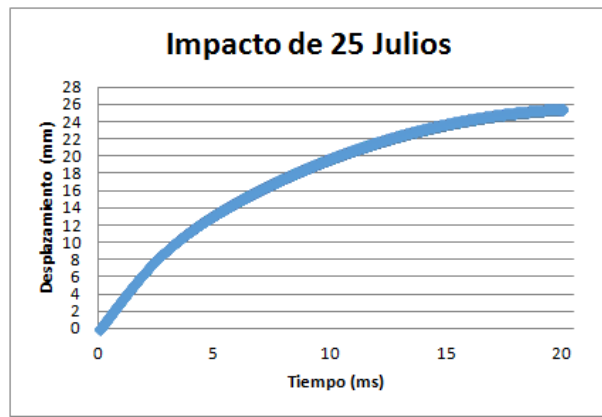


Figura 4.13: Desplazamiento-Tiempo (25 Julios)

En primer lugar se procede a explicar la diferencia entre deformación y desplazamiento por si existe alguna duda. Ambos se producen al aplicar una carga sobre un sólido, pero la diferencia reside en que la deformación consiste en un cambio de la forma del sólido mientras que el desplazamiento consiste en el cambio en el espacio del sólido.

De las gráficas adjuntas anteriormente podemos deducir que ,hasta los 20 Julios, la fibra de carbono es capaz de recuperar todo el desplazamiento generado por la caída del dardo. Mientras que a partir de los 20 Julios ,donde el dardo atraviesa la placa, la fibra no consigue recuperar ese desplazamiento por sufrir una gran deformación permanente. A pesar de ello, experimentalmente, se observa que a partir de los 15 Julios el daño ya se puede apreciar en ambas caras de la pieza pero sin conseguir atravesarla.

Es interesante también ver el comportamiento de las gráficas de energía que podemos obtener de los datos del ensayo.

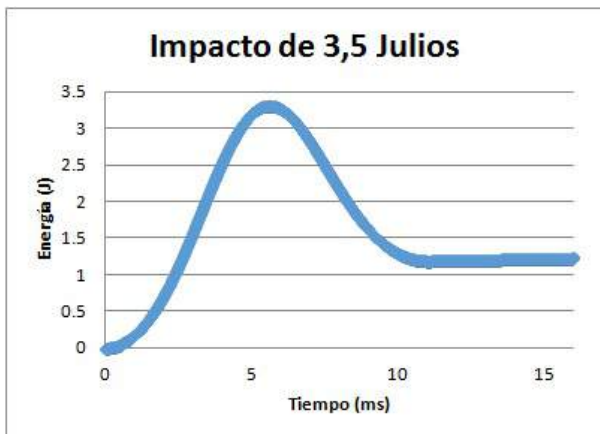


Figura 4.14: Energía-Tiempo (3.5 Julios)

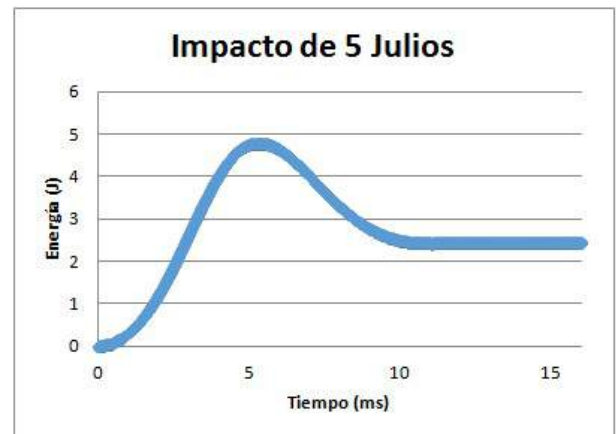


Figura 4.15: Energía-Tiempo (5 Julios)

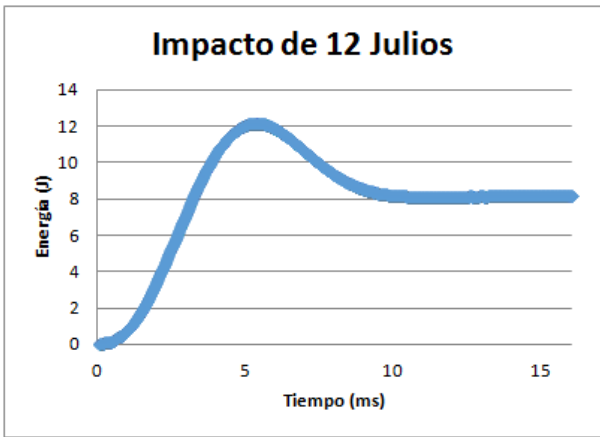


Figura 4.18: Energía-Tiempo (12 Julios)

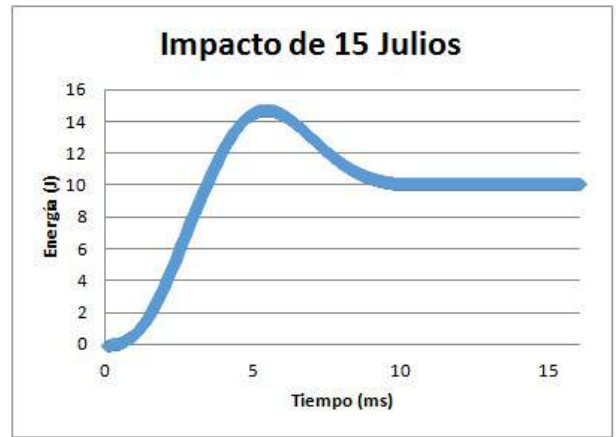


Figura 4.19: Energía-Tiempo (15 Julios)



Figura 4.16: Energía-Tiempo (9 Julios)

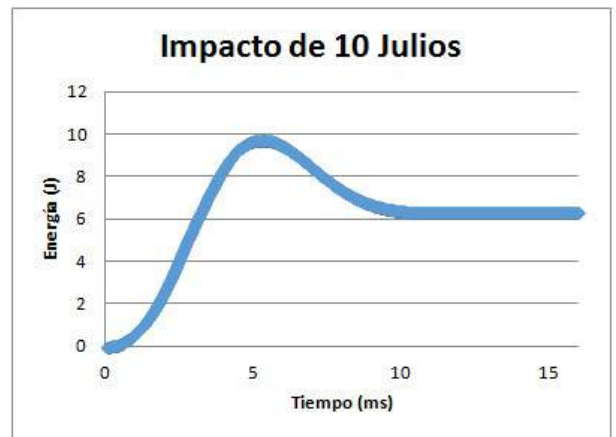


Figura 4.17: Energía-Tiempo (10 Julios)

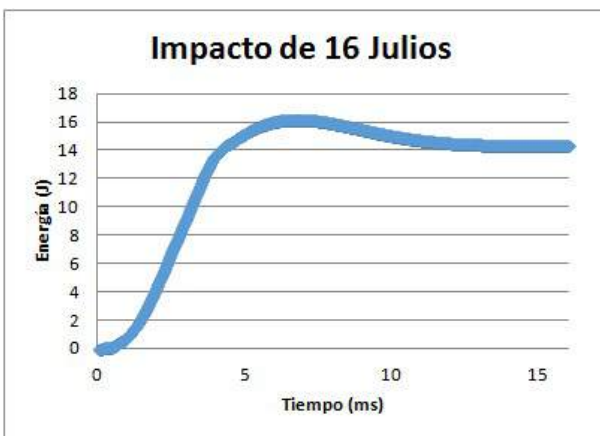


Figura 4.20: Energía-Tiempo (16 Julios)

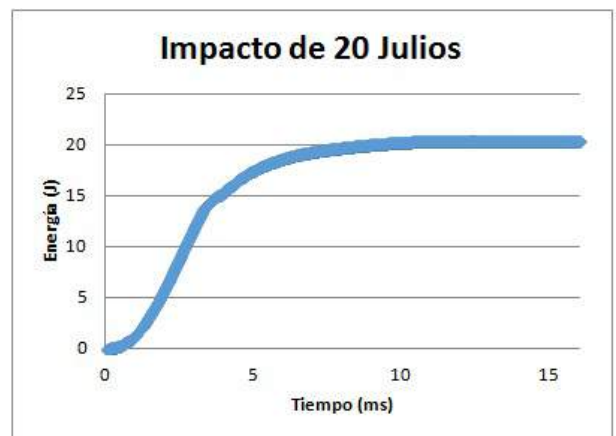


Figura 4.21: Energía-Tiempo (20 Julios)

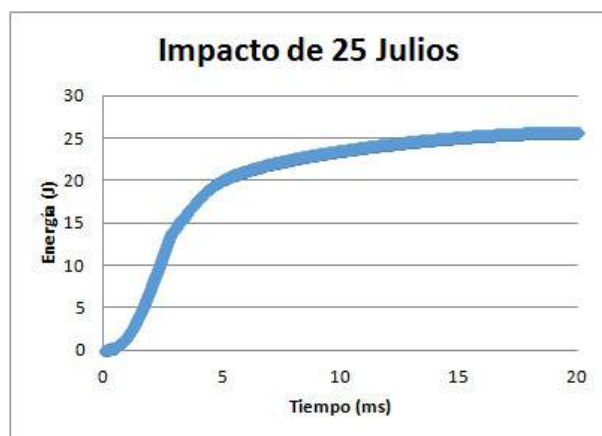


Figura 4.22: Energía-Tiempo (25 Julios)

Como podemos observar en las gráficas adjuntas anteriormente, hasta aproximadamente los 15 Julios, la probeta es capaz de disipar cierta cantidad de energía del impacto y por ello no llega a tener una rotura considerable. A partir del impacto de 16 Julios, las gráficas presentan un patrón similar y es que no son capaces de disipar toda la energía, saturándose y dando lugar a un daño visible por ambas caras.

4.2. Escáner de ultrasonidos

4.2.1. Puesta en marcha del escáner

Tanto el escáner de *phased array* más simple como el más complejo, normalmente, dividen todos los parámetros que intervienen en cuatro configuraciones específicas. En concreto se dividen en parámetros de los palpadores, parámetros de la cuña, parámetros del material y leyes focales. Se podría decir que las tres primeras pertenecen a la parte de *hardware* del escáner mientras que la última es la parte de *software*.

Para la creación adecuada de las leyes focales, todos los parámetros referidos al *hardware* deben de estar correctamente configurados.

Lo primero que nos aparece al encender el escáner, es una pantalla (Figura 4.23) en la que aparece una pestaña en la que podemos seleccionar el idioma. Arriba aparece la versión del programa que lee el escáner. En este caso trabajamos con la versión “MXU 4.3”. Para continuar debemos darle al nombre de la versión que queremos seleccionar. Cabe destacar que vamos a configurar la máquina en Inglés ya que toda la información sobre el propio escáner se encuentra en dicho idioma y por lo tanto es más fácil trabajar con ella.



Figura 4.23: Pantalla de inicio del escáner

Lo siguiente que aparece, es una pantalla dividida en dos (Figura 4.24), las cuales corresponden a dos métodos de lectura diferentes pero que proporcionan la misma información. La sub-pantalla de la izquierda corresponde a lo que llamaremos *A-scan* y la sub-pantalla de la derecha a lo que llamaremos *S-scan*. Destacar que a pesar de aparecer estos dos métodos de lectura en un inicio, existe un tercer que es el que realmente nos interesa para sacar conclusiones que es el *C-scan* ya que es un método más visual, pero de cualquiera de ellos podríamos sacar la misma información.



Figura 4.24: Pantalla principal escáner

Para comenzar con la configuración de la máquina, lo que debemos hacer es pulsar en la pestaña *Single*. A continuación se abrirá un submenú, como se puede apreciar en la figura 4.24, en la que aparecerá la opción de *Menu Screen* o *Full Screen*. Ésta última es donde nos encontramos, por lo tanto pulsamos en *Menu Screen* y nos aparecerá una pantalla como la de la figura 4.25 en la que se despliega a la derecha el menú *File* con todos sus sub-menús. Si queremos entrar en los diferentes menús debemos pulsar en el nombre del menú en el que nos encontremos en ese momento. En este caso debemos pulsar en *File* para abrir el resto de menús (Figura 4.26).



Figura 4.25: *Menu Screen*



Figura 4.26: Todos los menús del escáner

Para configurar el escáner debemos de entrar en todos los menús y modificar los parámetros oportunos. Si queremos realizar un escaneado simple y poco preciso, basta con entrar al menú *Wizard* y variar los parámetros de los dos primeros sub-menús de los que dispone. Nosotros en cambio modificaremos algún que otro parámetro del resto de menús.

Comenzaremos a explicar el uso y los parámetros que debemos variar en cada uno de los menús de los que disponemos.

- **File.** En este menú no hay que variar ningún parámetro como tal, simplemente presenta una serie de opciones relacionadas con el archivo en el que se trabaja. Como se observa en la figura 4.25 está compuesto de una serie de submenús los cuales tienen diferentes funciones. Destacaremos los más significativos.
 - *Setup.* En este submenú lo que podemos hacer es guardar la configuración actual de la máquina, es decir, el valor de todos los parámetros que hemos modificado. También podemos

abrir una configuración guardada anteriormente o crear una nueva y de este modo restaurar los valores predefinidos de cada uno de los parámetros. También tenemos la opción de importar la información necesaria desde algún *software* externo al escáner.

- *Data*. Es bastante parecido que el submenú anterior pero en este caso solo tenemos la opción de abrir o guardar. Pulsando en el botón de guardar que presenta la máquina, lo que hacemos es guardar un *Data* nuevo y con ello guardamos tanto la configuración de los parámetros como la disposición de la pantalla en el momento del guardado. De igual forma podemos abrir cualquier *Data* que se haya guardado anteriormente.
 - *Image*. En este submenú podemos hacer capturas de pantalla del escáner y abrir imágenes guardadas anteriormente. Es una opción muy útil a la hora de guardar los resultados obtenidos por pantalla tras el escaneado.
 - *Data settings*. En este último submenú podemos elegir dónde queremos guardar todos los archivos anteriormente descritos, qué pantalla queremos guardar si la del *A-scan*, la del *C-scan* o ambas y el nombre del archivo.
- **Wizard**. (Figura 4.27) Como hemos mencionado anteriormente, si queremos realizar una configuración simple de la máquina para poder obtener un escaneo básico de la placa, basta con rellenar los campos de este menú. En él aparecen los parámetros básicos que dependen de cada escaneo y que puede que haya que cambiar para cada una de las placas. Éste a su vez presenta tres sub-menús:



Figura 4.27: Sub-menús del menú *Wizard*

- *Part and Weld*. (Figura 4.28) Para entrar en este sub-menú, además de pulsar en el nombre del mismo, debemos de darle al botón que pone *Start*. Aparecerán varios campos a rellenar que dependen totalmente de la pieza en estudio.

El primero de ellos es el espesor (*Thickness*), cada una de las placas a escanear puede presentar un espesor diferente. Es importante fijar el espesor correctamente para que la máquina no escanee la superficie bajo la placa en vez de la placa únicamente. Cabe destacar que dicho parámetro se puede modificar en cualquier momento y para cada placa inspeccionada.

La segunda opción que tenemos es el material. A partir del material que escojamos se configurará automáticamente la velocidad a la que viaja el sonido a través de dicho material. La velocidad está directamente relacionada con el ángulo del haz. En nuestro caso pondremos

como material *Composite* al cual se le asigna una velocidad de 3000 m/s. Destacar que es la única característica del material que no debemos modificar durante la inspección a no ser que la hayamos introducido mal. En el caso de modificarla, modificaríamos con ella las leyes focales, por ser uno de los parámetros esenciales que ayudan a componer dichas leyes, las cuales son imprescindibles para una correcta inspección.

Con la tercera opción podemos indicar la geometría de la pieza que vamos a inspeccionar. En nuestro caso estamos trabajando con placas y por ellos seleccionamos la opción de *Plate*. Destacar que la opción con la que nosotros vamos a trabajar es la única que soporta directamente el escáner. Si escogemos alguna de las otras dos opciones OD o ID necesitaremos un calculador de leyes focales externo.

La última opción es para seleccionar el tipo de soldadura que vamos a analizar. En este caso no queremos analizar ninguna, por lo tanto seleccionamos *None*.

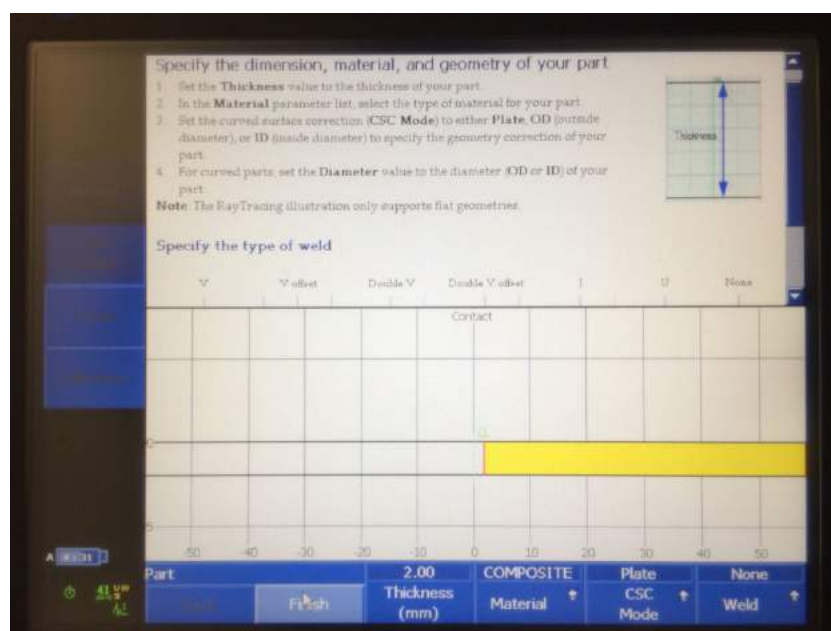


Figura 4.28: Parámetros a variar del sub-menú *Part and Weld*

- *Setup*. Este sub-menú presenta 4 pantallas en las que se pueden variar parámetros. En la primera de ellas elegimos el tipo de ultrasonidos que vamos a emplear para el escaneado de la pieza, en concreto podemos elegir entre UT y PA. UT se refiere al ultrasonidos convencional de un solo punto de análisis mientras que PA (*Phased Array*) se refiere al análisis mediante una agrupación de puntos, como en nuestro caso. En la segunda pestaña de esta primera pantalla debemos elegir la aplicación para la que vamos a necesitar el escáner, en este caso la aplicación son composites.(Figura 4.29)

En la segunda ventana que nos aparece debemos seleccionar el palpador con el que estamos trabajando y la cuña. Normalmente el palpador se selecciona automáticamente al conectarlo al escáner pero la cuña sí que debemos seleccionarla nosotros. En este caso escogemos la cuña SNW1-0L que es con la que vamos a trabajar. Como el palpador se selecciona directamente, todas las características que necesita conocer el escáner también se introducen automáticamente. Si añadiéramos nosotros manualmente el palpador tendríamos que rellenar todos los parámetros que necesita conocer el escáner para caracterizarlo. (Figura 4.30).

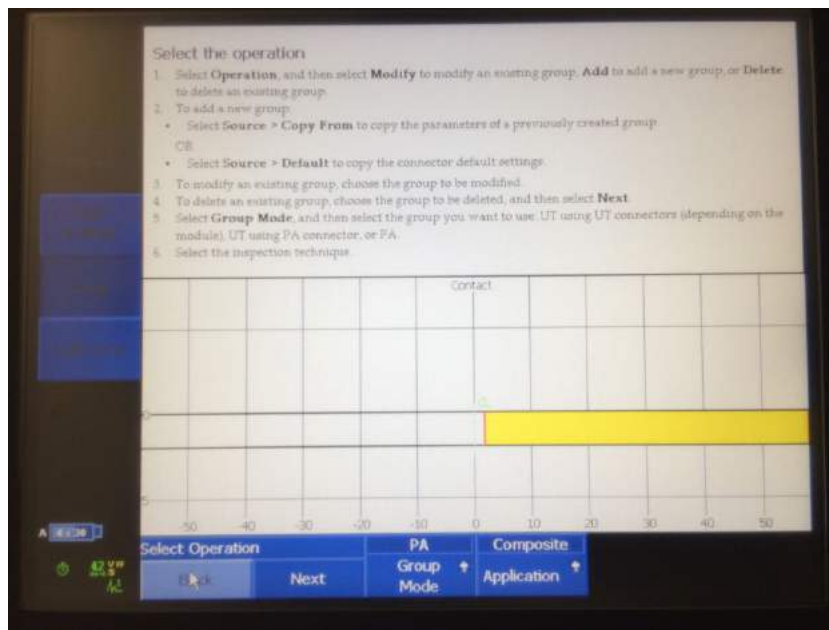


Figura 4.29: Primera pantalla de parámetros a variar del sub-menú *Setup*

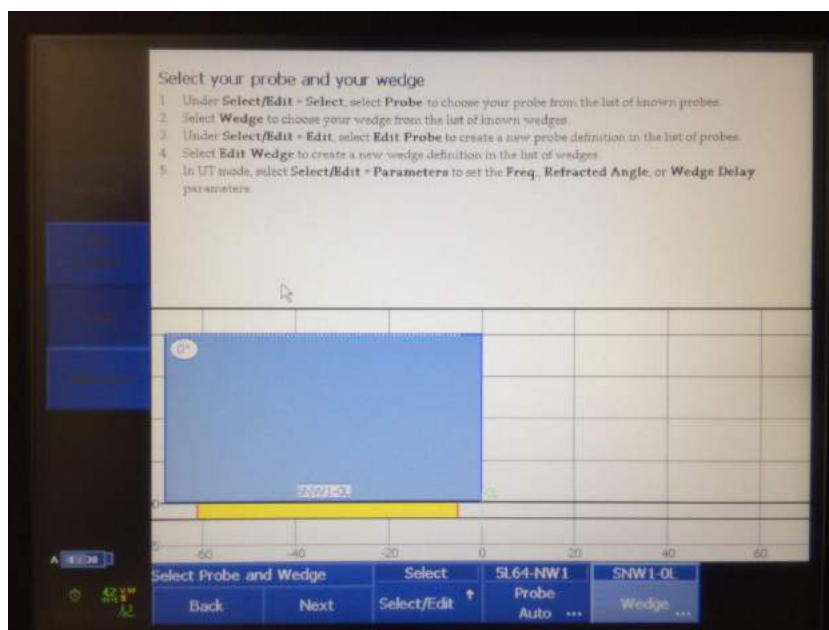


Figura 4.30: Segunda pantalla de parámetros a variar del sub-menú *Setup*

En la tercera pantalla nos encontramos con un parámetro que es modificable según el usuario vea conveniente. Se trata del número de elementos que vamos a necesitar para el escaneo de la pieza. En este caso vamos a seleccionar 6 como número de elementos activos. A pesar de utilizar una sonda con 64 elementos podemos apreciar que el máximo de elementos activos que podemos tener al mismo tiempo es 16. Pero podemos configurar que 16 elementos queremos activar, es decir, en que rango si desde el elemento 1 al 16 o desde el elemento 49 al 64 o cualquier otra combinación. El punto de salida del haz depende del elemento que seleccionemos como primero (Figura 4.31). Más adelante explicaremos en que varía el escaneo al aumentar o disminuir el número de elementos activos. El resto lo dejamos por defecto. (Figura 4.32)

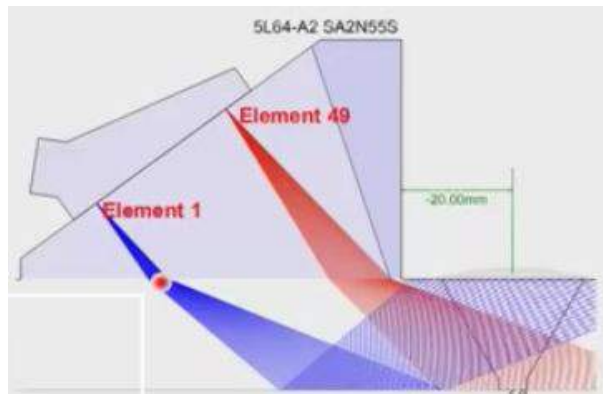


Figura 4.31: Diferencia en la selección del primer elemento

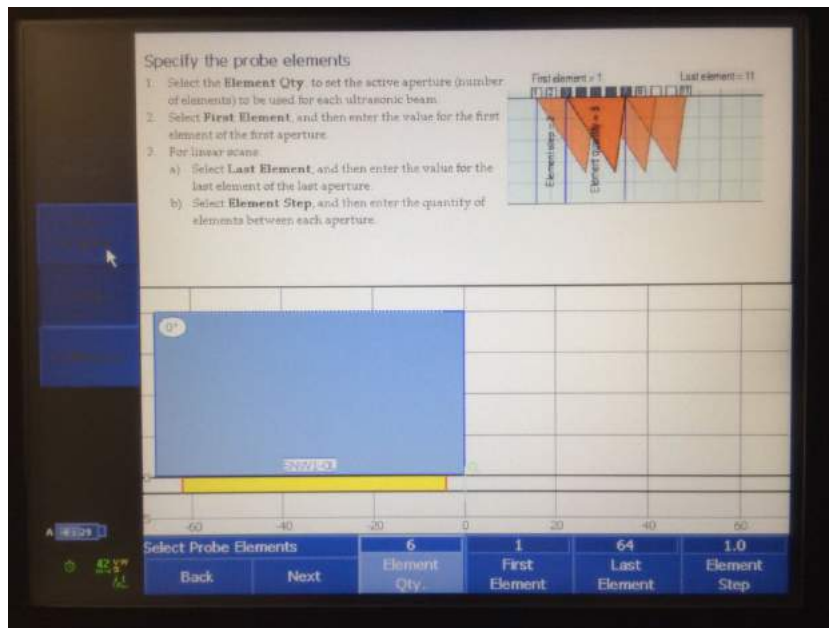


Figura 4.32: Tercera pantalla de parámetros a variar del sub-menú *Setup*

En la cuarta pantalla también lo dejamos todo por defecto. El parámetro *Focus Depth* tendríamos que modificarlo en el caso de que trabajaríamos con un escaneo sectorial ya que con dicho parámetro podemos modificar la profundidad a la que queremos que se focalice nuestro haz. En nuestro caso como trabajamos con un escaneo lineal lo vamos a apreciar todo de igual forma cambiemos o no dicho parámetro, por lo tanto lo dejamos por defecto. En el caso de modificarlo se variarían automáticamente los retardos aplicados en los elementos. Si quisiéramos usar otro tipo de inspección tendríamos que realizar todos los cálculos de manera externa, ya que el único modo de inspección que soporta el escáner es el de *Focus Depth*.

Por otro lado el parámetro *Skew (deg.)* únicamente es necesario modificar en el caso de que no se haga un escaneo manual y la máquina necesite conocer en qué dirección se requiere realizar el escaneo. Se refiere a la orientación relativa entre el palpador y la línea de la soldadura o el movimiento mecánico en sí. Por último, el parámetro *Index Offset* se utiliza para indicar la posición relativa entre la soldadura y la cara de la cuña. (Figura 4.33)

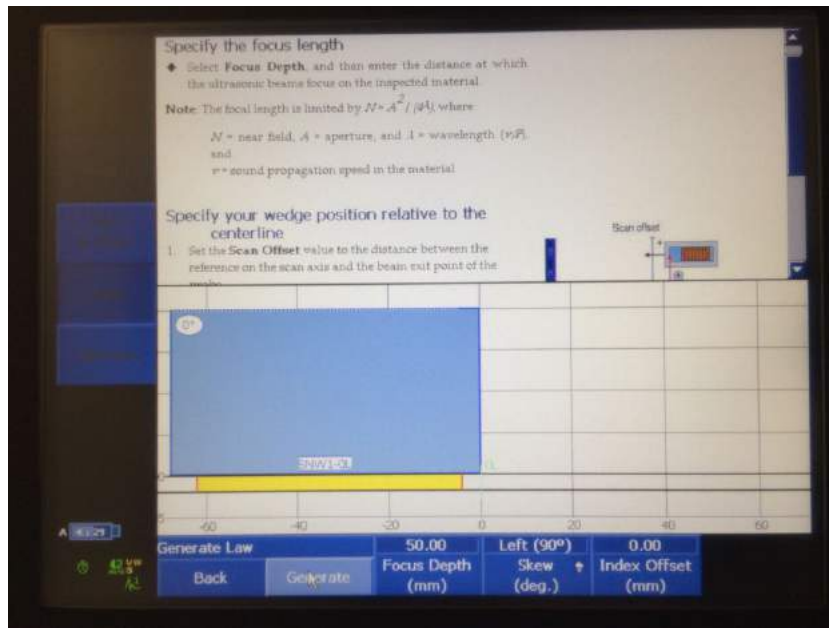


Figura 4.33: Cuarta pantalla de parámetros a variar del sub-menú *Setup*

- *Calibration*. Este sub-menú únicamente debemos utilizarlo en el caso de que queramos calibrar la velocidad, el retraso que genera la cuña o la sensibilidad. (Figura 4.34)

La velocidad únicamente es necesario calibrarla en el caso de que el material que se va a escanear o no se encuentre en la base de datos o no sea un material puro, es decir, que podríamos tener una pieza de aluminio y fibra de carbono cuyas características no son las de ninguno de los dos materiales por separado. En el caso de aparecer el material usado en la base de datos, es mucho más fiable tomar el dato de la base de datos que calibrarlo nosotros mismos. Si se tuviera que realizar esta calibración, después de realizarla no podríamos modificar la velocidad si no, eliminaríamos cualquier calibración realizada, ya sea por sensibilidad o por el retraso de la cuña. Este tipo de calibración ya calcula la velocidad del material con el que se va a trabajar y del cual no se tiene información en la base de datos. Si no se posee un bloque de calibración de exactamente el mismo material que se desea inspeccionar, es mucho más fiable escoger el material más parecido que exista en la base de datos que realizar la calibración.

La calibración por el retraso que ofrece la cuña introducirá una compensación por la distancia variable en el recorrido de los haces a través del medio de la cuña y tendrá en cuenta los diversos puntos de salida de los haces. El desgaste inducido en la cuña también se contabilizará. En el caso de ser un desgaste severo será imposible la calibración. También es necesaria esta calibración en el caso de que se fabrique una cuña para que encaje perfectamente con una pieza muy concreta, es decir, que se fabrique exclusivamente para una pieza. En este caso careceríamos de información sobre esta cuña en la base de datos y por tanto tendríamos también que introducir sus características de forma manual. Para realizar esta calibración es necesario que el bloque que vamos a utilizar para calibrar tenga un orificio lateral o un hueco curvo. Después de completar todos los parámetros de los diferentes menús y sub-menús se puede inspeccionar un bloque de calibración con la finalidad de conocer si es necesaria esta calibración o no. En el caso de que los orificios que debe poseer la pieza de calibración aparezcan en el escáner a la misma profundidad a la que se encuentran realmente, es innecesaria esta calibración. En caso contrario, sí que tendremos que realizarla.

El asistente de calibración de sensibilidad MX2 está diseñado para ajustar automáticamente los *offsets* de ganancia de todos los *A-scan*. Típicamente, el hecho de que la pieza

presente una muesca o agujero taladrado lateral hace que se necesite una calibración de este tipo. En el caso de ser necesaria esta calibración y no realizarla, podemos estar dejando de detectar algunos defectos de la pieza. Como nosotros únicamente trabajamos con un ángulo no vamos a necesitar realizar dicha tarea.

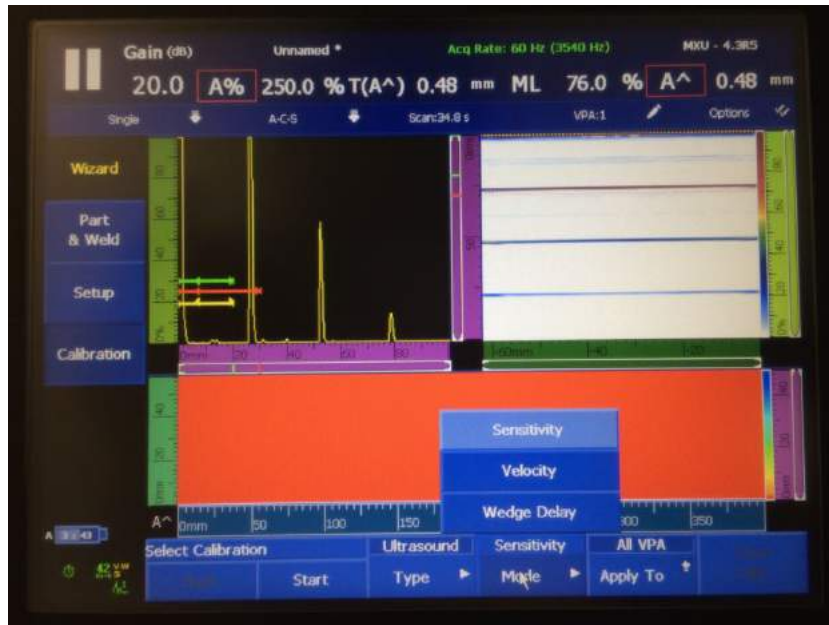


Figura 4.34: Ventana del sub-menú de calibración

Cabe destacar que para cualquiera de los tres métodos de calibración, uno de los aspectos más importantes es aplicar al sensor la misma presión y acoplamiento durante la calibración. De no ser así se pueden cometer errores grandes que no se pueden arreglar ajustando ningún parámetro.

- **UT Settings.** Este menú está compuesto por cinco sub-menús. A lo largo de los cinco sub-menús se pueden variar parámetros relacionados directamente con el sensor de ultrasonidos.
 - **General.**(Figura 4.35) De este primer sub-menú podemos variar la ganancia que funciona como un “Zoom” de las imperfecciones que presenta el escaneado. También variamos el *Range* que es el rango de análisis de la profundidad de la pieza. Vemos que al variar el rango, varía la escala del *A-Scan* y se reduce al valor que nosotros hemos introducido en el rango. El resto de parámetros los dejamos por defecto. La velocidad es la que ya hemos fijado con anterioridad en el menú *Wizard* y el *Wedge delay* tendría un valor en el caso de realizar la calibración por el retardo de la cuña.



Figura 4.35: Parámetros a variar en el sub-menú *General*

- *Pulser*. (Figura 4.36) Es un sub menú en el que podemos configurar la vista de la onda. Todos los parámetros se han dejado por defecto. La energía la variaremos en función del número de elementos con el que trabajemos para conseguir mejores resultados. En concreto, si aumentamos el número de elementos, debemos aumentar la energía empleada.



Figura 4.36: Parámetros a variar en el sub-menú *Pulser*

- *Receiver*. (Figura 4.37) Mediante este sub-menú se ha añadido un filtro paso-banda de 5 MHz para eliminar el ruido procedente de otras frecuencias “vecinas” ya que nuestra sonda emite en 5 MHz y además ,de este modo, aumentamos la relación señal a ruido. La opción de *Video Filter* se encuentra activa ya que es un tipo de suavizado digital que permite identificar con mayor facilidad el centro de energía o nuestra ubicación durante una medición.



Figura 4.37: Parámetros a variar en el sub-menú *Receiver*

- *Beam.* (Figura 4.38) Las opciones de este sub-menú también se han dejado por defecto. Cabe destacar que el parámetro *Beam Delay* lo calcula el escáner mediante las leyes focales.



Figura 4.38: Parámetros a variar en el sub-menú *Beam*

- *Advanced.* (Figura 4.39) En este sub-menú únicamente se ha variado la amplitud de referencia que en este caso se ha establecido en 20 %, en vez de en 80 % como estaba por defecto. Establecer un porcentaje como amplitud de referencia hace que el escáner añada, de ser necesario, ganancia para alcanzar el porcentaje establecido en la ventana del *A-Scan*. El parámetro *Point Quantity* es un compromiso entre el tamaño del fichero y la resolución del *A-Scan*. A mayor número de puntos mayor es la resolución que obtenemos en el *A-Scan*. En este caso se han utilizado 320 puntos que es una cantidad utilizada comúnmente en las inspecciones y que garantiza una lectura con precisión por ello no se ha modificado.



Figura 4.39: Parámetros a variar en el sub-menú *Advanced*

- **Measurements.** En este menú se pueden variar los parámetros relacionados con las medidas que toma la máquina o los valores que vemos en la pantalla. Presenta tres sub-menús:
 - *Cursors.* (Figura 4.40) En este sub-menú podemos variar la posición de los cursores para cada una de las tres escáners (*A-Scan*, *C-Scan* y *S-Scan*). Son parámetros que se pueden variar en cualquier momento, por lo tanto en un principio no se van a variar.



Figura 4.40: Parámetros a variar en el sub-menú *Cursors*

- *Reading.* (Figura 4.41) En este sub-menú podemos escoger qué medidas queremos que nos aparezcan arriba en la pantalla y así ver los resultados de la medida de una forma más cómoda y sencilla. En este caso se han seleccionado cuatro medidas que tienen que ver con la posición de los cursores y la distancia entre el cursor de referencia y el que manipulamos nosotros. Las lecturas realizadas están relacionadas con el *A-Scan*.



Figura 4.41: Parámetros a variar en el sub-menú *Reading*

- *Indication Table*. En este sub-menú se puede crear una tabla con las medidas que se han decidido mostrar en pantalla. Además se puede guardar la tabla y añadir comentarios en el caso de que sea necesario.
- *Display*. Este menú permite variar parámetros relacionados con lo que muestra la pantalla. Dispone de dos sub-menús:
 - *A-Scan Settings*. (Figura 4.42) De este sub-menú no se ha variado ningún parámetro.



Figura 4.42: Parámetros a variar en el sub-menú *A-Scan Settings*

- *Overlay*. (Figura 4.43) De este sub-menú se han eliminado los indicadores ya que no son necesarios para las medidas que se van a llevar a cabo y de las opciones del *A-Scan* se ha seleccionado la cuadrícula (*Grid*) y la envolvente (*Envelope*) para ver como varía la señal conforme escaneamos la pieza y si la señal que recibe el sensor presenta alguna media o

no. La cuadrícula simplemente se ha seleccionado para poder medir con un poco más de precisión sobre el escáner.

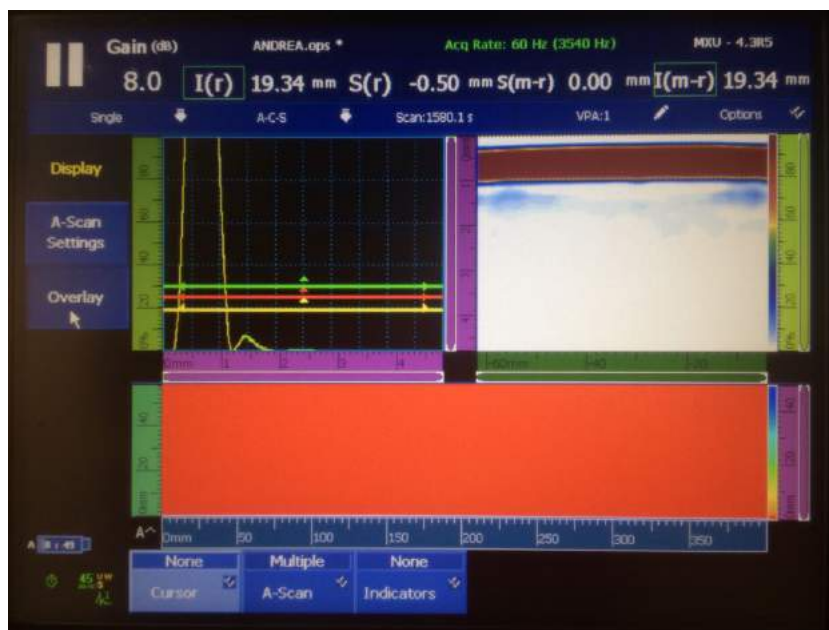


Figura 4.43: Parámetros a variar en el sub-menú *Overlay*

- **Sizing.** En este menú se pueden variar parámetros relacionados con el dimensionamiento. Consta de tres sub-menús.
 - *Operator Mode.* (Figura 4.44) No se ha modificado nada con respecto a los valores por defecto.

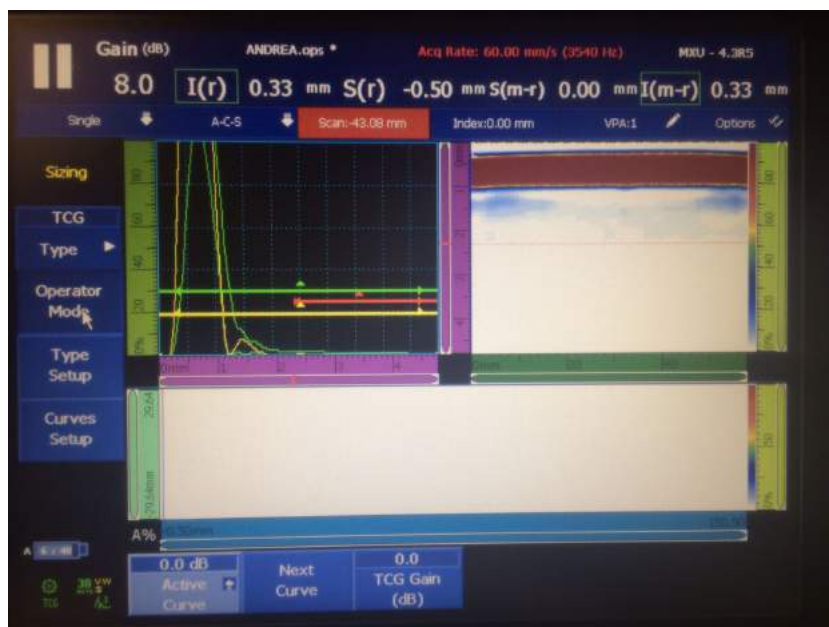


Figura 4.44: Parámetros a variar en el sub-menú *Operator Mode*

- *Type Setup.* (Figura 4.45) Se ha añadido una curva en la opción de *Curve quantity*.



Figura 4.45: Parámetros a variar en el sub-menú *Type Setup*

- *Curves Setup*. (Figura 4.46) No se ha modificado nada con respecto a los valores por defecto. Si todo lo seleccionado se aplica únicamente a la ley focal actual (*Current Law*), el rango se fija para la ley actual y se extrapola al resto de las leyes. En cambio, si lo aplicamos para todas las leyes (*All laws*), el rango se ajusta para que todas las leyes terminen en la profundidad que se ha seleccionado anteriormente mediante el parámetro *Focus Depth*.



Figura 4.46: Sub-menús del menú *Curves Setup*

- **Gates/Alarms**. En este menú podemos modificar todo lo que tenga que ver con las puertas o cursores horizontales que parecen en la pantalla del *A-Scan* de tres colores diferentes, verde, rojo y amarillo. Consta de cuatro sub-menús.
 - *Gates*. (Figura 4.47) En este submenú se puede modificar la posición de los cursores horizontales de los que se ha hablado anteriormente. Se pueden modificar en cualquier momento

que lo necesitemos, pero además no hace falta entrar en este sub-menú, si no que al seleccionar el cursor en la pantalla del *A-Scan* podemos modificar su tamaño, donde empieza y la altura a la que queremos colocarlo. Se pueden modificar los cursores de los tres colores.

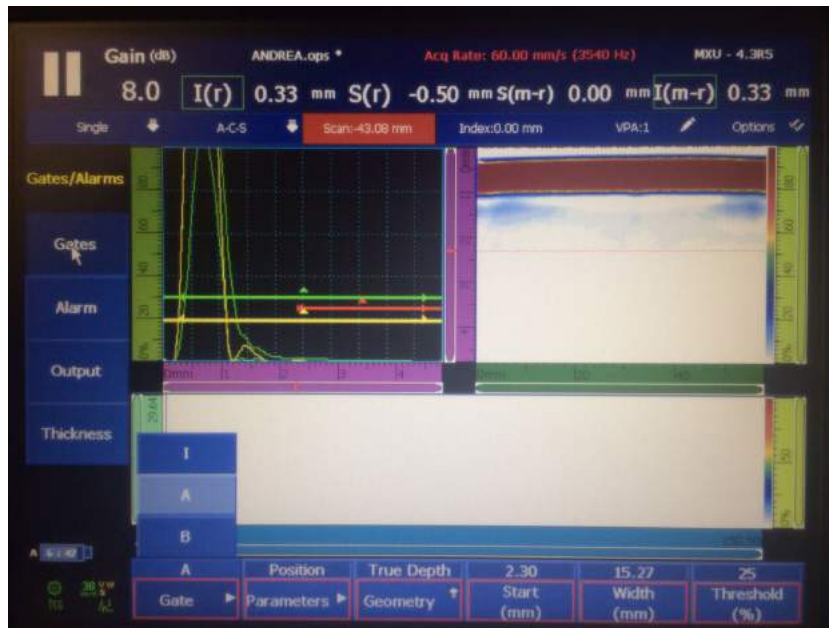


Figura 4.47: Parámetros a variar en el sub-menú *Gates*

- *Alarm.* (Figura 4.48) En este sub-menú no se ha modificado nada. Se han dejado los valores y opciones que venían por defecto.

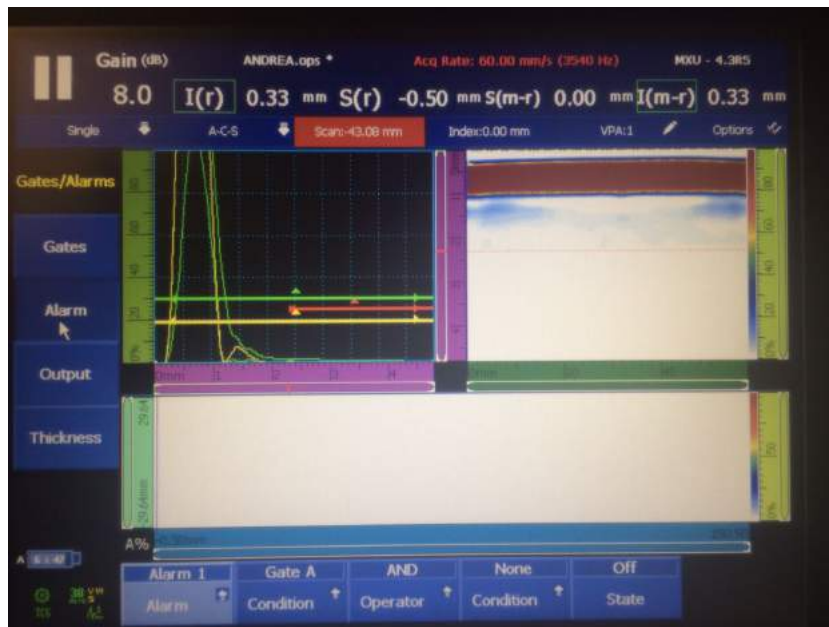


Figura 4.48: Parámetros a variar en el sub-menú *Alarm*

- *Output.* (Figura 4.49) De igual forma que el anterior, no se ha modificado nada con respecto a los valores por defecto.

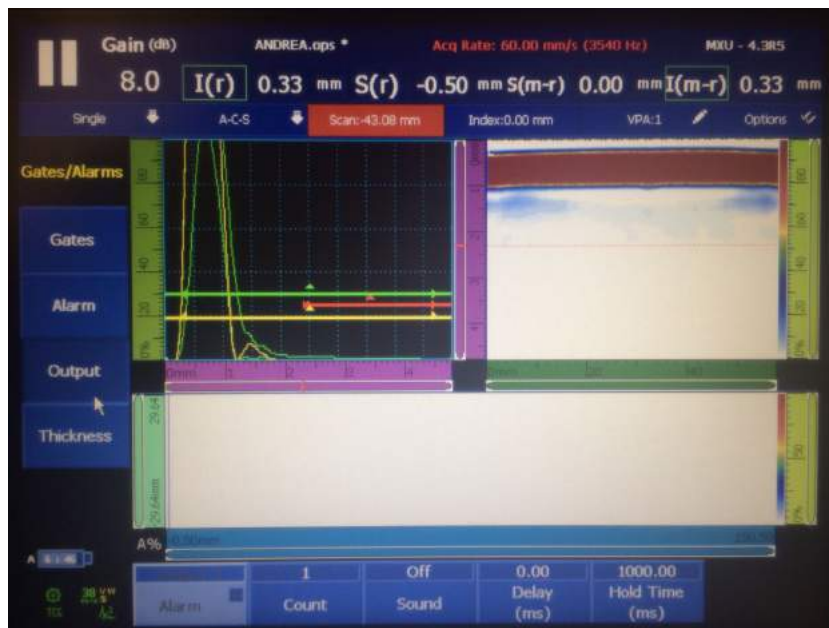


Figura 4.49: Parámetros a variar en el sub-menú *Output*

- *Thickness*. (Figura 4.50) Valores y opciones por defecto sin sufrir ninguna modificación.



Figura 4.50: Parámetros a variar en el sub-menú *Thickness*

- **Group/Probe ans Part.** En este menú aparecen muchas de las opciones que ya hemos configurado mediante el menú *Wizard*. Por lo tanto, a no ser que se haya desconfigurado algún parámetro, no tendremos que variar nada de ninguno de los tres sub-menús de los que consta.
 - *Probe and Wedge.* (Figura 4.51) En este sub-menú aparece el nombre del sensor que se va a utilizar y el de la cuña que ya se ha seleccionado en el menú *Wizard*. Destacar que en este sub-menú aparece la opción del *Auto Detect*, que como vemos está activado. Por lo tanto el modelo del palpador, su frecuencia, el número de elementos que tiene y la inclinación de los elementos se configurarán automáticamente al conectar el sensor al escáner sin necesidad de tener que hacerlo nosotros mismos. En el caso de que esta opción no estuviera activada

el sensor y todos sus parámetros se deberían configurar uno a uno y guardar en la base de datos del escáner.

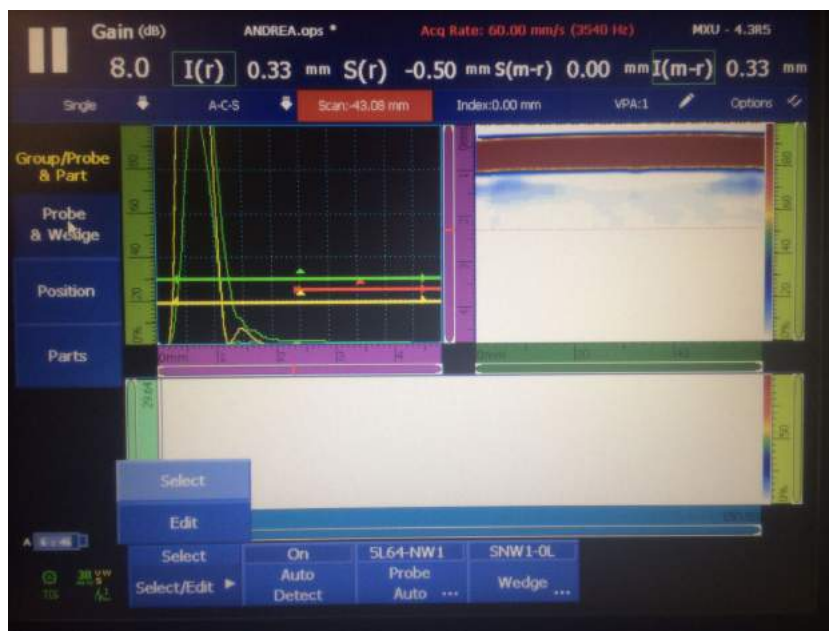


Figura 4.51: Parámetros a variar en el sub-menú *Probe and Wedge*

- *Position*. (Figura 4.52) En este menú también aparecen dos parámetros que se muestran ya en el menú *Wizard*. Por tanto deberían mantener los mismos valores que ya configuramos. El segundo de ellos (*Index Offset*) sirve para modificar la escala de referencia que tenemos en el *C-Scan*.

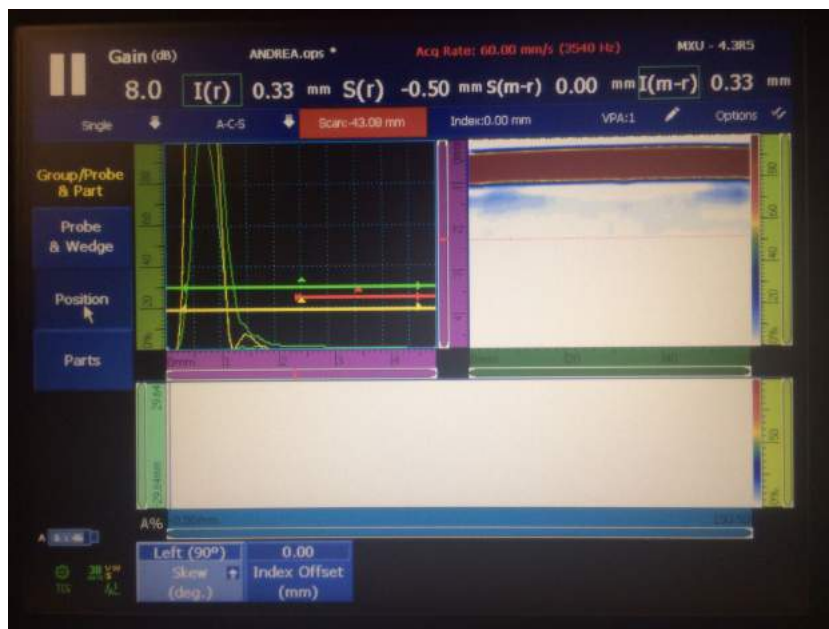


Figura 4.52: Parámetros a variar en el sub-menú *Position*

- *Parts*. (Figura 4.53) Al igual que en los otros dos sub-menús los parámetros ya los hemos configurado anteriormente por lo tanto basta comprobar que efectivamente permanecen como anteriormente.

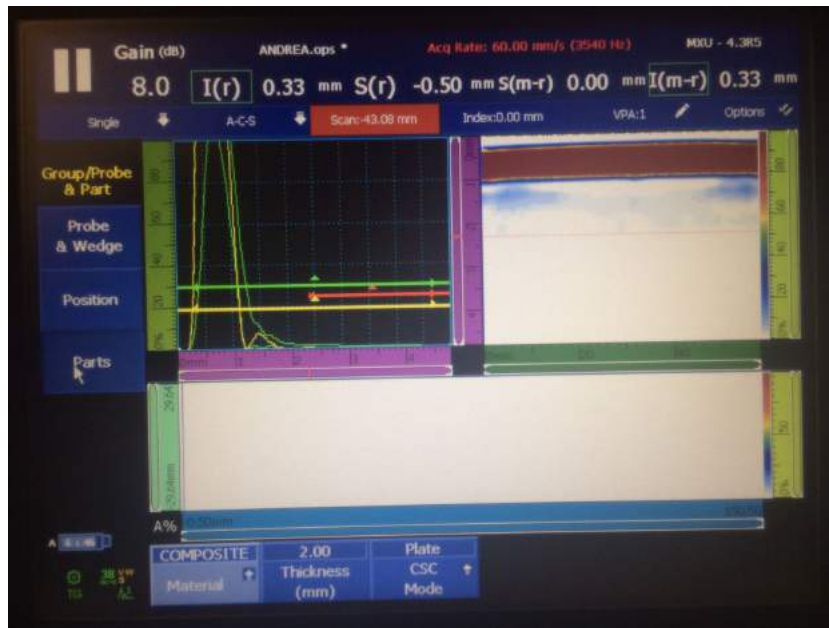


Figura 4.53: Sub-menús del sub-menú *Parts*

- **Focal Law.** La ley focal es el patrón de retardo de tiempo para que cada uno de los elementos sea excitado y deje de estarlo. La suma de las ondas individuales que genera cada elemento genera una onda mayor que nos permite realizar el barrido oportuno. En este menú se pueden configurar los parámetros relacionados con el funcionamiento del sensor. Consta de tres sub-menús. Algunos de los parámetros ya han sido configurados mediante el menú *Wizard*.

 - **Configuration.** (Figura 4.55) En este sub-menú únicamente tenemos un parámetro a configurar. Existen dos tipos de escaneos, el escaneo lineal y el sectorial (Figura 4.54). El primero de ellos se identifica porque todos los elementos emiten ondas con el mismo ángulo de salida, mientras que en el escaneo sectorial cada uno de los elementos emite las ondas con un ángulo distinto. En este caso dejamos la opción seleccionada por defecto que es un escaneo lineal a 0° .

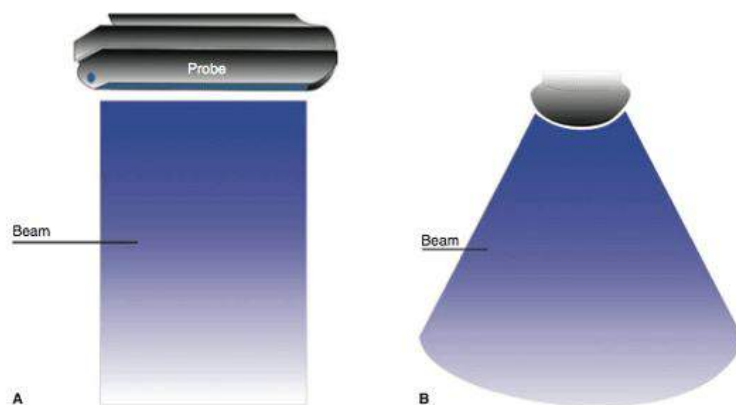


Figura 4.54: A. Escaneo lineal - B. Escaneo sectorial

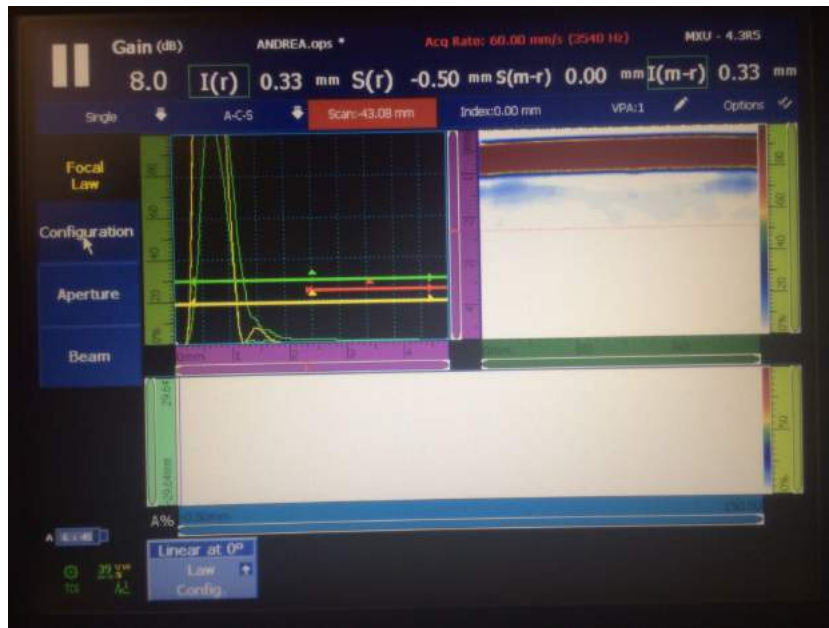


Figura 4.55: Parámetros a variar en el sub-menú *Configuration*

- *Aperture*. (Figura 4.56) Los parámetros de este sub-menú ya los hemos configurado anteriormente.



Figura 4.56: Parámetros a variar en el sub-menú *Aperture*

- *Beam*. (Figura 4.57) El único parámetro que podemos modificar de este sub-menú también aparece en el menú *Wizard*. De igual forma que anteriormente dejamos el valor que nos da por defecto el escáner.

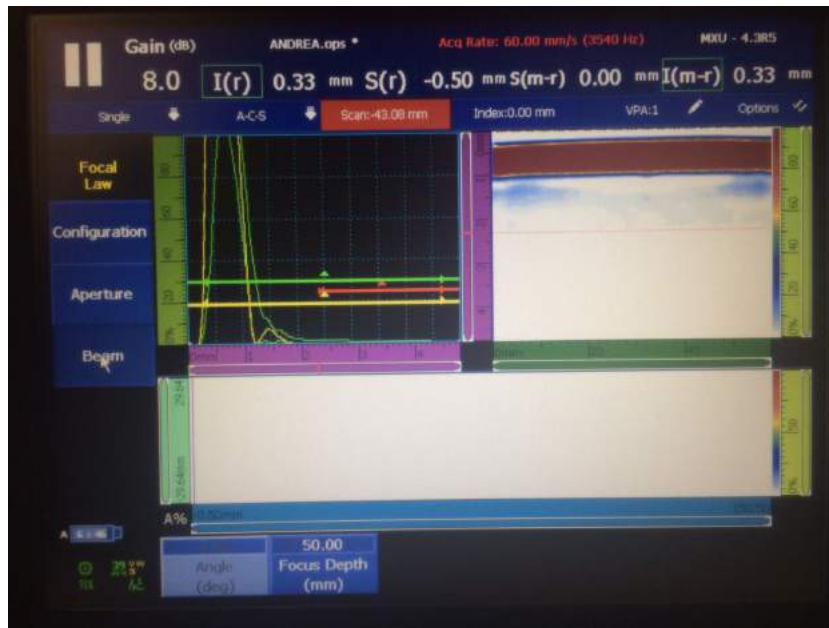


Figura 4.57: Sub-menús del sub-menú *Beam*

- **Scan.** En este menú se pueden configurar los parámetros relacionados con los codificadores (como la rueda utilizada) para la realización del escaneado. Además todos los parámetros configurados en este menú serían necesarios para realizar una inspección que no fuera completamente manual si no que se hiciera de forma autónoma. Consta de cinco sub-menús.
 - **Inspection.** (Figura 4.58) El único parámetro que se debe modificar de este sub-menú es el primero de ellos (*Type*). En vez de trabajar con *One-line Scan* en el que aparecería todo el escaneado en una línea, trabajamos con la opción de *Raster Scan* en la que irá apareciendo la imagen conforme movamos el sensor. Para poder realizar este tipo de escaneado es necesario precisar de la rueda conectada al sensor para detectar la posición.

La velocidad máxima de escaneado la calcula el instrumento. En el caso de realizar una inspección a una velocidad mayor a la fijada, aparecerían líneas negras en la imagen resultado debido a que el escáner no podría obtener toda la información necesaria para sacar por pantalla una imagen correcta.



Figura 4.58: Parámetros a variar en el sub-menú *Inspection*

- *Encoder*. (Figura 4.59) En este sub-menú se pueden modificar parámetros relacionados con los complementos codificadores que podemos utilizar durante la inspección. Se podrían utilizar hasta dos elementos codificadores, pero en este caso únicamente utilizamos uno que es la rueda. Cabe destacar que todos los parámetros se han dejado por defecto.



Figura 4.59: Parámetros a variar en el sub-menú *Encoder*

- *Area*. (Figura 4.60) En este sub-menú se pueden modificar las dimensiones de la pantalla del *S-Scan*. En este caso como el lado que se analiza de la probeta es el más largo y mide 150mm, fijamos el *Scan End* en 150mm. El resto de parámetros se han dejado con el valor por defecto.

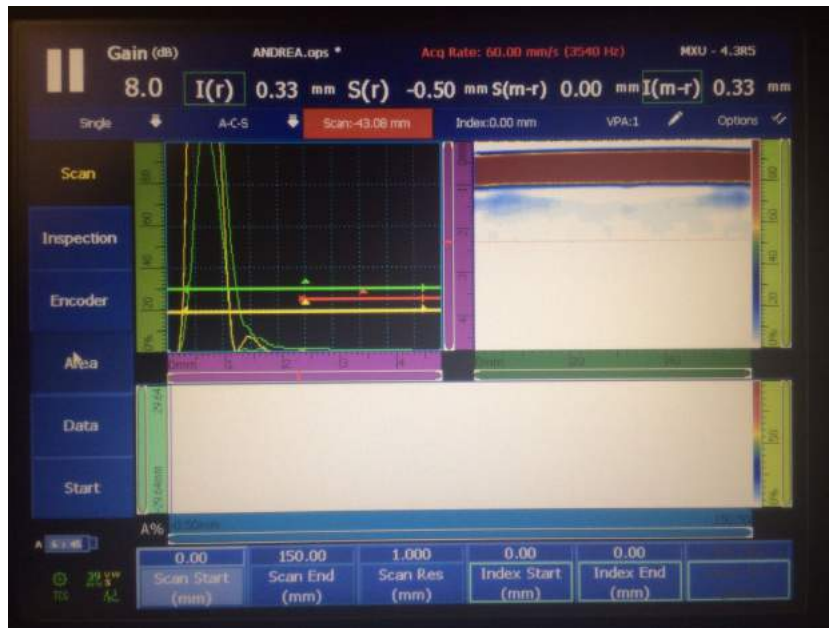


Figura 4.60: Parámetros a variar en el sub-menú *Area*

- *Data*. (Figura 4.61) El único parámetro que compone este sub-menú se puede modificar para indicar que análisis es el que queremos almacenar. En este caso almacenaremos el último (*Last*) que se haya realizado.

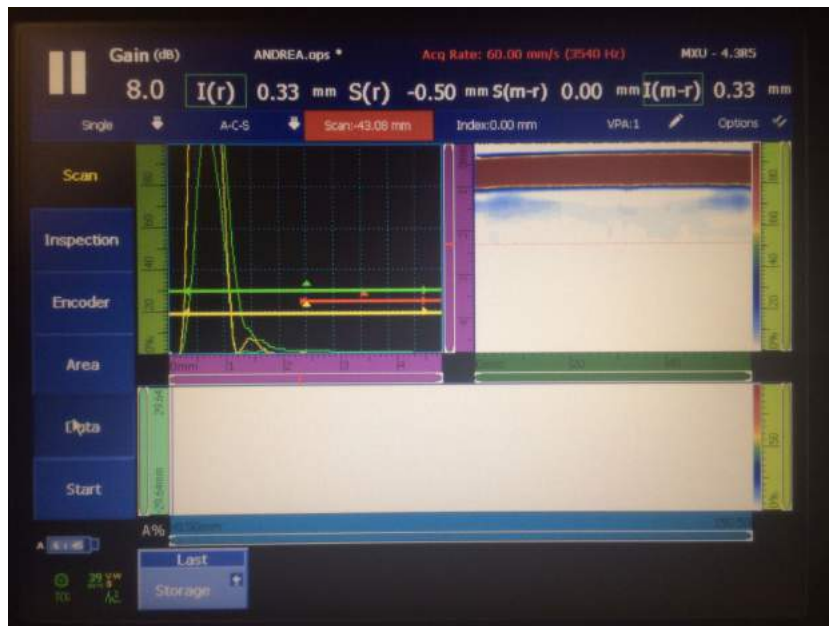


Figura 4.61: Parámetros a variar en el sub-menú *Data*

- *Start*. (Figura 4.62) Parámetros necesarios para el escaneado. Para realizar alguna de las funciones que tienen estos parámetros no es necesario entrar en este sub-menú ya que desde los botones que presenta la máquina a la derecha se pueden seleccionar.



Figura 4.62: Parámetros del sub-menú *Start*

- **Preferences.** Mediante este menú se pueden configurar las preferencias de la máquina. No se va a hablar específicamente de cada uno de los sub-menús de este menú debido a que son parámetros innecesarios para el escaneado como tal.

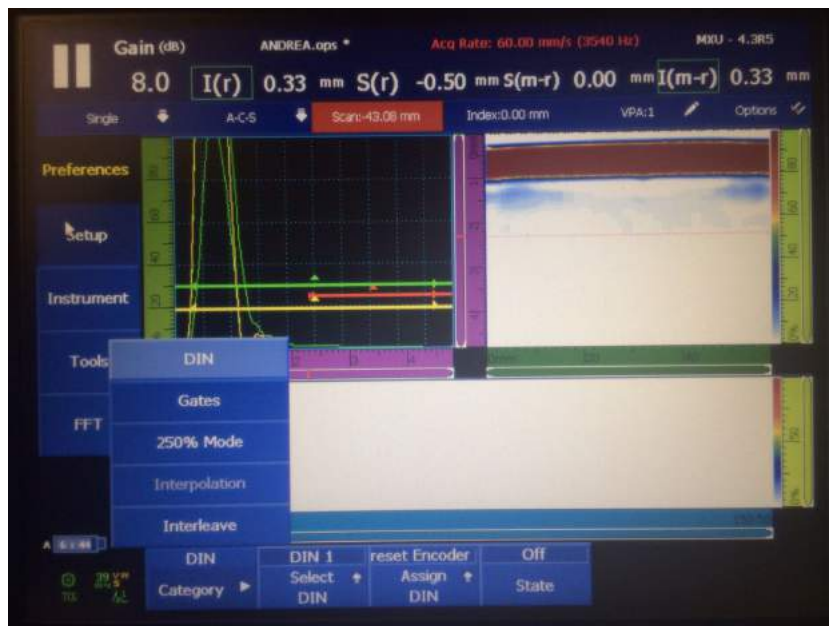


Figura 4.63: Parámetros a variar en el sub-menú *Setup*



Figura 4.64: Parámetros a variar en el sub-menú *Instrument*



Figura 4.65: Parámetros a variar en el sub-menú *Tools*



Figura 4.66: Parámetros a variar en el sub-menú de *FFT*

Realizado el tutorial básico del escáner *Omni-Scan SX* podemos concluir diciendo que aumentar el tamaño de la abertura o crear la misma abertura utilizando una mayor cantidad de elementos de un tamaño menor, aumenta la nitidez del haz enfocado y mejora los resultados.

Por último, hemos cambiado la regla de colores que aparece a la derecha del *S-Scan* para poder visualizar mejor los defectos de las placas analizadas. La opción que hemos escogido es la de *A%* que está directamente relacionada con la amplitud de los picos de respuesta que recibe el palpador.

4.2.2. Resultados obtenidos

En este apartado analizaremos los resultados obtenidos al escanear las placas impactadas. En concreto, se analizarán conjuntamente las placas a las que se les aplicó la misma energía de impacto durante el ensayo. Para cada energía de impacto se han ensayado 3 placas. En uno de los casos se ensayó una más porque hubo un problema con el mecanismo de antirrebote de la máquina de impacto. Cabe destacar que las imágenes mostradas en este apartado son las correspondientes al *C-Scan*.

Por otro lado, junto con las imágenes de los escaneados, se adjuntará la fotografía de la parte delantera y de la trasera de una de las placas de cada conjunto de placas ensayadas con la misma energía de impacto. Ésto se realizará con la intención de poder identificar y comprobar el tipo de daño que aparece en cada placa según la energía de impacto utilizada.

El nombre de cada placa indica la energía de impacto del ensayo y el número de placa impactada con esa misma energía. En concreto, cada placa se denomina de la siguiente forma *LVIInnnn* donde las *n* son números. En el caso de tener, por ejemplo, la placa *LVI1003*, estamos hablando de que la energía de impacto para dicha placa fue de 10 Julios y es la tercera placa a la que se le realizó el ensayo de impacto con dicha energía. Otro ejemplo sería, *LVI0501* que es la primera placa a la que se le realizó el ensayo de impacto con una energía de 5 Julios.

Es importante destacar que el espesor de las placas con las que se ha trabajado es de 2 mm. A lo largo de todo el apartado se hablará de profundidades relacionadas con el espesor total de la placa analizada.

- **Placas con energía de impacto de 3 Julios.** En este caso únicamente tenemos dos esca-

neados debido a que a una de ellas (LVI0302) se le practicó el ensayo de compresión y para las conclusiones que nosotros queremos obtener necesitamos que las placas únicamente hayan sufrido el ensayo de impacto.

Observando ambas imágenes vemos que en ambas la zona más afectada es la zona central, cosa que ocurrirá para todas las energías de impacto. En el caso de la placa LVI0301 (Figura 4.67) la barra de colores nos indica que la zona más afectada es la central que es el lugar donde aparece el azul más oscuro. A la izquierda de la imagen también se puede observar una pequeña zona en verde la cual puede ser debido al impacto o a algún defecto en la fabricación. Lo más seguro es que se trate de una imperfección pero que el impacto la haya agravado.

Observando las figuras 4.69 y 4.70 podemos afirmar que el hecho de que para una energía de impacto tan baja aparezcan tantas imperfecciones, puede ser debido a un defecto en la fabricación. En la parte delantera se aprecia una línea en la que la fibra no sigue la misma distribución que en el resto de la placa. De igual forma, en la parte trasera también se observan desperfectos de este tipo.

En la segunda de las imágenes (Figura 4.68) se puede apreciar mucho mejor la zona afectada y además vemos como llega a aparecer el color amarillo en esta zona que indica que la imperfección tiene una profundidad de casi el 50% dentro de la pieza. Por lo tanto hablamos de un desperfecto importante.

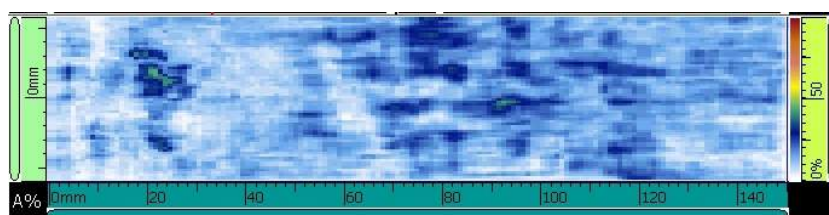


Figura 4.67: Escaneado placa LVI0301

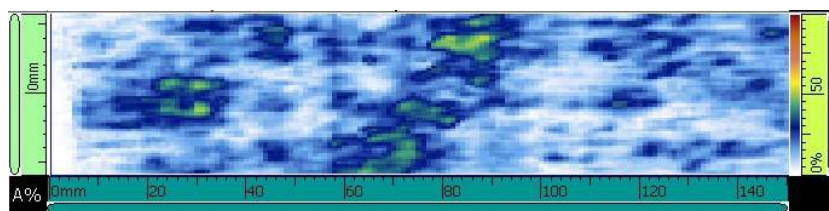


Figura 4.68: Escaneado placa LVI0303



Figura 4.69: Fotografía de la placa LVI0301. Parte delantera



Figura 4.70: Fotografía de la placa LVI0301. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 5 Julios.** Para esta energía de impacto tenemos tres imágenes tipo. De igual forma que anteriormente, la zona más afectada es la central como se observa en las dos primeras imágenes. En la tercera imagen no se aprecia tanto el impacto recibido.

En la primera de las imágenes (Figura 4.71) observamos que desde los 40 mm hasta los 70 mm aparecen unas pequeñas zonas en verde que equivalen a unas imperfecciones de un 40 % de profundidad en la pieza. Además, como ocurrirá con el resto de energías, comienza a aparecer en la zona central una zona blanca correspondiente a la zona dónde se ha recibido el impacto. Aparece de este color porque las fibras están tan deformadas que no son capaces de devolver las ondas en la misma dirección que las han recibido.

Observando la fotografía de la parte delantera (Figura 4.74) y de la parte trasera (Figura 4.75) de la placa LVI0501 y comparándolas con la imagen del escaneado, podemos concluir diciendo que a pesar de que en el escaneado sí se aprecie esa zona central blanca en la que ha recibido el impacto, en la placa en sí no se observa nada que nos indique que ha sido ensayada.

En la segunda de las imágenes (Figura 4.72) se ve claramente cómo la zona central es la más afectada, incluso vemos como, aproximadamente a los 70 mm, aparece una zona en amarillo correspondiente a un desperfecto de 50 % de profundidad. Las zonas en blanco que aparecen al principio y al final de escaneado son debido a la falta de acoplamiento entre la pieza y el sensor.

En la tercera imagen (Figura 4.73) no se aprecia ninguna imperfección importante. En esta imagen sería posible visualizar los cambios después del ensayo de impacto si tuviéramos el escaneado antes del mismo. A pesar de ello, sobre los 30 mm aparecen unas imperfecciones mayores a las del resto de la placa que pueden ser resultado del ensayo de impacto.

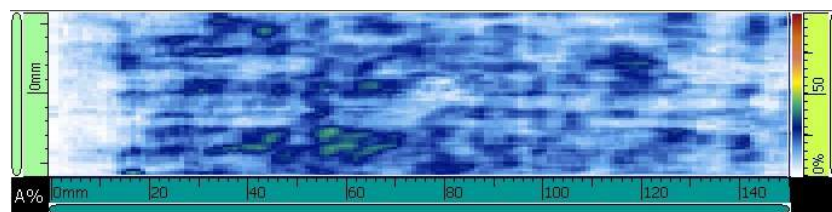


Figura 4.71: Escaneado placa LVI0501

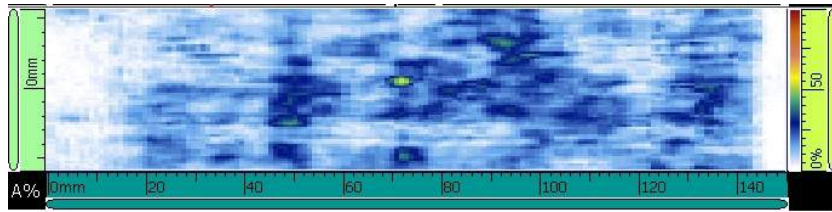


Figura 4.72: Escaneado placa LVI0502

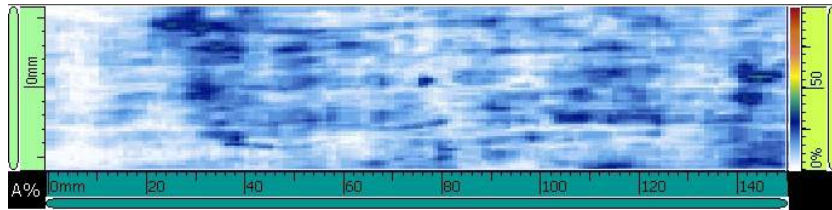


Figura 4.73: Escaneado placa LVI0503



Figura 4.74: Fotografía de la placa LVI0501. Parte delantera



Figura 4.75: Fotografía de la placa LVI0501. Parte trasera

- Placas con energía de impacto de 9 Julios.** Para esta energía de impacto ya se comienzan a apreciar imperfecciones de mayores dimensiones que las vistas hasta ahora. Es obvio, que conforme aumente la energía de impacto aumentarán los desperfectos generados por el dardo. En este caso también tenemos los tres escaneos de las tres piezas ensayadas.

En la primera de las imágenes (Figura 4.76) vemos como a lo largo de toda la pieza en el inferior del escaneado y en la parte superior a partir de los 100 mm aparecen zonas en verde. Por otro lado el azul oscuro predomina a lo largo de todo el escaneado. Lo más destacable es que en el centro se observa una zona en blanco al ser justo el punto en el que la pieza ha recibido el impacto. Más adelante, con una energía mayor de impacto observaremos como esa zona central en blanco se aprecia mucho mejor y aumenta su tamaño.

La energía de impacto de 9 Julios se ha clasificado, anteriormente, dentro del rango de energía en el que se produce un daño por la cara contraria a la que impacta el dardo. En la fotografía de la cara trasera (Figura 4.80) no se observa con claridad este daño pero en la realidad sí que se observa. Por tanto entramos en el rango de energías en el que no únicamente podemos detectar un desperfecto mediante el escáner si no que visualmente también se puede apreciar.

En la segunda imagen (Figura 4.77) también podemos apreciar a unos 70 mm la zona blanca en la que la placa ha recibido el impacto. Podemos apreciar también, al igual que en la

imagen anterior, como el azul oscuro predomina a lo largo de todo el escaneado. Además vemos como las zonas de alrededor ya se ven zonas mucho más afectadas por el impacto que anteriormente, como es normal. Sobre los 85 mm y los 130 mm aparecen dos zonas en amarillo con una pequeña zona en naranja lo cual significa que las imperfecciones presentan cada vez una profundidad mayor dentro de la propia pieza.

En la tercera imagen (Figura 4.78) se aprecia que la zona más afectada sigue siendo la zona central pero en menos medida que las anteriores. Entre los 70 mm y los 80 mm vemos una zona amarilla correspondiente a una imperfección de una profundidad del 50% el espesor de la placa.

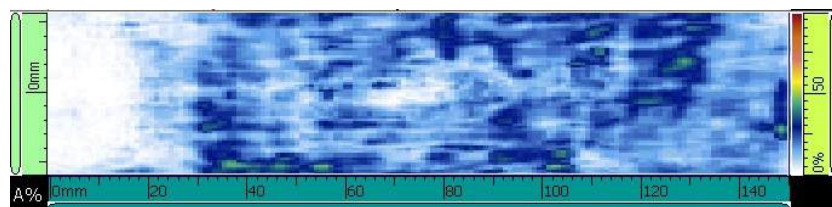


Figura 4.76: Escaneado placa LVI0901

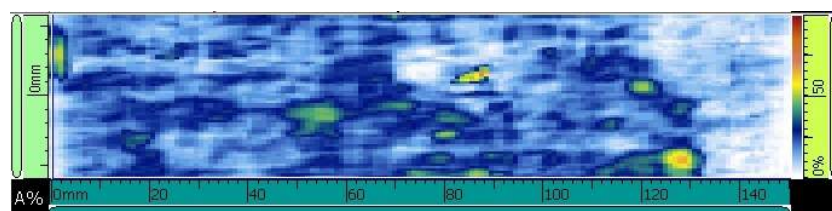


Figura 4.77: Escaneado placa LVI0902

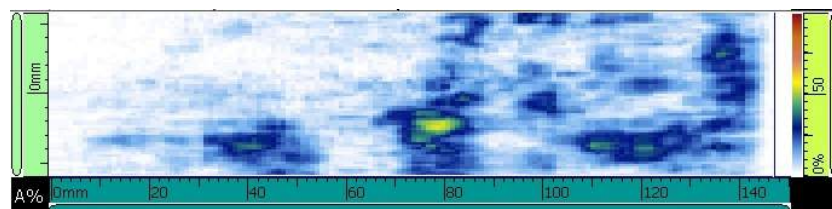


Figura 4.78: Escaneado placa LVI0903



Figura 4.79: Fotografía de la placa LVI0901. Parte delantera



Figura 4.80: Fotografía de la placa LVI0901. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 10 Julios.** Para esta energía de impacto también tenemos los tres escaneados de las tres placas ensayadas. En todas ellas aparece, de manera más o menos clara, la zona central blanca correspondiente a la zona deslaminada por el impacto sufrido.

En la placa LVI1001 (Figura 4.81) se aprecia una zona entre verde y amarilla en los 130 mm correspondiente a una imperfección cuya profundidad ocupa casi un 50 % del espesor de la placa. En el centro, al igual que ya se podía apreciar en la energía de impacto anterior, aparece una zona blanca correspondiente a la zona en la que la pieza ha recibido el impacto y se ha deslaminado.

La imagen del escaneo de la placa LVI1002 (Figura 4.82) es en la que más nítidos se pueden apreciar todos los desperfectos. Por un lado, tenemos la zona central blanca propia del deslaminado y por otro vemos como los alrededores de esa misma zona central se han visto afectados por el impacto y han sufrido daños creando imperfecciones de un 40 % de profundidad con respecto al espesor de la placa.

En la fotografía de la parte trasera de la placa LVI1002 (Figura 4.85) tampoco se observa el daño causado por el impacto pero en la realidad sí que se puede observar. Está claro que el daño sí que existe ya que en el escaneo de la placa se aprecia perfectamente. Quizás las placas sometidas a energías de impacto de 9 y de 10 Julios no son los mejores ejemplos de daño por la cara trasera pero entran dentro de este tipo de daño y por ello hay que mencionarlas.

En la figura 4.83 correspondiente con la placa LVI1003, podemos volver a apreciar esa zona central blanca, pero mucho menos nítida que en el caso anterior. El azul oscuro predomina alrededor de todo el escaneado y se aprecia una zona amarilla sobre los 40 mm.

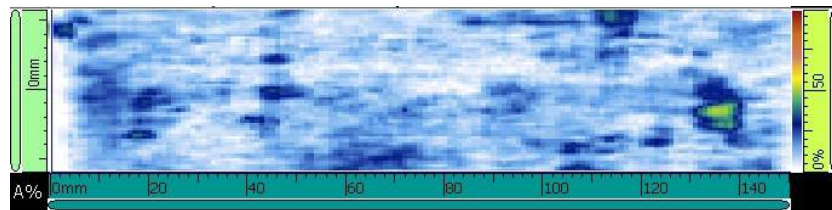


Figura 4.81: Escaneado placa LVI1001

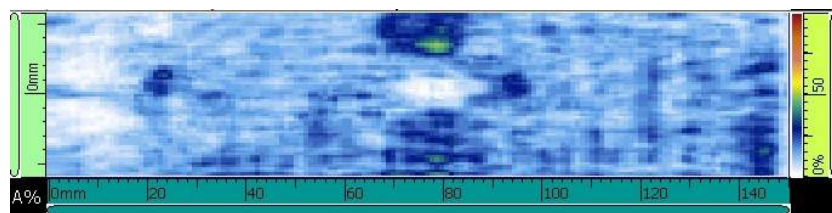


Figura 4.82: Escaneado placa LVI1002

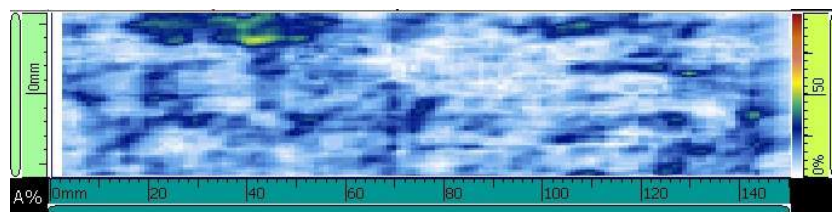


Figura 4.83: Escaneado placa LVI1003



Figura 4.84: Fotografía de la placa LVI1002. Parte delantera



Figura 4.85: Fotografía de la placa LVI1002. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 12 Julios.** Para esta energía de impacto tenemos también el resultado de las tres placas escaneadas. En los tres se aprecia la zona central blanca producida por el deslaminado.

La primera de las imágenes (Figura 4.86) es en la que mejor se aprecian los dos defectos típicos. En primer lugar, se aprecia la zona central blanca debida al deslaminado y justo al lado de ésta se observa una zona roja ,a 60 mm, resultado del impacto sufrido. De igual forma tenemos una zona bastante dañada casi al final de la placa a 140 mm.

En la fotografía de la parte trasera de la placa LVI1201 (Figura 4.90) se observa el desperfecto creado por el impacto de 12 Julios de energía. Cabe destacar que seguimos en el rango en el que únicamente se observa el daño por la cara trasera y no por la que se le ha aplicado directamente el impacto.

En el escaneado de la placa LVI1202 (Figura 4.87) se observa como las imperfecciones son menores, probablemente, debido a que la probeta se ha extraído de una zona distinta o incluso de una placa distinta con respecto a la placa anterior. A pesar de que podemos observar una zona central blanca, no podemos concluir diciendo que sea debido al impacto sufrido pero sí que es bastante probable que sea debido a esto.

En la figura 4.88 correspondiente al escaneado de la placa LVI1203 vemos que las imperfecciones son menores que en la primera imagen pero en este caso sí que podemos observar esa pequeña zona blanca central junto con pequeñas zonas verdes correspondientes a imperfecciones de un 40 % de profundidad con respecto al espesor de la placa.

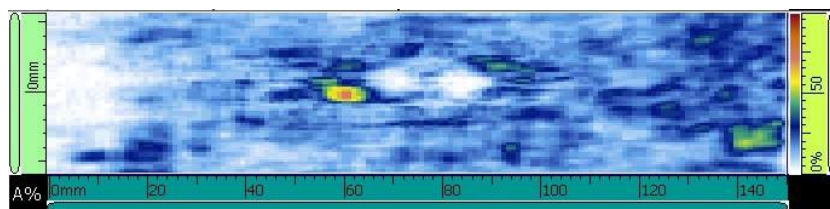


Figura 4.86: Escaneado placa LVI1201

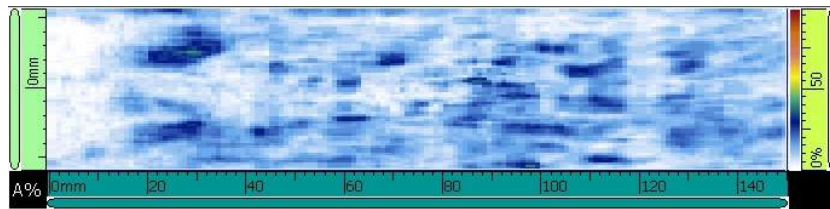


Figura 4.87: Escaneado placa LVI1202

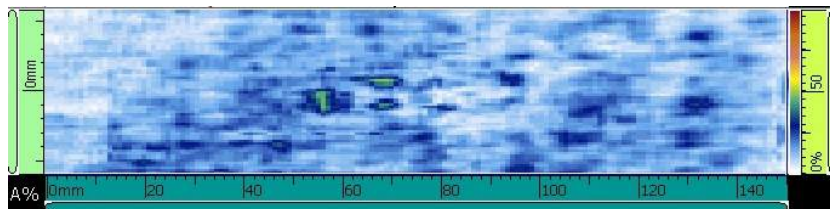


Figura 4.88: Escaneado placa LVI1203



Figura 4.89: Fotografía de la placa LVI1201. Parte delantera

Figura 4.90: Fotografía de la placa LVI1201. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 15 Julios.** Para esta energía de impacto únicamente tenemos una imagen resultado del escaneado. Las otras dos placas han sido sometidas al ensayo de compresión y como se ha mencionado anteriormente para este proyecto no nos interesa escanear placas a las que se les haya realizado ese tipo de ensayo.

En la figura 4.91 podemos observar, al igual que en imágenes anteriores, la zona blanca central resultado del deslaminado e imperfecciones a su alrededor que en este caso presentan una profundidad de un poco más del 50% con respecto al espesor de la placa.

Observando las fotografías de la parte delantera (Figura 4.92) y la trasera (Figura 4.93) de la placa LVI1503 se puede decir que hemos entrado en el rango de energías en el que el daño se hace visible por ambas caras. En la parte trasera se aprecia perfectamente como la fibra se ha desgarrado al no aguantar el impacto, pero no ha llegado a crear un orificio entre la parte delantera y trasera. En la parte delantera se observa en menor medida, pero se puede apreciar como las fibras no siguen la disposición del resto de la placa creando una pequeña cavidad e incluso llegando a perder el brillo característico de la fibra.

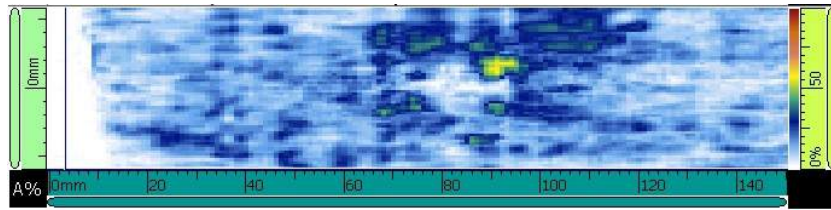


Figura 4.91: Escaneado placa LVI1503



Figura 4.92: Fotografía de la placa LVI1503. Parte delantera



Figura 4.93: Fotografía de la placa LVI1503. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 16 Julios.** En este caso tenemos dos imágenes tipo en las que poder apreciar los defectos resultantes tras aplicar un impacto de 16 Julios.

En la primera de las imágenes (Figura 4.94) se observa la zona blanca central entre los 60 mm y los 90 mm y dos zonas verdes entre los 75 mm y los 95 mm. Estas dos zonas verdes corresponden a unas imperfecciones cuya profundidad es de un 40 % el espesor de la placa analizada. La zona blanca tiene un tamaño de unos 30 mm y los defectos creados tienen un tamaño de unos 10 mm el grande y de unos 6 mm el pequeño.

Las fotografías correspondientes a la parte delantera (Figura 4.96) y a la trasera (Figura 4.97) de la placa LVI1601 ejemplifican que para esta energía de impacto el daño que se crea aparece en ambas caras de la placa. El daño en la parte trasera cada vez es más abrupto y en la parte delantera cada vez se aprecia de forma más clara.

La segunda de las imágenes (Figura 4.95) presenta una zona central blanca rodeada de prácticamente un “círculo” de imperfecciones resultado del impacto recibido durante el ensayo. Es un claro ejemplo de que el daño no se crea únicamente en la zona que cae el dardo si no que se propaga a parte de la placa. Se observa que cada vez la zona afectada es más grande teniendo en cuenta la zona blanca y las imperfecciones resultantes.

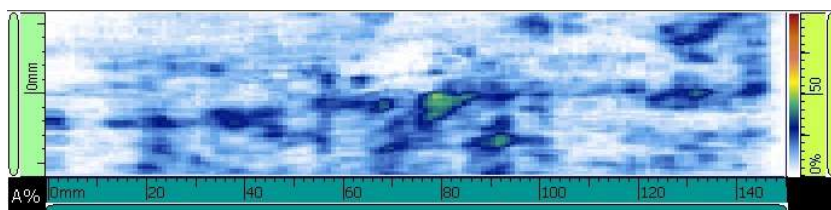


Figura 4.94: Escaneado placa LVI1601

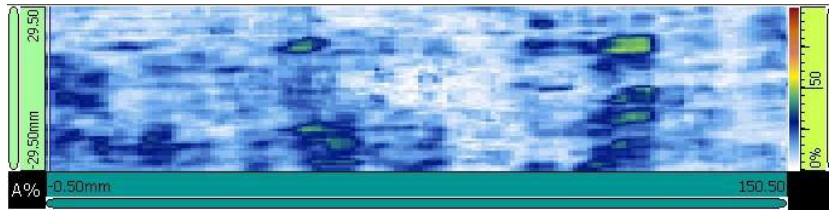


Figura 4.95: Escaneado placa LVI1602



Figura 4.96: Fotografía de la placa LVI1601. Parte delantera

Figura 4.97: Fotografía de la placa LVI1601. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 20 Julios.** En este caso tenemos las tres imágenes del escaneado de las tres placas ensayadas. En las tres imágenes siguientes se puede apreciar perfectamente la zona blanca central.

En la primera de las imágenes (Figura 4.98) se aprecia claramente, entre los 60 mm y los 90 mm, una zona blanca resultado del impacto recibido. Arriba de esta zona aparece una zona en verde y amarillo correspondientes a imperfecciones cuya profundidad es aproximadamente un 50 % el espesor de la placa.

El escaneado de la placa LVI2002 (Figura 4.99) muestra una zona central en blanco entre los 50 y los 90 mm. A partir de los 90 mm se observan desperfectos en color amarillo de un tamaño de aproximadamente 6 mm y varias zonas verdes correspondientes a desperfectos con una profundidad del 50 %. Como se ha mencionado anteriormente, al aumentar la energía de impacto aumenta la zona dañada al propagarse la energía recibida.

Las figuras 4.101 y 4.102 muestran la parte delantera y la trasera de la placa LVI2002 ,respectivamente. Se observa como las fibras de la zona del impacto se han quebrado de tal forma que se ha creado un orificio en la placa. El alto módulo de Young que presenta la fibra de carbono hace que ésta se deforme en gran medida antes de romper. En la cara delantera de la placa se observa con gran claridad la cavidad creada debido al impacto.

En la última de las imágenes (Figura 4.100), que corresponde al escaneado de la placa LVI2003, podemos apreciar un zona blanca central desde los 50 mm hasta los 85 mm. Contigua a esta zona, vemos una zona azul oscuro y verde correspondiente a imperfecciones no demasiado graves. De igual forma que ha ocurrido para otras energías de impacto, en esta imagen los azules que aparecen son más claros. Esto puede deberse a que la probeta se ha sacado de una placa diferente o de una zona de la placa con un acabado mucho mejor. Otra posibilidad es que el acoplamiento durante ese escaneado no haya sido bueno.

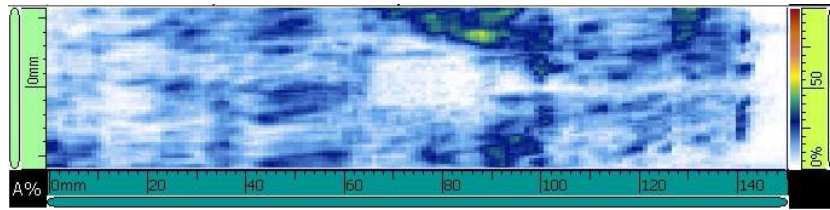


Figura 4.98: Escaneado placa LVI2001

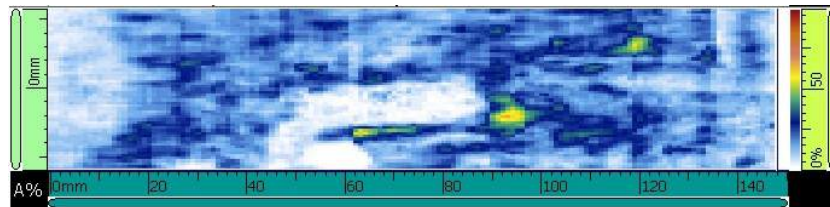


Figura 4.99: Escaneado placa LVI2002

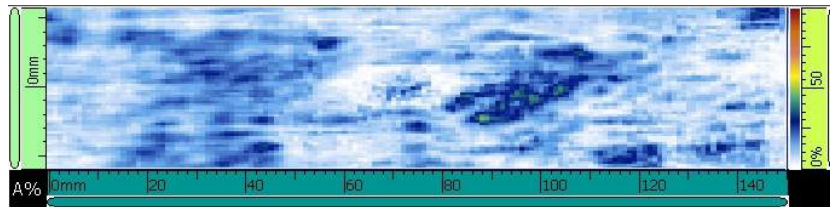


Figura 4.100: Escaneado placa LVI2003



Figura 4.101: Fotografía de la placa LVI2002. Parte delantera



Figura 4.102: Fotografía de la placa LVI2002. Parte trasera

- **Placas con energía de impacto de 25 Julios.** Para esta energía de impacto tenemos dos imágenes tipo. Vemos que en este caso y en ambas placas se aprecia a la perfección esa zona blanca resultado del impacto recibido.

El escaneo correspondiente a la primera de las placas (Figura 4.103) posee la zona blanca central y una zona dañada contigua a la izquierda de ésta. La línea blanca que aparece sobre los 95 mm es debida a la falta de acoplamiento durante el escaneo.

El escaneo correspondiente a la placa LVI2502 (Figura 4.104) presenta la zona blanca central

y una pequeña zona afectada a la derecha. La franja blanca que aparece a la izquierda en los 140 mm no tiene nada que ver con la pieza, también es debida a la falta de acoplamiento entre el sensor y la pieza en estudio.

Observando las figuras 4.105 y 4.106 se aprecia a la perfección el daño generado por un impacto de 25 Julios. En la cara delantera se observa la cavidad generada por el impacto y en la cara trasera se observa como las fibras se han quebrado tras el impacto, creando de igual forma que en el caso anterior (impacto de 20 Julios) un orificio en la placa.

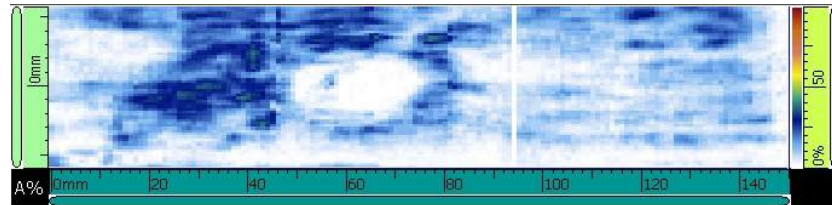


Figura 4.103: Escaneado placa LVI2501

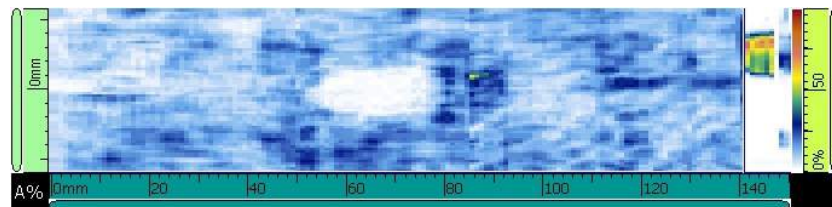


Figura 4.104: Escaneado placa LVI2502



Figura 4.105: Fotografía de la placa LVI2502. Parte delantera



Figura 4.106: Fotografía de la placa LVI2502. Parte trasera

4.3. Ensayo de compresión

El ensayo de compresión es el último paso que se debería realizar en el proceso de reparación por reinyección de resina, incluso justo después de la reparación en si. Este ensayo se puede realizar para sacar multitud de conclusiones según cuándo y cómo se realice.

En primer lugar es necesario para comprobar que la reparación se ha realizado correctamente. En el caso en el que nos encontramos, hablamos de un método de reparación novedoso que hoy en día no se utiliza como método de reparación permanente. Por ello con el ensayo de compresión se realizará una comprobación, después de la reparación, para afirmar que la fibra recupera un alto porcentaje

de sus características iniciales. En conclusión, sirve como método para comprobar cuan buena es una reparación u otra.

Por otro lado, con este ensayo podemos obtener la carga que sería capaz de soportar la fibra de carbono en el caso de que sufriera un impacto y la pieza tuviera que seguir trabajando. En este caso, necesitaríamos realizar el ensayo de compresión tras el ensayo de impacto.

Por último, podemos obtener la carga que una pieza es capaz de soportar a compresión. En este caso, únicamente necesitamos realizar este ensayo sin necesidad de ningún otro.

En el presente TFG no se ha llevado a cabo la reparación de la fibra, es por ello que los resultados que ofrece el ensayo de compresión no se han utilizado para comprobar la eficacia del método de reparación “innovador”.

Los datos que se exponen a continuación, son los datos recogidos del ensayo de compresión realizado a algunas de las placas impactadas. Estos datos nos servirán como referencia para conocer cuánta carga es capaz de soportar la fibra después de haber recibido un impacto de una energía concreta y así saber que cualquier pieza reparada debería soportar una carga mayor que los valores mostrados a continuación.

4.4. Resultados Obtenidos

Los datos que se van a exponer a continuación corresponden a placas ensayadas a impacto que posteriormente se sometieron al ensayo de compresión. Las probetas utilizadas para este ensayo son algunas de las placas que no se pudieron analizar mediante la técnica de ultrasonidos por haberles realizado el segundo de los ensayos, junto con otras placas que no se utilizaron para sacar datos sobre el ensayo de impacto pero sí que se utilizarán para sacar datos en este ensayo.

Estos datos se adjuntan únicamente para tener un valor como referencia. Cuando se realice la reparación de la fibra se puede comprobar, utilizando estos datos, que efectivamente la fibra es capaz de soportar una carga a compresión mayor que la que puede soportar después de recibir un impacto.

Destacar que los datos se han obtenido de un informe presentado en el *MESIC (Manufacturing Engineering Society International Conference)*[7] redactado por personal docente de nuestra universidad que fueron los encargados de realizar este ensayo destructivo.

	Máxima carga de compresión (N)	Extensión (mm)
1	26.274,54	1,34161
2	31.494,90	1,2611
3	31.498,72	1,28034
Media	29.759,06	1,29435

Tabla 4.1: Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 5 Julios

	Máxima carga de compresión (N)	Extensión (mm)
1	31.268,93	2,08487
2	16.475,45	1,52894
Media	23.872,19	1,80691

Tabla 4.2: Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 15 Julios

	Máxima carga de compresión (N)	Extensión (mm)
1	31.498,98	1,58469
2	26.020,41	1,34663
Media	28.759,70	1,46566

Tabla 4.3: Valores para las placas ensayadas con una energía de impacto de 25 Julios

En las tres tablas que se van a analizar a continuación, aparece en la segunda columna la máxima carga de compresión. Pero en algunos casos se podría decir que la probeta sufre varios picos de carga, es decir, hay veces en las que la pieza, al alcanzar su máximo, se fisura en alguna parte pero a pesar de ello es capaz de seguir soportando un aumento de la carga a compresión. Esto también depende mucho de la configuración de la máquina de ensayos, ya que hay ocasiones en las que se configura la máquina para que pare el ensayo una vez la carga soportada disminuya y otras veces se configura de tal forma que hasta que la carga no disminuya un porcentaje concreto de la carga total el ensayo no finaliza.

Las placas impactadas con una energía de impacto de 5 Julios (Tabla 4.1) llegan a soportar una carga de alrededor de los 30.000 N (*Newtons*) de media para una extensión de 1,3 mm. Al igual que en el resto de casos que se van a detallar a continuación, se necesitaría haber ensayado unas 5 probetas para poder sacar conclusiones razonables y fiables. Como se ha mencionado anteriormente, los resultados de este apartado servirán meramente para tener un orden de magnitud aproximado de la carga a compresión que es capaz de soportar la fibra de carbono tras un impacto.

Para las placas ensayadas a compresión impactadas con una energía de 15 Julios (Table 4.2) vemos que el máximo se alcanza aproximadamente en 24000 N para una extensión de 1,81 mm de media.

En el caso de las placas impactadas con una energía de 25 Julios (Tabla 4.3) se observa que llega a soportar entorno a 29000 N para una extensión de 1,47 mm de media.

A partir de estos resultados, se va a intentar sacar una serie de conclusiones que se detallarán en el siguiente apartado.

Capítulo 5

Conclusiones

Las conclusiones globales alcanzadas tras la realización del proyecto se redactan a continuación.

Se ha podido comprobar la necesidad de ensayar varias probetas bajo unas mismas características para sacar una conclusión final de un ensayo. Esto es debido a que una única probeta nos puede dar resultados erróneos por multitud de razones, el proceso de fabricación, el acabado de la pieza o desperfectos internos invisibles al ojo humano. En el caso del **ensayo de compresión** se ha podido observar como los datos no tienen sentido, ya que al aumentar la energía de impacto debería disminuir la carga máxima soportada en el ensayo de compresión. Esto puede ser debido a multitud de cosas pero el hecho de no haber ensayado las probetas mínimas requeridas también hace que se cometa un error.

En cuanto a las imágenes obtenidas con el escáner de ultrasonidos, destacar que el conjunto de las probetas que se ha ensayado a una misma energía de impacto han sido **fabricadas a partir de la misma placa**. A pesar de ello, entre algunas de las placas, sometidas a la misma energía de impacto, aparecen muchas diferencias en cuanto a las imperfecciones existentes después del ensayo. Estas diferencias pueden ser debido a que a pesar de ser una misma placa inicial, dentro de la misma **existen zonas donde las capas están más compactadas** que en otras zonas o simplemente la fibra preimpregnada puede haber cogido alguna partícula que al curar la pieza, deja una burbuja de aire.

En las imágenes obtenidas del escáner se observa que a pesar de que el impacto se realiza en el centro de la placa **la zona dañada es aproximadamente de 50 mm²**. Ésto es debido a que el dardo tiene un diámetro de 16 mm.

La fabricación del *frame* y el *cockpit* del dron se han realizado por la necesidad de un grupo y como forma de aprendizaje del propio proceso de fabricación. Además se han realizado como base para un TFG posterior en el que la pieza impactada y reparada debería ser el propio *cockpit* ya que sería un perfecto ejemplo de aplicación.

Por último, cabe destacar que la reparación por reinyección de resina sería posible para el segundo rango de energía definido, es decir, desde **5 a 15 Julios**. Fuera de ahí el daño comienza a ser visible por ambas caras y se debería realizar una reparación convencional por parches. Por otro lado, no podemos concluir diciendo que el método que se quiere certificar sea válido puesto que no se ha podido alcanzar el punto de la reparación. A pesar de ello, la mayoría de la bibliografía empleada en este proyecto muestra que puede llegar a ser el método de reparación del futuro siempre que sea fiable utilizarlo, ya que se deben dar una serie de cosas para ello.

5.1. Propuestas para futuros TFG

A partir de lo desarrollado en este TFG han surgido posibles continuaciones del proyecto o simplemente diferentes materiales con los que poder realizar el trabajo descrito en este documento. Se proponen varias líneas de trabajo como continuación relacionadas con distintos ámbitos. Si se quiere

continuar por la línea de los drones algunas de las propuestas son:

- Realización del *frame* del dron utilizando una estructura de tipo sándwich, es decir, colocar entre dos láminas de fibra de carbono una de espuma o de *honeycomb*. Una vez fabricada dicha estructura, someterla a un ensayo CAI para poder caracterizarla. Véase figura 5.1
- Optimización del grupo motor del dron para el tipo de competición realizada. Se debería encontrar la combinación perfecta de variadores, motores y hélices que maximizaran un aspecto concreto. Para ello se debería realizar un estudio experimental de varios motores, varias hélices y varios variadores pudiendo así encontrar la combinación que mejor se ajuste a la necesidad.
- Fabricación de un *frame* de dron cuyos brazos sean cilindros y someterlo a los ensayos pertinentes para comparar dicha estructura con la comúnmente vista en drones de carreras. Véase figura 5.2

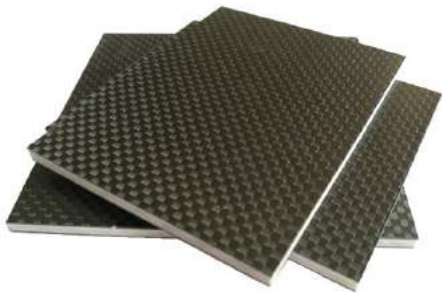


Figura 5.1: Estructura tipo sándwich



Figura 5.2: Drone con brazos cilíndricos

Si la línea que se quiere continuar es la de los materiales compuestos en sí, se propone para un futuro TFG y continuación del presente la realización de la reparación de una pieza de fibra de carbono impactada a baja energía mediante el método de reinyección de resina. Para ello únicamente se necesitaría realizar el último paso ya que tendríamos las piezas impactadas y los análisis mediante el escáner de ultrasonidos y únicamente faltaría la reparación como tal.

Para poder llevar a cabo la reparación, en primer lugar, se necesitaría crear la estructura con la que realizar la reinyección de resina, aunque se recomienda usar el *cockpit* del dron como pieza de ensayo. Por otro lado, también se necesita investigar el método por el cual se va a aislar la zona dañada del resto de la pieza y seleccionar la resina que mejor se ajuste a las condiciones a las que se le va a someter. Por último, solo quedaría poner a prueba la pieza reparada y comparar las propiedades obtenidas con las de la pieza original. Quizás son demasiados matices para un único trabajo y por ello no se descarta la posibilidad de seguir realizando un trabajo en equipo y que en vez de un único TFG salgan varios de la propuesta.

Parte II

Pliego de condiciones

Capítulo 6

Entorno de trabajo

Para la realización de este proyecto se han utilizado dos espacios de trabajo. Todos ellos han de cumplir una serie de disposiciones mínimas de seguridad y salud recogidas en el Real Decreto 486/1997. Por otro lado, también ha sido necesario el uso de pantallas de visualización por ello también se ha tenido en cuenta el Real Decreto 488/1997 en el que se recogen las disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización.

Aparte de estos dos decretos mencionados, se deben de tener en cuenta el Real Decreto 1215/1997 en el que se recogen las disposiciones mínimas de seguridad y salud para la utilización por los trabajadores de los equipos de trabajo y el Real Decreto 374/2001 en el que se habla de la protección de la salud y seguridad de los trabajadores contra los riesgos relacionados con los agentes químicos durante el trabajo.

Los espacios de trabajo en los que se ha trabajado durante el proyecto son los siguientes:

- Laboratorio de fabricación de materiales.
- Despacho del Instituto de Diseño y Fabricación.

A continuación se procede a detallar las condiciones que se deben dar en cada uno de los puestos para cumplir con los requisitos de seguridad y salud.

6.1. Laboratorio de fabricación de materiales.

Es un laboratorio en el que se realizan tareas de investigación y la propia fabricación de los materiales necesarios, en este caso de la fibra de carbono necesaria para la fabricación, a su vez, del *frame* y del *cockpit*. Para la correcta fabricación de estos materiales se deben de dar unas condiciones óptimas que no perjudiquen el propio hecho de fabricar.

Podríamos decir que se trata de una zona con altas exigencias visuales y por lo tanto el nivel mínimo de iluminación del que hablamos es de 500 lux. De igual forma las condiciones de humedad y temperatura del laboratorio deben ser las idóneas. En este caso hablamos de una temperatura de unos 23-25 .° C y de una humedad de entre el 45 y el 65 %.

En este espacio de trabajo se han utilizado una serie de agentes químicos para la fabricación de la fibra de carbono. Para tratar con estos agentes se han de cumplir una serie de requisitos de seguridad y salud.

Los riesgos para la salud y la seguridad de los trabajadores en trabajos en los que haya actividad con agentes químicos peligrosos se eliminarán o reducirán al mínimo mediante:

- La concepción y organizaci3n de los sistemas de trabajo en el lugar de trabajo.
- El establecimiento de los procedimientos adecuados para el uso y mantenimiento de los equipos utilizados para trabajar con agentes qu3micos peligrosos, así como para la realizaci3n de cual-

quier actividad con agentes químicos peligrosos, o con residuos que los contengan, incluidas la manipulación, el almacenamiento y el traslado de los mismos en el lugar de trabajo.

- La adopción de medidas higiénicas adecuadas, tanto personales como de orden y limpieza. En este caso es imprescindible el uso de guantes, gafas y mascarilla para evitar una inhalación masiva.
- La reducción de las cantidades de agentes químicos peligrosos presentes en el lugar de trabajo al mínimo necesario para el tipo de trabajo de que se trate.
- La reducción al mínimo del número de trabajadores expuestos o que puedan estarlo.
- La reducción al mínimo de la duración e intensidad de las exposiciones.
- Uso de medidas de ventilación u otras medidas de protección colectiva, aplicadas preferentemente en el origen del riesgo, y medidas adecuadas de organización del trabajo.

En este mismo espacio de trabajo se ha llevado a cabo la utilización de un equipo que constituye la base de este proyecto. Por ello también se deben de tener en cuenta una serie de requisitos de seguridad y salud dentro de este ámbito. Entre ellos se encuentra:

- Es importante conocer las condiciones y forma correcta de utilización de los equipos de trabajo, teniendo en cuenta las instrucciones del fabricante, así como las situaciones o formas de utilización anormales y peligrosas que puedan preverse.
- Los equipos de trabajo no deberán utilizarse de forma o en operaciones o en condiciones contraindicadas por el fabricante. Tampoco podrán utilizarse sin los elementos de protección previstos para la realización de la operación de que se trate.
- Antes de utilizar un equipo de trabajo se comprobará que sus protecciones y condiciones de uso son las adecuadas y que su conexión o puesta en marcha no representa un peligro para terceros.
- Los equipos de trabajo deberán ser instalados y utilizados de forma que no puedan caer, volcar o desplazarse de forma incontrolada, poniendo en peligro la seguridad de los trabajadores.
- Los equipos de trabajo no deberán someterse a sobrecargas, sobrepresiones, velocidades o tensiones excesivas que puedan poner en peligro la seguridad del trabajador que los utiliza o la de terceros.
- Las herramientas manuales deberán ser de características y tamaño adecuados a la operación a realizar. Su colocación y transporte no deberá implicar riesgos para la seguridad de los trabajadores.

6.2. Despacho del Instituto de Diseño y Fabricación.

En este espacio de trabajo se ha llevado a cabo toda la tarea de redacción de la memoria del presente trabajo. Por tratarse de un lugar en el que se realiza una actividad de mecanografía necesitamos un nivel de iluminación de 500 Lux recomendado en el Real Decreto 488/1997. Además el rango de temperatura en el que nos deberíamos encontrar por realizar un trabajo sedentario es de entre 17 y 27 .º cosa que sí que cumple nuestro espacio de trabajo. Por último en cuanto a niveles de humedad lo recomendado es entre un 45 y un 65 % igual que en el caso anterior y en ambos se cumple este factor.

Este espacio además cumple con las dimensiones recomendadas por el Real Decreto 486/1997. Las dimensiones recomendadas son las siguientes:

- 3 metros de altura desde el suelo hasta el techo. Sin embargo en locales, comerciales, de servicios, oficinas y despachos, la altura podrá reducirse a 2.5 metros.
- 2 metros cuadrados de superficie libre por trabajador.

La pantalla del ordenador también debe de cumplir una serie de requisitos ya que el trabajador va a pasar mucho tiempo delante de la misma. Algunas lesiones que puede provocar el uso de dispositivos con pantallas de visualización son:

- **Fatiga física.** Se debe principalmente a las posturas incorrectas y a los malos ángulos de inclinación de cuello y espalda. Para prevenirla es primordial sentarse de la forma adecuada, con una postura no forzada y lo más recta posible.
- **Fatiga ocular.** Durante largas sesiones de trabajo, el trabajador ha de focalizar su visión de forma continuada en distintos puntos del área de trabajo. Para disminuir el esfuerzo realizado visualmente por este es preferible un entorno bien iluminado, de forma homogénea y no demasiado abundante.
- **Fatiga mental.** Puede aparecer de forma espontánea o durante breves períodos de tiempo debido a un acto de concentración continuado. Mientras no aparezca de forma continuada durante tiempos relativamente largos no tiene por qué significar problemas. En cambio, si aparece frecuentemente es posible que sea un síntoma de alguna enfermedad de índole psicológica o debido a factores externos como el estrés

Entre los requisitos que debe cumplir se encuentran:

- Los caracteres de la pantalla deben verse claramente.
- La imagen de la pantalla debe ser estable, sin destellos.
- La pantalla debe permitir ajustar la luminosidad, el contraste y el fondo.
- La pantalla debe ser orientable e inclinable.
- La diagonal de la pantalla de visualización de datos en el caso de su uso en oficinas, debe ser al menos de 35 centímetros.
- La pantalla debe situarse a un mínimo de 40 centímetros de los ojos del trabajador. Además, para evitar fatiga visual y giros en el cuello debe estar colocada en frente del trabajador.

Además, la mesa o superficie de trabajo debe de ser mate para evitar los reflejos, debe facilitar el posicionamiento de la pantalla de visualización y su abatimiento para que el trabajador pueda adquirir una postura cómoda. Se recomiendan unas dimensiones de 160x90 cm y se recomiendan la inexistencia de esquinas o aristas agudas para evitar daños.

Por último, el asiento de trabajo debe de ser lo más estable posible. El respaldo y la altura deben de ser ajustable para conseguir la mayor comodidad del trabajador. El asiento además debe cumplir con una serie de dimensiones:

- Anchura de entre 40 y 45 cm.
- Altura de entre 25 y 30 cm.
- Ajuste en altura de entre 15 y 25 cm.

Para ambos entornos de trabajo se ha cumplido con todos los requisitos pedidos para la protección de la seguridad y de la salud del trabajador haciendo del proyecto una tarea sin grandes esfuerzos físicos.

Parte III

Análisis económico

Capítulo 7

Presupuesto

7.1. Introducción

El presupuesto es una parte importante del Trabajo Fin de Grado. Por ello se va a intentar realizar de forma que se ajuste lo máximo posible a la realidad.

Los datos de los precios que aparecen en las tablas adjuntas se han intentado aproximar lo máximo a la realidad ya que se han sacado de una empresa que proporciona bastantes de los materiales que se utilizan en el departamento que se ha realizado el TFG.

La hipótesis de la que se parte es que somos estudiantes de universidad a los cuales se nos pide realizar dicho proyecto. Por ello todos los gastos de luz y de *software* corren a cargo de la propia universidad. El presupuesto sería necesario entregárselo a la universidad con máximo de detalle para que a partir de él se nos proporcionaran los materiales oportunos para la realización del proyecto.

El presupuesto se ha dividido en tres tablas distintas. En la primera de ellas se exponen los presupuestos generales, es decir, recoge las cantidades totales de las otras dos tablas y muestra el total del proyecto. En la segunda tabla se recogen todos los materiales necesarios para la fabricación de las piezas. En la última tabla aparece el valor de los ensayos y del utillaje para realizarlos.

7.2. Tabla de presupuestos generales

Unidad General	Precio total
Fabricación del <i>cockpit</i>	2350,32 €
Y <i>frame</i>	
Ensayos	32250 €
Total	34600,3 €

Tabla 7.1: Presupuestos generales

Cantidad	Descripción	Unidades	Precio	Total
40	Graduado en Aeroespacial	h	35 €	1400 €
1	Fibra de carbono (5 x 1,25 m)	Ud	477,95 €	477,95 €
1	Masilla de cierre (13 x 0.003 m)	Ud	7,87 €	7,87 €
1	Rollo de teflón (1 x 10 m)	Ud	248,05 €	248,05 €
1	Rollo bolsas de vacío (25 x 0,80 m)	Ud	54,45 €	54,45 €
1	Cúter	Ud	3,01 €	3,01 €
1	Rollo de Peel Ply (25 x 0,5 m)	Ud	43,56 €	43,56 €
1	Rollo de Manta de absorción (3 x 1,55 m)	Ud	12,10 €	12,10 €
1	Esterilla verde para cortar	Ud	10,95 €	10,95 €
2	Cinta métrica	Ud	3,15 €	6,30 €
1	Limpiador de molde	Ud	13,31 €	13,31 €
3	Brochas	Ud	2,75 €	8,25 €
1	Sealer GP	Ud	24,20 €	24,20 €
1	Cera desmoldeante	Ud	21,42 €	21,42 €
1	Guantes	Ud	1,13 €	1,13 €
1	Rodillo para laminar	Ud	5,90 €	5,90 €
1	Tijeras	Ud	11,87€	11,87€

Tabla 7.2: Presupuestos fabricación

Cantidad	Descripción	Unidades	Precio	Total
18	Graduado en Aeroespacial	h	35 €	630 €
1	Utillaje ensayo de compresión	Ud	600 €	600€
34	Ensayos de impacto	Ensayos	30 €	1020€
1	Éscaner ultrasonidos	Ud	30000 €	30000 €

Tabla 7.3: Presupuestos ensayos

Cabe destacar que el precio que se indica en el utillaje del ensayo de compresión es el coste relativo al utillaje según la utilización en este proyecto. No está referido al coste de la compra del utillaje ya que eso supondrían aproximadamente 17000€.

Por otro lado, para el ensayo de impacto aparece un precio por ensayo debido a que esos ensayos se realizaron, como colaboración, en la Universidad Carlos III de Madrid. Mientras que para el ensayo de compresión lo que aparece es el coste del utillaje debido a que los ensayos si se realizaron en la UPV.

Bibliografía

- [1] WIKIPEDIA, “*Drone Racing*” [En línea], Disponible en https://en.wikipedia.org/wiki/Drone_racing/
- [2] GURIT, “*Guide to composites*” [en línea], Disponible en <https://es.scribd.com/document/46537821/Gurit-Guide-to-Composites-1>
- [3] A. HERNÁNDEZ-FRANCÉS, “*Compresión después de impacto en materiales compuestos para un vehículo FSAE*”, Septiembre 2016
- [4] GURIT, “*SE84LV Low Temperature cure epoxy prepreg*”.
- [5] THUNGA, “*Injection Repair of Delamination Damage*” [En línea], Disponible en <http://polycomp.mse.iastate.edu/injection-repair-of-delamination-damage-in-high-temperature-composites/>
- [6] OLYMPUS, “*Phased Array Ultrasonic Probe Catalog*” [En línea], Disponible en <https://es.scribd.com/document/79140525/Catalogo-Pal-Pad-Ores-Phased-Array>, Enero de 2012.
- [7] J.A. GARCIA MANRIQUE, R. GARCIA, M. LINKE, S. NESSLINGER, “*An infiltration strategy to repair Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) part*”, Junio 2017
- [8] T. HASIOTIS, “*Application of ultrasonic C-Scan techniques for tracing defects in laminated composites materials.*”, 2011.
- [9] M. HAUTIER, “*Investigation of a composite repair method by liquid resin infusion*”, 17TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS, 2009.
- [10] RUSELL, “*Repairing Delamination with Low Viscosity Epoxy Resins*”. [En línea], Disponible en: <http://pubs.drdrddc.gc.ca/BASIS/pcandid/www/engpub/DDW?W%3DSYSNUM=132705>, Mayo 2017
- [11] International Standard ISO 18352. “Carbon-fibre-reinforced plastics Determination of compression-after impact properties at a specified impact-energy level”.
- [12] OLYMPUS, “*Introduction to Phased Array Using the OmniScan MX2. Part 1*”, [En línea] Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=Z-z7ue6i6FQ>.
- [13] OLYMPUS, “*Introduction to Phased Array Using the OmniScan MX2. Part 2*”, [En línea] Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=QpTRcPzY7lQ>
- [14] OLYMPUS, “*Introduction to Phased Array Using the OmniScan MX2. Part 3*”, [En línea] Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=YzL3bcPKZiI>
- [15] OLYMPUS, “*Introduction to Phased Array Using the OmniScan MX2. Part 4*”, [En línea] Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=YBRyPWAm6i0>
- [16] GOBIERNO DE ESPAÑA, “Prevencción de riesgos laborales”, [En línea] Disponible en: Agencia Estatal Boletín Oficial del Estado. Prevencción de Riesgos Laborales.