



CENTRO DE INGENIERÍA Y DESARROLLO INDUSTRIAL

**DETERMINACIÓN DE LA  
RESISTENCIA RESIDUAL DE  
UNIONES REMACHADAS EN  
COMPUESTOS CARBONO/EPOXI**

**TESIS**

PARA OBTENER EL GRADO ACADEMICO DE:

**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN DISEÑO Y  
DESARROLLO DE SISTEMAS MECÁNICOS**

PRESENTA:

ING.MANUEL DE JESÚS BOLOM MARTÍNEZ

DIRECTOR: DR. MAURICIO TORRES ARELLANO

## RESUMEN

La presente investigación tiene como objetivo determinar la resistencia residual de las muestras de carbono / epoxi remachados con fines de aplicación aeronáutica.

La fabricación de los laminados se llevó a cabo mediante el método de manufactura por RTM, los laminados se componen por once capas bidireccionales de fibra de carbono con una secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica. Se sigue el procedimiento de la norma D3039 para determinar las propiedades mecánicas del compuesto y conocer la fuerza requerida para provocar el fallo del material compuesto.

El estudio experimental se llevó a cabo para identificar la resistencia y el modo de fallo en uniones mecánicas de material compuesto utilizando remaches ciegos de 1/8, 5/32 y 3/16" siguiendo el procedimiento B de la norma ASTM D5961. Se obtiene la curva de resistencia residual y se realiza un estudio macroscópico del modo de fallo para esta configuración siendo falla por aplastamiento alrededor del agujero la que sobresale en este estudio. Este modo de fallo se caracteriza por una compresión en la matriz que luego se convierte en rotura de las fibras y de laminaciones.

En la segunda parte de la investigación, se analiza la influencia que tiene los defectos gaps inducidos en el proceso de fabricación de posicionamiento de fibra (AFP) a diferentes ángulos  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$  en la integridad estructural del compuesto T700/M21 al ensayarlos bajo ensayos cuasi-estáticos.

## **ABSTRACT**

The main goal of this research was to determine the residual strength curve of carbon/epoxy composite joint samples for aeronautical applications. The composite laminates were manufactured using the RTM fabrication process, those laminates were fabricated with eleven biax woven plies with a quasi-isotropic stacking sequence. , ASTM D3039 tensile testing procedure is used to estimate the strength of the composite material, as well as its mechanical properties.

The experimental study was carried out to get the ultimate strength and failure of single lap mechanical joints of composite materials, where a diameter rivet joint of 1/8, 5/32 & 3/16 was used. After that, the residual strength is obtained.

In the second stage of the research, composite gaps defects due to the Automated Fibre Placement (AFP) are investigated to determine the behavior of the structural integrity rivets joints of T700-M21 composite.

## **Agradecimientos**

Agradezco a mi Director de Tesis el Dr. Mauricio Torres Arellano, a mis asesores Dr. Philippe Olivier, Dr. Alain Daidié, Omar Mendoza, personas de gran sabiduría y experiencia, que guiaron el desarrollo de este proyecto, agradezco a mis revisores el, Dr. José Alfredo Manzo Preciado, Dr. Rubén Pérez Mora y Dr. Luis del Llano Vizcaya , que contribuyeron enormemente en el mejoramiento de este trabajo, agradezco a mis colegas, y a las personas que estuvieron involucradas en el proyecto de investigación.

Agradezco a mis padres y a mis hermanos por su gran aprecio y confianza que depositaron en mí para alcanzar mis objetivos.

Agradezco el apoyo al CONACyT, por la beca proporcionada durante mi estancia en el programa de maestría.

# Índice General

.....	1
<b>CAPITULO 1. INTRODUCCIÓN</b> .....	1
1.1 Antecedentes .....	1
1.2. Alcance del estudio .....	2
1.2.1. Objetivo general .....	2
1.2.2. Objetivos específicos.....	2
1.2.3. Planteamiento del problema.....	2
1.2.4. Justificación.....	2
<b>CAPÍTULO 2. REVISIÓN DE LITERATURA</b> .....	3
2.1. Estado del arte.....	3
2.2 Materiales compuestos reforzados con fibras .....	3
2.3 Refuerzos con fibra de carbono .....	4
2.4 Manufactura de laminados por el método de RTM .....	5
2.5 Reparaciones con parche en estructuras aeronáuticas .....	6
2.6 Uniones mecánicas en estructuras aeronáuticas.....	7
2.7 Remaches CherryMax .....	8
2.8 Mecanismos de falla en uniones remachadas.....	9
<b>CAPÍTULO 3. METODOLOGÍA</b> .....	11
3.1 Fabricación del laminado mediante RTM .....	11
3.2 Proceso de fabricación de la probeta remachada.....	13
<b>CAPÍTULO 4. RESULTADOS</b> .....	15
4.1 Propiedades mecánicas del compósito a partir de experimentación .....	15
4.2 Método experimental para laminados remachados .....	16
4.3 Ensayo de pruebas de tracción para probetas remachadas .....	19
4.3.1 Caso 1: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 1/8.....	19
4.3.2 Caso 2: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 5/32.....	21
4.3.3 Caso 3: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 3/16.....	22
4.4 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 1/8 (inspección macroscópica) ...	26
4.5 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 5/32.....	27
4.6 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 3/16.....	28
4.7 Curva de resistencia residual .....	29
<b>Segunda parte del proyecto</b> .....	30

<b>Tema:</b> .....	30
<b>Determinación de la resistencia mecánica en uniones atornilladas en el compuesto T700/M21 con defectos gaps</b> .....	30
<b>RESUMEN</b> .....	31
<b>INTRODUCCIÓN</b> .....	34
<b>I. FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO POR MEDIO DE AFP</b> 34	
<b>II. ANTECEDENTES APLICABLES A LA FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO POR MEDIO DE AFP</b> .....	36
<b>III. DESARROLLO EXPERIMENTAL</b> .....	37
3.1 Material y métodos .....	38
3.2 Uniones mecánicas utilizadas en la experimentación .....	40
.....	40
3.3 Elección de la secuencia de apilamiento.....	41
3.4 Descripción de las probetas.....	42
3.4.1 CASO I. Muestra sin defectos.....	42
3.4.2. CASO II. Muestra con defectos a 0° .....	43
3.4.4 Caso III. Muestras con defectos a 45°.....	44
3.4.4. Caso IV. Muestras con defectos a 90° .....	45
<b>IV. RESULTADOS</b> .....	46
4.1 Ensayos cuasi-estáticos .....	46
4.2 Caso 1. Muestras sin defectos .....	46
4.2.1 Curva esfuerzo deformación .....	48
4.3 Caso II: Muestras con defectos a 0° .....	49
4.3.1 Inspección por medio del tomógrafo .....	51
4.3.2 Grafica esfuerzo- deformación.....	54
4.4 Caso III. Muestras con defectos a 45 °.....	54
4.4.1 Curva esfuerzo deformación con defectos a 45° .....	57
4.5 Caso IV. Muestras con defectos a 90° .....	57
4.5.1 Curva esfuerzo deformación con defectos a 90° .....	58
<b>V.- CONCLUSIONES</b> .....	62
<b>Bibliografía</b> .....	63

# Índice de Figuras

<b>Figura 1.</b> Composición de los constituyentes de un material compuesto .....	4
<b>Figura 2.</b> Proceso de manufactura de material compuesto por medio de RTM.....	5
<b>Figura 3.</b> Configuración de un parche para reparaciones en paneles de material compuesto ....	7
<b>Figura 4.</b> Uniones mecánicas.....	8
<b>Figura 5.</b> Partes básicas de un remache CherryMax. [14] .....	9
<b>Figura 6 .</b> Modos comunes de fallo para juntas remachadas en materiales compuesto: a) Falla por desgarramiento del compuesto, b) falla por tensión neta, c) Falla por clivaje, d) Falla en el cojinete.....	10
<b>Figura 7.</b> Metodología de solución del problema .....	11
<b>Figura 8.</b> Pasos realizados para el proceso de fabricación del minado de carbono/epoxi por el método de manufactura por RTM.....	13
<b>Figura 9.</b> Proceso de fabricación de probetas remachadas siguiendo la norma ASTM D5961 .	14
<b>Figura 10.</b> a) Curva típica carga-desplazamiento b) probetas ensayadas .....	15
<b>Figura 11.</b> Configuración geométrica de los especímenes y secuencia de apilamiento .....	17
<b>Figura 12.</b> Configuración geométrica Norma ASTM D5961 .....	17
<b>Figura 13.</b> Proceso de ensayo para probetas remachadas a) colocación de la probeta en la maquina universal, b) ensayo en proceso, c) probetas ensayadas .....	19
<b>Figura 14.</b> Curva típica carga – desplazamiento, diámetro de remache (1/8).....	20
<b>Figura 15.</b> Curva esfuerzo- deformación, uniones mecánicas de 1/8.....	20
<b>Figura 16.</b> Curva carga- desplazamiento .....	21
<b>Figura 17.</b> Curva esfuerzo - desplazamiento .....	22
<b>Figura 18.</b> Curva carga-desplazamiento.....	22
<b>Figura 19.</b> Curva esfuerzo-deformación .....	23
<b>Figura 20.</b> Curva esfuerzo- deformación para todas las configuraciones de probetas.....	24
<b>Figura 21.</b> Gráfica de barras de los ensayos experimentales.....	25
<b>Figura 22.</b> Mecanismo de fallo en remaches de 1/8.....	26
<b>Figura 23.</b> a) Fallo en el cojinete, b) falla por cortante en remaches de 5/32 .....	27
<b>Figura 24.</b> a) Falla en el cojinete b) falla por cortante en el remache de 3/16 .....	28
<b>Figura 25.</b> Curva de resistencia residual .....	29
<b>Figura 26.</b> Colocación de fibras pre impregnadas por medio del método de manufactura por AFP, b) Cabezal AFP [18].....	35
<b>Figura 27.</b> Dimensiones geométricas de la probeta.....	37
<b>Figura 28.</b> a) Corte de fibra T700-M21 a 45 °, b) corte de tiras de fibra de carbono para la formación de gaps .....	38

<b>Figura 29</b> a) Placa de fibra de carbono de 300 x 300 mm b) placa de fibra de vidrio para elaboración de tabs.....	39
<b>Figura 30.</b> Preparación de probetas .....	39
<b>Figura 31.</b> Ensamble final con uniones atornilladas.....	40
<b>Figura 32.</b> Secuencia de apilamiento para laminados T700 – M21.....	41
<b>Figura 33.</b> Secuencia de apilamiento y configuración geométrica para probetas sin defectos..	42
<b>Figura 34.</b> Configuración geométrica de las muestra con defectos gaps a 0° .....	43
<b>Figura 35.</b> Configuración geométrica de muestras con defectos a 45 ° .....	44
<b>Figura 36.</b> Configuración geométrica de muestras con defectos a 90° .....	45
<b>Figura 37.</b> a) Espécimen preparado para el ensayo, b) muestra durante el ensayo en la maquina INSTRON , c) muestra ensayada, d) vista frontal de la muestra ensayada .....	47
<b>Figura 38.</b> a) Fallo en el cojinete, b) ruptura de fibras.....	48
<b>Figura 39.</b> Curva esfuerzo-deformación para muestras sin defectos .....	49
<b>Figura 40.</b> a) Espécimen preparado para el ensayo, b) muestra durante el ensayo en la maquina INSTRON, c) muestra ensayada, d) fallo por de-laminación.....	50
<b>Figura 41.</b> a) Fallo en el cojinete, b) ruptura de fibras.....	51
<b>Figura 42.</b> a) esfuerzo en el cojinete, b) tomografía completa de daño alrededor del agujero, c) corte de sección transversal de la probeta .....	52
<b>Figura 43.</b> Fallo del compuesto (vista de la sección transversal).....	53
<b>Figura 44.</b> Curva esfuerzo deformación de muestras con defectos a 0° .....	54
<b>Figura 45.</b> Proceso experimental de muestras con defectos a 45°.....	55
<b>Figura 46.</b> Mecanismo de fallo de las muestras a 45 ° .....	56
<b>Figura 47.</b> Curva esfuerzo-desplazamiento con defectos a 45° .....	57
<b>Figura 48.</b> a) Preparación de ensayo experimental b) terminación del ensayo experimental, desplazamiento de las placas laminadas c) modo de fallo (cortante) d) de-laminación en el laminado .....	58
<b>Figura 49.</b> Curva esfuerzo- deformación para muestras con defectos a 90°.....	59
<b>Figura 50.</b> Resultados generales de los ensayos cuasi-estáticos.....	60
<b>Figura 51.</b> Gráfica de especímenes vs esfuerzo en el cojinete de las diferentes muestras .....	61

# Índice de tablas

<b>Tabla 1.</b> Valores de carga última y esfuerzo para las muestras .....	16
<b>Tabla 2.</b> Propiedades mecánicas del compuesto Carbono/epoxi .....	16
<b>Tabla 3.</b> Parámetros dimensionales para la probeta Norma ASTM D5961 .....	17
<b>Tabla 4.</b> Relación de Aspecto de las configuraciones propuestas para los ensayos experimentales.....	18
<b>Tabla 5.</b> Características geométricas de las muestras, w/d, e, e/d.....	18
<b>Tabla 6.</b> Resultado de las pruebas experimentales .....	23
<b>Tabla 7.</b> Descripción de las muestras para el ensayo experimental.....	46
<b>Tabla 8.</b> Resultado de las muestras sin defecto.....	49
<b>Tabla 9.</b> Resultados con defectos gaps a 0° .....	54
<b>Tabla 10.</b> Resultado de muestras con gaps a 45° .....	57
<b>Tabla 11.</b> Resultados para configuraciones con gaps a 90° .....	59
<b>Tabla 12.</b> Resultados generales del ensayo experimental .....	60

## Simbología

$D$  = diámetro del agujero de la muestra

$h$  = espesor de la probeta

$\sigma^{br}$  = Esfuerzo del cojinete

$T$  = espesor nominal del laminado

$w$  = espesor de la muestra

$\nu_{12}$  = relación de Poisson

$E_{11}$  = módulo de Young en dirección de la fibra

$E_{22}$  = módulo de Young en dirección transversal

$d$  = diámetro del agujero de la placa

$e$  = distancia del borde inferior de la muestra hasta el centro del agujero



# CAPITULO 1. INTRODUCCIÓN

## 1.1 Antecedentes

El amplio uso de materiales compuestos reforzados con fibra de carbono (CFRP) en la industria aeroespacial permite una disminución significativa en la masa total del avión y mejora las propiedades mecánicas de las estructuras ofreciendo una resistencia y rigidez específica, una alta resistencia a la fatiga y alta resistencia a la corrosión. [1]

Las juntas fijadas mecánicamente, se utilizan para conectar estructuras compuestas donde el desmontaje del componente está programado regularmente. Debido a la perforación del agujero para la colocación de los remaches, se generan altas concentraciones de esfuerzo que disminuyen la resistencia estructural de forma significativa en las conexiones remachadas. [2]

Este trabajo es de vital importancia porque la degradación y el fallo en estructuras aeronáuticas inician frecuentemente en las articulaciones, la mayoría de los estudios se han centrado en la experimentación con pernos y pasadores, sin embargo, los elementos de fijación comúnmente usados en la industria aeroespacial son remaches. [3]

La predicción de fallo para esta aplicación sigue siendo una tarea compleja porque se ve influenciada por la secuencia de apilamiento y su naturaleza anisotrópica. Por tal motivo existe la necesidad de desarrollar análisis cuantitativos y metodologías para evaluar la integridad estructural de estos materiales.

El diagrama de resistencia residual representa la relación entre el esfuerzo crítico de falla y el tamaño del defecto presente en la estructura y es el valor máximo del esfuerzo nominal que un componente estructural puede soportar. [4]

Por lo anterior en el siguiente trabajo se determina la curva de resistencia residual para especímenes con diferentes defectos circulares y unidos mediante remaches de diámetros diferentes, con el fin de relacionar la capacidad de carga de las probetas en relación al diámetro del defecto, mediante ensayos cuasi-estáticos.

Posteriormente se analiza el daño del compuesto mediante análisis no destructivo

## **1.2. Alcance del estudio**

### **1.2.1. Objetivo general**

Determinar la resistencia residual en uniones remachadas compuestas carbono/epoxi, a partir de ensayos cuasi-estáticos, considerando diferente relación de aspecto  $d/W$  (diámetro/ancho) contra la resistencia última de uniones remachadas

### **1.2.2. Objetivos específicos**

- Manufacturar laminados de carbono/epoxi por el método de Moldeo por Transferencia de Resina (RTM, por sus siglas en inglés, Resin Transfer Moulding)
- Determinar las propiedades mecánicas del laminado utilizando la norma ASTM D3039
- Fabricación de probetas remachadas siguiendo la norma D5961
- Inspeccionar la acumulación de daño por ensayo no destructivo (rayos X)

### **1.2.3. Planteamiento del problema**

El problema que surge a través del uso de sujetadores mecánicos es la alta concentración de esfuerzos alrededor de los orificios de sujeción que son mucho más severos en laminados compuestos comparados con placas metálicas bajo la misma condición de carga. Además, debido a su naturaleza anisotrópica de los materiales compuestos, es necesario estudiar los mecanismos de fallo que se generan en las uniones remachadas por acción de cargas externas.

### **1.2.4. Justificación**

Es necesario determinar la capacidad de carga de compuestos remachados para evaluar su integridad estructural tanto en el diseño como en la reparación de componentes aeronáuticos

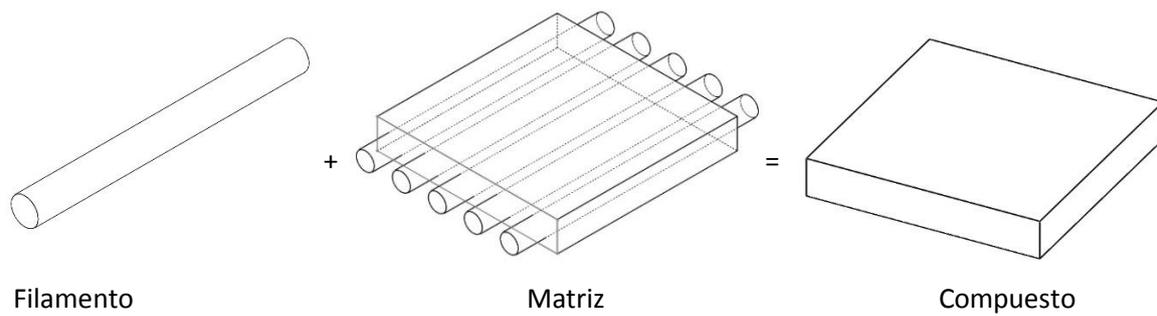
## CAPÍTULO 2. REVISIÓN DE LITERATURA

### 2.1. Estado del arte

El daño en las estructuras de material compuesto reduce su vida útil, para mejorar esta condición, es necesario reparar el daño para que su integridad estructural permanezca en los niveles de confiabilidad y seguridad, se han realizado varios experimentos y análisis en paneles de material compuesto. Kradinov [7] analizó reparaciones de material compuesto con parches atornillados utilizando métodos analíticos y los comparó con resultados experimentales. Seong-Yoon Yoo [8] probó la resistencia mecánica de varios especímenes con uniones mecánicas con diferentes relaciones de aspecto ( $w/d$ ) y  $e/d$ , evaluó los modos de falla y realizó un análisis por elemento finito con el fin de comparar con los resultados experimentales. C. T. McCarthy [9]. Determinó que la holgura afecta al estado de tensiones alrededor del agujero e influye severamente la distribución de la carga del perno en las uniones, esto conduce a la carga de falla del rodamiento de manera más pronunciada. Y. Xiong [10]. Desarrollo un método analítico para la predicción de fallas de juntas atornilladas en materiales compuestos con múltiples sujetadores, los análisis se basan en un esquema iterativo y proporcionan distribuciones de esfuerzos. Eriksson. [12] Midió la resistencia de los cojinetes de dos tipos de muestra grafito/epoxi, demuestra que la resistencia del rodamiento está influenciada por la restricción lateral y la orientación de la capa afecta la distribución de concentración de esfuerzos. Wang. [13] Examinó los mecanismos de falla del rodamiento en función de la presión de sujeción, y estudio los fallos en la sección transversal del rodamiento utilizando el tomógrafo.

### 2.2 Materiales compuestos reforzados con fibras

La composición básica de los materiales compuestos reforzados con fibras se compone de una matriz y fibras de refuerzo, en la siguiente figura tenemos una representación de una fibra de refuerzo y de la matriz que está compuesta por una resina termoestable. Al combinar estos materiales obtenemos un material nuevo con excelente propiedades mecánicas, generalmente conocido como material compuesto. En la Figura 1 tenemos una representación gráfica de la composición de un material compuesto



**Figura 1.** Composición de los constituyentes de un material compuesto

Las fibras de refuerzo presentan excelentes propiedades mecánicas, comúnmente son utilizadas las siguientes: fibra de carbono, fibra de vidrio y Kevlar. Las matrices utilizadas a nivel industrial regularmente son las termoestables, una de las cualidades que otorga la matriz es evitar la propagación de grieta durante el proceso de fractura, también soportan los esfuerzos por compresión, por otro lado las fibras tienen una alta capacidad a la tracción y tienen como función transmitir cargas a la matriz. Por lo tanto estas últimas constituyen la mayor parte de las propiedades mecánicas del material compuesto como la resistencia y la rigidez.

### **2.3 Refuerzos con fibra de carbono**

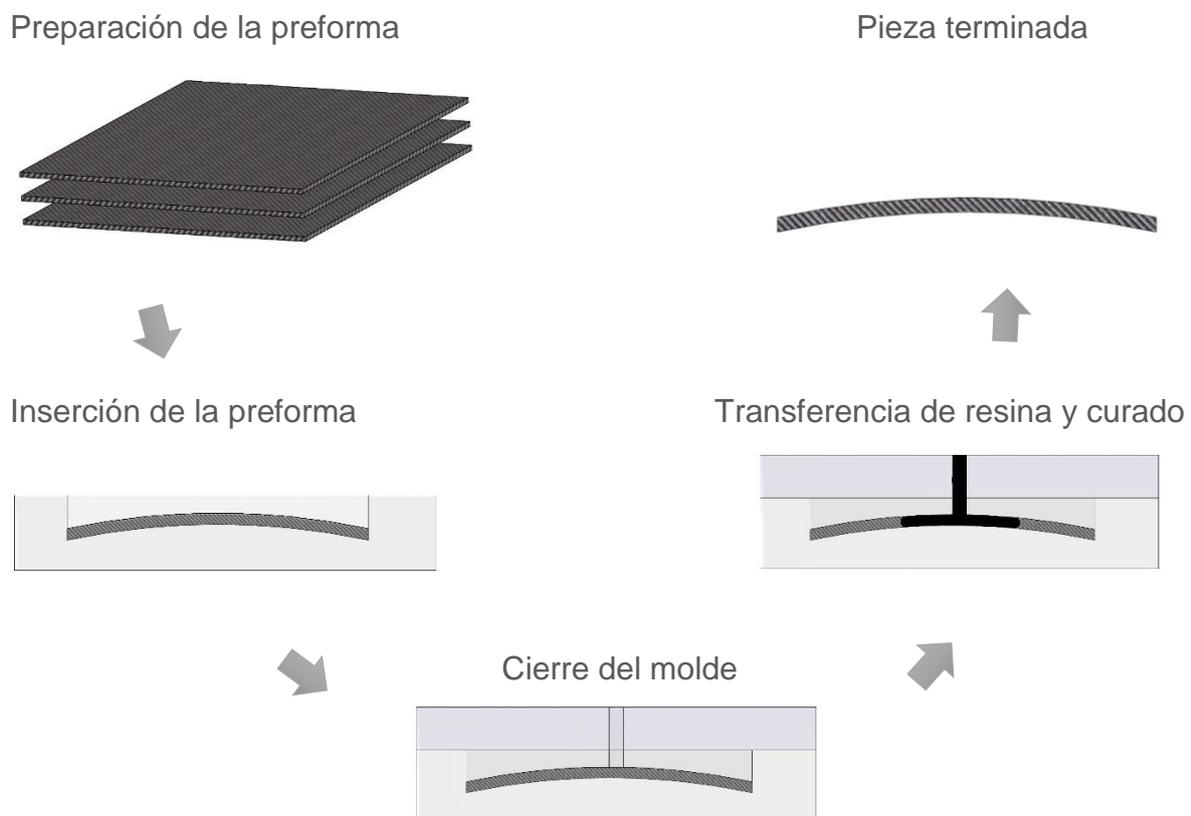
Las fibras de carbono son caracterizadas por poseer un bajo peso y su alto valor a la resistencia a la tracción, que se mantienen hasta temperaturas muy por encima de 2000 ° C. Estas propiedades hacen que las fibras de carbono sean ideales para compuestos ligeros, en particular para aplicaciones aeroespaciales. [11]

La resistencia de las fibras de carbono puede superar los valores típicos del acero en más de un orden de magnitud, por tal motivo la gran mayoría de fibras de carbono son utilizadas para aplicaciones en estructuras livianas, que van desde materiales deportivos, hasta estructuras aeroespaciales, las dos cualidades que sobresalen de utilizar fibra de carbono en la industria aeroespacial son su baja densidad que van de valores aproximados de 1.5  $g/cm^3$  a 2.1  $g/cm^3$  [11]

## 2.4 Manufactura de laminados por el método de RTM

El proceso de moldeo por transferencia de resina (RTM) se adoptó para la fabricación de piezas estructurales con un alto volumen de producción utilizando resinas termoestables de baja viscosidad y fibras largas, es un método de fabricación de piezas estructurales que generalmente se utiliza en la industria aeroespacial. El moldeo de transferencia de resina se implementó a mediados de los años ochenta con la necesidad de producir estructuras en altos volúmenes de producción, sin embargo para lograr piezas con un buen rendimiento estructural era necesario utilizar fibras largas y no fibras cortas, por lo que surgió la idea de tener una preforma de fibra tejida dentro del molde y luego inyectar resina a alta presión para cubrir los espacios vacíos entre las fibras. Pero solamente las resinas de baja viscosidad fueron las ideales para poder utilizar en este proceso debido que con estas resinas aseguramos un buen impregnado

En la Figura 2 ilustramos el proceso de manufactura por RTM.



**Figura 2.** Proceso de manufactura de material compuesto por medio de RTM

## **2.5 Reparaciones con parche en estructuras aeronáuticas**

El daño en las estructuras de material compuesto reduce su vida útil, para mejorar su vida útil son necesarias realizar reparaciones para restaurar el componente estructural. Las reparaciones en aviones son imprescindibles debido a la vulnerabilidad a la cual están sometidos los componentes estructurales, principalmente en la fase de vuelo, los daños estructurales pueden ser ocasionados por diversos factores, entre los principales se encuentran impacto por objetos.

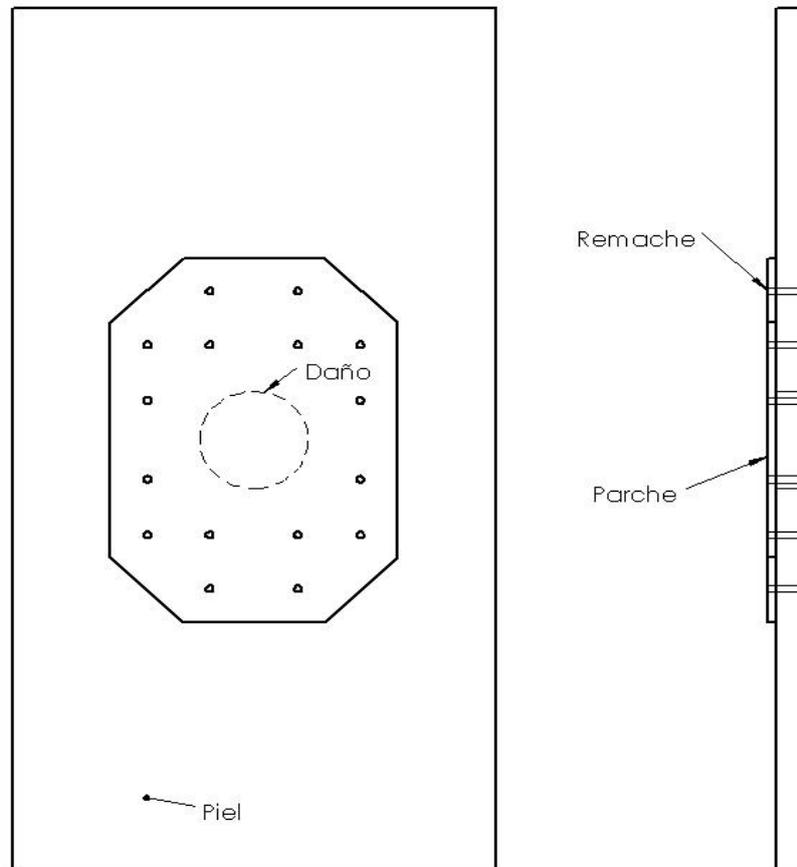
Existen varias técnicas de reparación y esta va a depender del tipo, la magnitud del daño que se ha ocasionado, así como de la técnica apropiada para dicha reparación, la reparación con parches es un procedimiento comúnmente aceptado para daños mayores, Los objetivos de la reparación con parches son restaurar la resistencia estática, la durabilidad de la estructura y disminuir las concentraciones de esfuerzo causadas por el daño. [5]

El parche se puede aplicar en la superficie interna o externa de la estructura y se puede unir adhesivamente o mecánicamente en el panel dañado, para paneles reparados mediante uniones adhesivas se tiene una resistencia elevada en el compuesto dañado en comparación con las reparaciones atornilladas, ya que no requiere agujeros en la estructura y por lo tanto no se crea nuevas concentraciones de esfuerzo, sin embargo, esta técnica no permite remover el parche para futuras inspecciones estructurales; por otro lado una reparación con parche unido mecánicamente se puede aplicar a paneles de diversos espesores, y permite que el parche pueda ser retirado para inspecciones futuras.

Goranson. [6] Menciona que la reparación no se centra únicamente en la resistencia estática y las pruebas de falla de las estructuras realizadas después de la reparación, sino más bien en el principio de tolerancia al daño. Sin embargo, un diseño tolerante al daño requiere de una evaluación precisa del campo de concentraciones de esfuerzo en el área de reparación, la fuerza resultante de los pernos y la transferencia de carga de los pernos. Por lo tanto, se necesitan herramientas de análisis confiables durante toda la etapa de procesos de diseño.

Las uniones mecánicas son utilizadas en el parche de reparación para transferir cargas a través de la región del daño, el objetivo de los elementos de sujeción es permitir que la carga se transfiera desde la superficie de la pieza original a través del

parche, en la Figura 3 podemos observar un parche típico de reparación utilizado en paneles de material compuesto.



**Figura 3.** Configuración de un parche para reparaciones en paneles de material compuesto

## 2.6 Uniones mecánicas en estructuras aeronáuticas

La tecnología dominante para unir conjuntos de CFRP en subcomponentes, componentes estructurales y parches en reparaciones estructurales son pernos o remaches, estas uniones regularmente son de Titanio o aceros resistentes a la corrosión, la ventaja de utilizar uniones mecánicas son diversas, entre las cuales se encuentran

- Posible desmontaje de las piezas
- Gran variedad de montajes mecánicos
- Facilidad de montaje

En la Figura 4 se muestran diversos tipos de sujetadores comúnmente usados en la industria aeroespacial con disponibilidad de varios diámetros y longitudes.



**Figura 4.** Tipos de Uniones mecánicas

## 2.7 Remaches CherryMax

Los remaches CherryMax son fabricados por Cherry® Aerospace; es un remache ciego lo que proporciona la ventaja de poder ser instalado en los en los agujeros de la unión mecánica donde se tiene acceso a una cara de la estructura, estos remaches son populares en los talleres de reparación de aviones por su fácil aplicación mediante una remachadora neumática CherryMax.

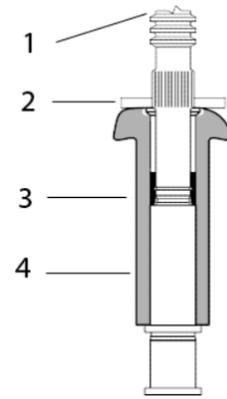
Los Remaches están disponibles en cuatro diámetros nominales 1/8, 5/32, 3/16 y 1/4 de pulgada. [5]

Los remaches son fabricados con dos estilos de cabeza, universales y avellanados, constan de cinco partes: Cabeza ciega, cascara del remache, collar de cierre, yunque de accionamiento y vástago de arrastre, la cubierta exterior está hecha de aluminio 5056 y el vástago de acero CRES (corrosion-resistant steel), y tienen una resistencia al corte entre 50 y 75 ksi [5]

El remache tiene un collarín de bloqueo que mejora la unión y proporciona una mejor integridad y confiabilidad estructural

A continuación, se ilustra en la Figura 5 las partes de un remache Cherry Max.

1. Vástago de sujeción
2. Anillo de conducción, asegura el bloqueo mecánico entre el remache y la remachadora
3. Collar de bloqueo
4. Camisa deformable que asegura el bloqueo del vástago

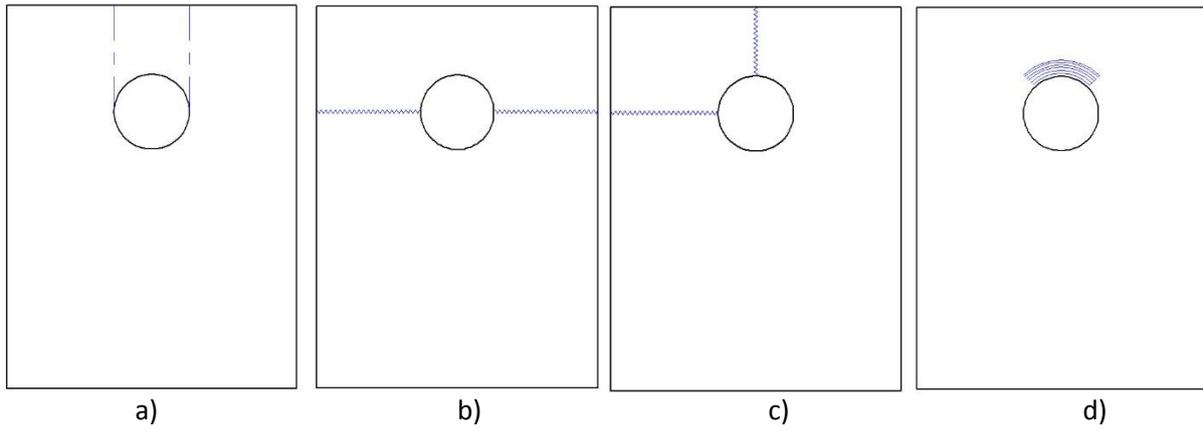


**Figura 5.** Partes básicas de un remache CherryMax. [14]

## 2.8 Mecanismos de falla en uniones remachadas

Las estructuras hechas con material compuesto tienen atractivas propiedades mecánicas, sin embargo, el uso de uniones en dos o más elementos estructurales para la transmisión de cargas es un problema que debe considerarse y estudiarse de manera muy detallada, por lo tanto es esencial conocer el mecanismo de fallo que puede ocurrir en los ensambles para propósitos de diseño y reparación; estos modos de fallo dependerán de las propiedades mecánicas de la unión, así como el tipo de fibra, espesor y secuencia de apilamiento; La iniciación y evolución del daño también va a depender de varios factores adicionales como la presión de sujeción del remache, el diámetro de la arandela, y el coeficiente de fricción entre la arandela y el laminado [6]

Los modos de fallo más comunes en compuestos CFRP con una unión simple, son: Fallo por desgarramiento del material, Fallo por tensión neta, fallo por clivaje, fallo por aplastamiento en el rodamiento o una combinación de cualquiera de estas. En la Figura 6 se ilustra los principales modos de falla en juntas remachadas

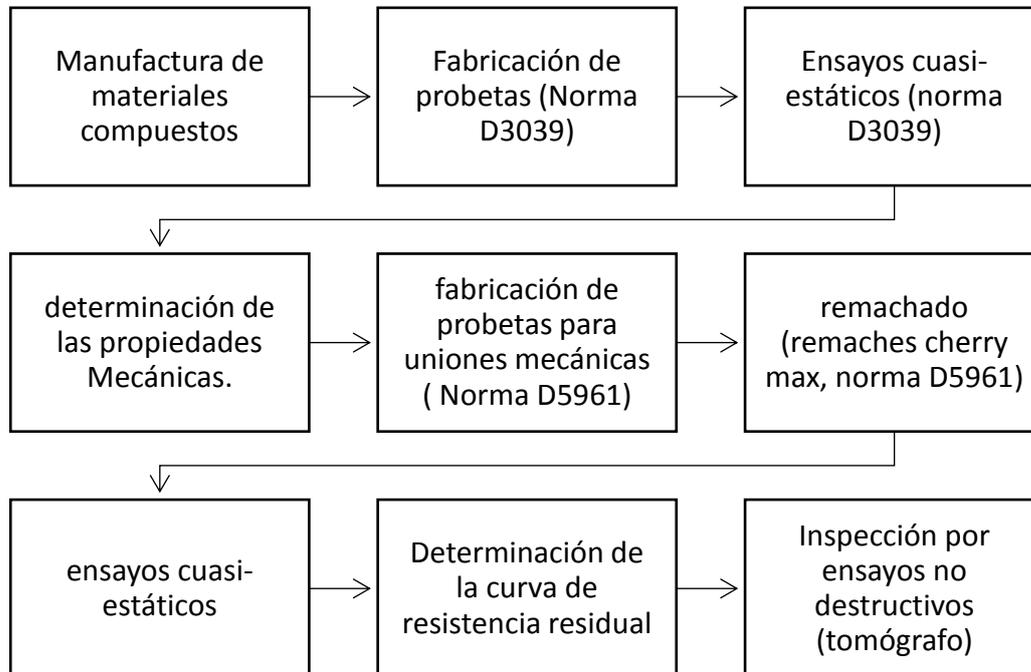


**Figura 6 .** Modos comunes de fallo para juntas remachadas en materiales compuesto: a) Falla por desgarramiento del compuesto, b) falla por tensión neta, c) Falla por clivaje, d) Falla en el cojinete

Uno de los factores principales del modo de fallo en juntas remachadas dependerá de la configuración geométrica y de los valores de  $W$  (ancho),  $d$  (diámetro del agujero) y  $e$  (distancia de separación del borde de la placa al agujero), en la siguiente figura se muestra una configuración geométrica.

## CAPÍTULO 3. METODOLOGÍA

La metodología que se siguió para el desarrollo del presente proyecto se describe a continuación



**Figura 7.** Metodología de solución del problema

### 3.1 Fabricación del laminado mediante RTM

La fabricación del laminado por RTM se lleva en varias etapas, desde la preparación y selección de la materia prima, así como todo el proceso de manufactura.

1. Corte de material fibra de carbono plain wave biaxial 3k de 19 x 22 cm, 7 capas de 0° y 4 capas de ±45°, un total de 11 pliegos para un espesor aproximado de 3 mm
2. Preparación del molde: Esto incluye la limpieza superficial del molde y la colocación de dos capas de desmoldante, después pulir la superficie y remover exceso de desmoldante de esta manera aseguramos un buen acabado superficial de la pieza final
3. Conexión de diferentes accesorios en el molde ( válvulas de esfera para la entrada y salida de resina, conexiones de cobre y tubos de inyección y de succión)

4. Colocación de la preforma con un apilamiento cuasi-isotrópico dentro del molde enseguida se coloca un sello de goma (o-ring) para evitar fugas de resina, después el tapado con el contra-molde , finalmente la colocación del molde en la prensa
5. Se coloca una presión a las planchas de la presa por medio de un sistema hidráulico con la intención de evitar la separación del molde y contra-molde a la hora de realizar la inyección presión positiva, también en esta etapa se selecciona el valor de 60° C en los controles de temperatura de ambas planchas
6. Una vez alcanzada la temperatura deseada se prepara la resina epoxica EPOLAM 2015 con su respectivo endurecedor
7. Se vierte la resina epoxica dentro del inyector en la posición de 550 cc, después se coloca la tapa, el seguro y se realizan las conexiones para la manguera de inyección y la manguera de vacío.
8. Se realiza la inyección de la resina hacia la preforma mediante un control manual en la perilla de avance y tratando de realizar un avance mínimo hasta llegar aproximadamente a 400 cc del pistón por aproximadamente 5 min, después se manipula la perilla hasta llegar aproximadamente a 250 cc de avance del pistón y se espera otros 5 min aproximadamente, después el ultimo avance se realiza hasta llegar 100 cc manteniendo aproximadamente otros 5 min, todo este proceso se realiza para asegurar que las burbujas internas dentro del pistón sean expulsadas durante el proceso de inyección, aunado a esto se van programando purgas por cada 2-3 min por un tiempo de aproximadamente 5 segundos para la expulsión de burbujas , finalmente una vez que se asegura las expulsión total de burbujas se cierra la válvula de vacío. Se presiona la perilla de avance hasta el tope, de esta manera conservamos una presión positiva dentro del molde y aseguramos la impregnación de la preforma durante dos horas; en esta etapa se asegura que las planchas no se desplacen por el efecto de la presión positiva, en caso de que exista cierta apertura de las planchas se le aplica mayor presión a las planchas.
9. La polimerización total del compuesto se lleva acabo aproximadamente en 4 horas, después se procede a desmontar y limpiar todos los accesorios incluyendo el equipo utilizado

En la Figura 8 podemos observar el proceso descrito anteriormente.



**Figura 8.** Pasos realizados para el proceso de fabricación del minado de carbono/epoxi por el método de manufactura por RTM

### 3.2 Proceso de fabricación de la probeta remachada

La norma D5961 es utilizada para determinar el proceso de fabricación y ensayos experimentales para uniones mecánicas, se manufacturó previamente la placa de fibra de carbono, enseguida se realiza el corte y rectificado de las probetas. Se utiliza una broca de carburo de tungsteno para mecanizar los orificios del compuesto con el propósito de reducir la de-laminación y asegurar la uniformidad de la superficie en los agujeros.

Durante el proceso de remachado se utilizó una remachadora Cherry-Max, que utiliza una presión de agarre de 7 bar, para realizar un remachado se requiere que el remache este posicionada de manera ortogonal con respecto a la superficie del

laminado, posteriormente se tiene que utilizar la cabeza de tracción apropiada para la sujeción correcta del vástago del remache, enseguida se presiona el gatillo de manera uniforme para desplazar la camisa de aluminio hacia la dirección de la remachadora y poder realizar el remachado de manera correcta, en la Figura 9 se observa los pasos que se siguieron para realizar los ensambles con los remaches.



1



2



3



4

**Figura 9.** Proceso de fabricación de probetas remachadas siguiendo la norma ASTM D5961

## CAPÍTULO 4. RESULTADOS

### 4.1 Propiedades mecánicas del compuesto a partir de experimentación

Las propiedades mecánicas del compuesto fueron determinadas mediante experimentación siguiendo la norma D3039, fueron ensayados 4 especímenes sujeta a normas estándar mencionada anteriormente. Y se ilustra en la siguiente figura, donde podemos apreciar la curva carga desplazamiento, donde observamos un comportamiento elástico lineal hasta aproximadamente un 0.75 mm de deformación, después de este valor las curvas empiezan a presentar un comportamiento no lineal y esto se debe a la influencia de la matriz sobre el refuerzo de fibra de carbono.

Las gráficas sirven para determinar un valor promedio de la resistencia a la tracción, así como Para determinar el módulo ( $E_{11}, E_{22}$ ) utilizando los valores de deformación que se encuentran en la zona lineal.

Es necesario instrumentar galgas extenso-métricas sobre las probetas para conocer estos valores y también para conocer el coeficiente de Poisson. Los datos obtenidos se presentan en la Figura 10.

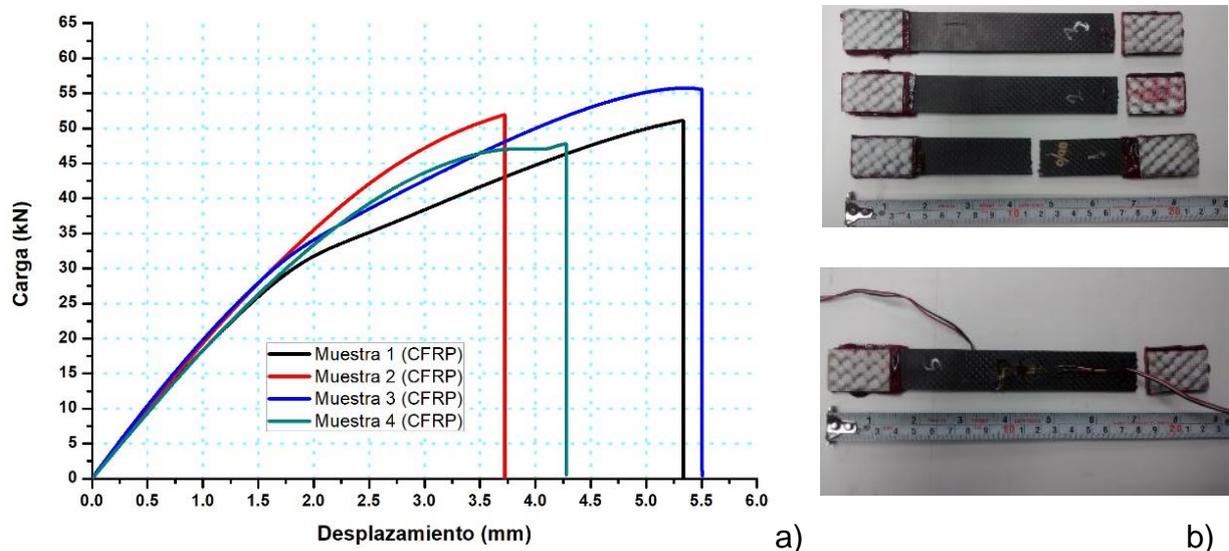


Figura 10. a) Curva típica carga-desplazamiento b) probetas ensayadas

Los valores de resistencia última obtenidos para cada probeta, después de realizar los ensayos cuasi estáticos se muestran en la Tabla 1.

**Tabla 1.** Valores de carga última y esfuerzo para las muestras

Muestra #	Carga última (KN)	Esfuerzo último (Mpa)
1	51.13	671
2	51.95	681
3	55.57	729
4	55.57	627

A continuación se ilustra en la *Tabla 2* las propiedades mecánicas que resulto de la realización de los ensayos experimentales

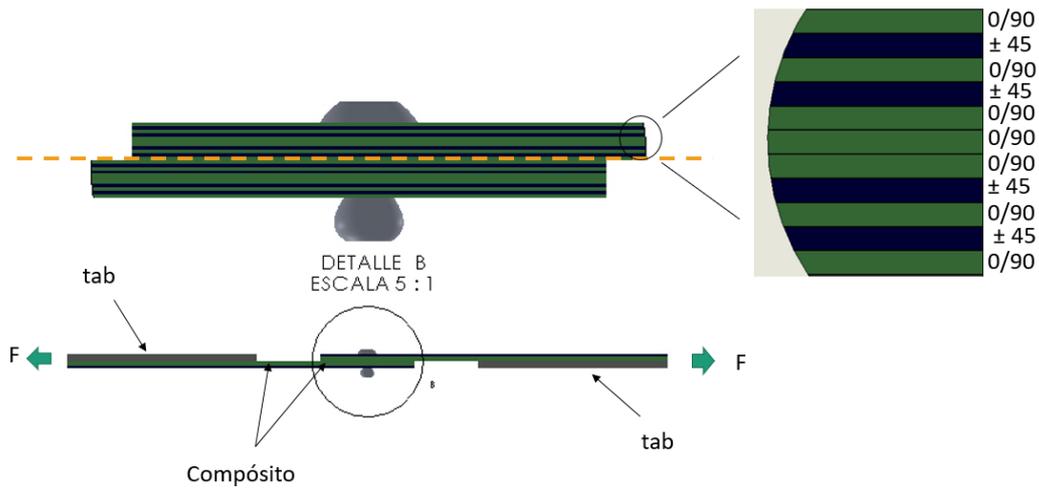
**Tabla 2.** Propiedades mecánicas del compuesto Carbono/epoxi

Propiedades	Simbología	Magnitud	Unidades
Esfuerzo último	$s_{ut}$	578	Mpa
Módulo de Young longitudinal	$E_l$	46.330	Gpa
Módulo de Young Transversal	$E_t$	46.330	Gpa
Relación de Poisson	$\nu_{lt}$	0,08	

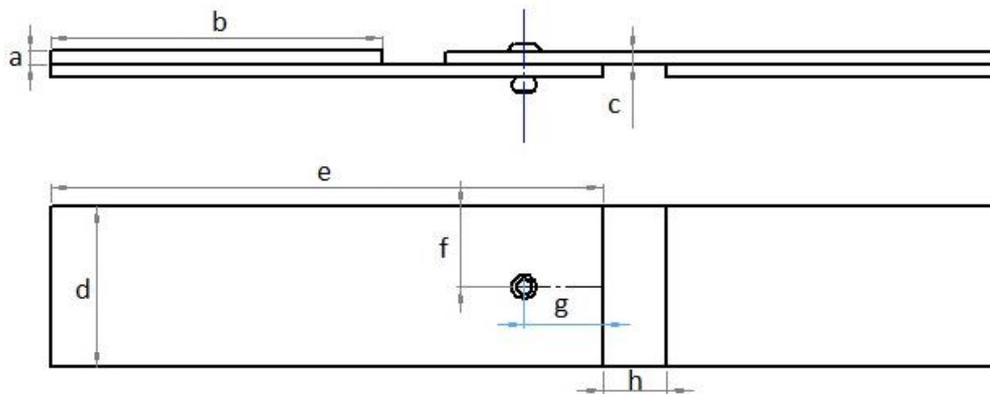
#### 4.2 Método experimental para laminados remachados

La configuración de los especímenes se determinó por la norma ASTM D5961, procedimiento B, fueron fabricados por medio de carbono/epoxi, fibra de carbono 3k y resina epoxica EPOLAM 2015 fabricada por Axson, con una secuencia de apilamiento  $[(090 / \pm 45)_2 / 090 / \overline{090}]_s$  y fabricado mediante el moldeo por transferencia de resina (RTM) por sus siglas en ingles. En la Figura 11 se ilustra las la secuencia de apilamiento que se utiliza para propósitos de este proyecto.

En la Figura 12 se ilustra la configuración geométrica de las probetas utilizadas para la experimentación y en la Tabla 3 se mencionan las medidas de la configuración geométricas para la preparación de las probetas.



**Figura 11.** Configuración geométrica de los especímenes y secuencia de apilamiento



**Figura 12.** Configuración geométrica Norma ASTM D5961

En la siguiente tabla se observa los parámetros dimensionales para el corte de leas probetas, así como para la incorporación del tab de sujeción

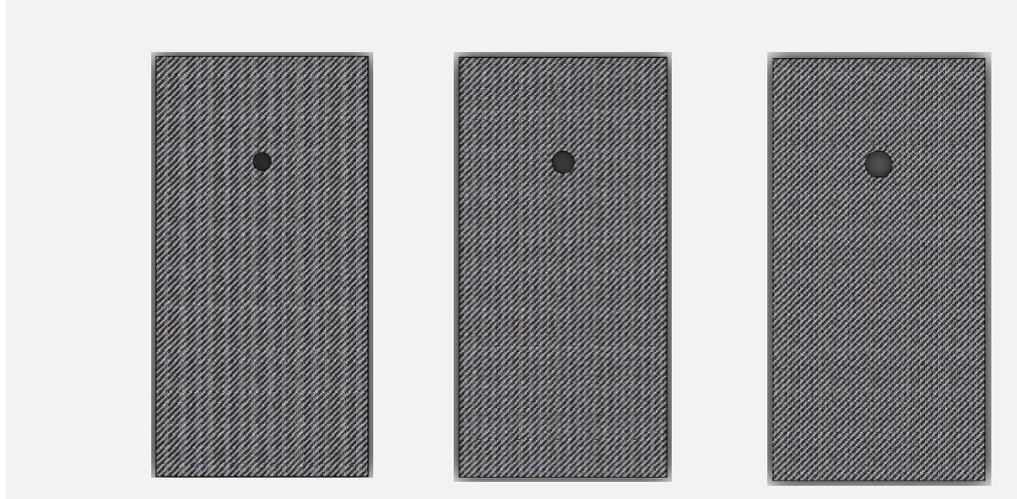
**Tabla 3.** Parámetros dimensionales para la probeta Norma ASTM D5961

Parámetro	Dimensiones en (pulgadas)
Espesor del tab (a)	0.125-0.208
Longitud del tab (b)	3.0
Espesor (c)	0.125-0.208
Ancho (d)	1.5+/-0.03
Longitud del espécimen (e)	5.5
Espacio de la base al agujero(f)	0.75+/-0.03
Espacio de la base al agujero (g)	0.75+/-0.03
Distancia tab/empalme (h)	1.0+0.000/-0.001

Con el fin de determinar la influencia de diámetro del agujero en la estructura se considera la relación de aspecto de los diferentes especímenes del mismo ancho con respecto al diámetro del agujero, esta relación nos servirá para determinar en su momento la curva de resistencia residual.

**Tabla 4.** Relación de Aspecto de las configuraciones propuestas para los ensayos experimentales

<b>d</b>	<b>1/8</b>	<b>5/32</b>	<b>3/16</b>
<b>w</b>	1.5	1.5	1.5
<b>w/d</b>	12.08	8.70	7.59



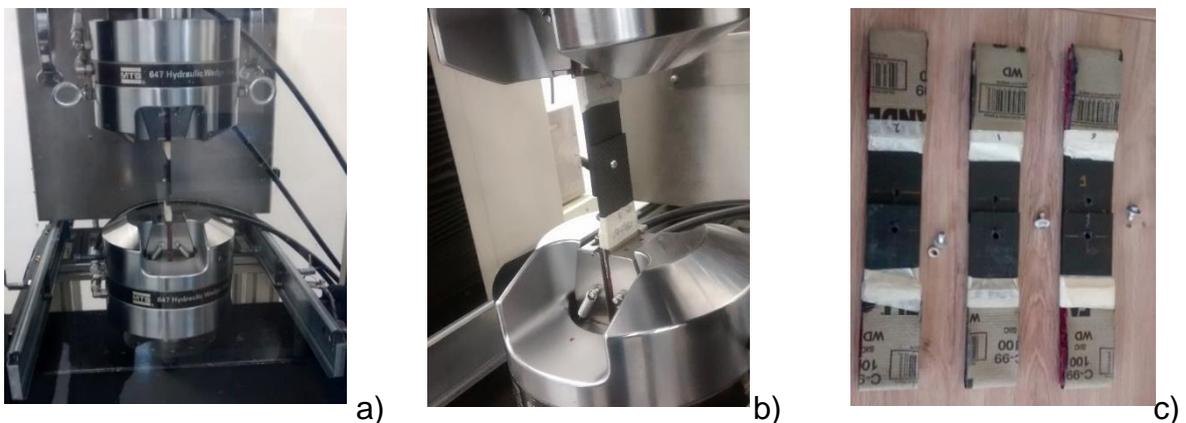
Realizando las mediciones correspondientes a las 9 probetas obtenemos los siguientes valores que se observan en la Tabla 5.

**Tabla 5.** Características geométricas de las muestras, w/d, e, e/d

<b>Especimen #</b>	<b>Diámetro (pul)</b>	<b>Ancho</b>	<b>Espesor</b>	<b>e</b>	<b>w/d</b>	<b>e/d</b>
1	1/8	1.51	0.11811	0.75	12.08	5.29
2	1/8	1.51	0.11811	0.75	12.08	5.29
3	1/8	1.52	0.11811	0.75	12.16	5.29
4	5/32	1.51	0.11811	0.75	8.70	4.32
5	5/32	1.51	0.11811	0.75	8.70	4.32
6	5/32	1.52	0.11811	0.75	8.76	4.32
7	3/16	1.53	0.11811	0.75	7.59	3.72
8	3/16	1.53	0.11811	0.75	7.59	3.72
9	3/16	1.53	0.11811	0.75	7.59	3.72

### 4.3 Ensayo de pruebas de tracción para probetas remachadas

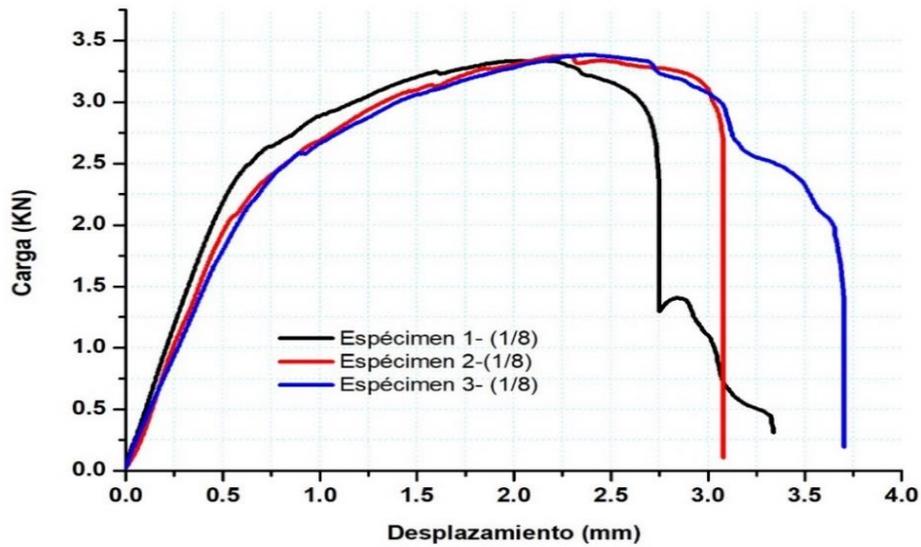
Los especímenes remachados con una secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica  $[(090 / \pm 45)_2 / 090 / \overline{090}]_s$  fueron ensayados mediante una máquina universal INSTRON 647 de 100 KN de carga, utilizando unos grips con apertura de 7 mm de y con una velocidad de desplazamiento de 1.27 mm/min de acuerdo a la norma D3039, se utilizaron tabs para la sujeción, fabricados con fibra de vidrio y lija para no dañar el lado de la probeta fabricada con fibra de carbono, en la Figura 13, podemos observar fotografías tomadas durante uno de los ensayos.



**Figura 13.** Proceso de ensayo para probetas remachadas a) colocación de la probeta en la maquina universal, b) ensayo en proceso, c) probetas ensayadas

#### 4.3.1 Caso 1: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 1/8

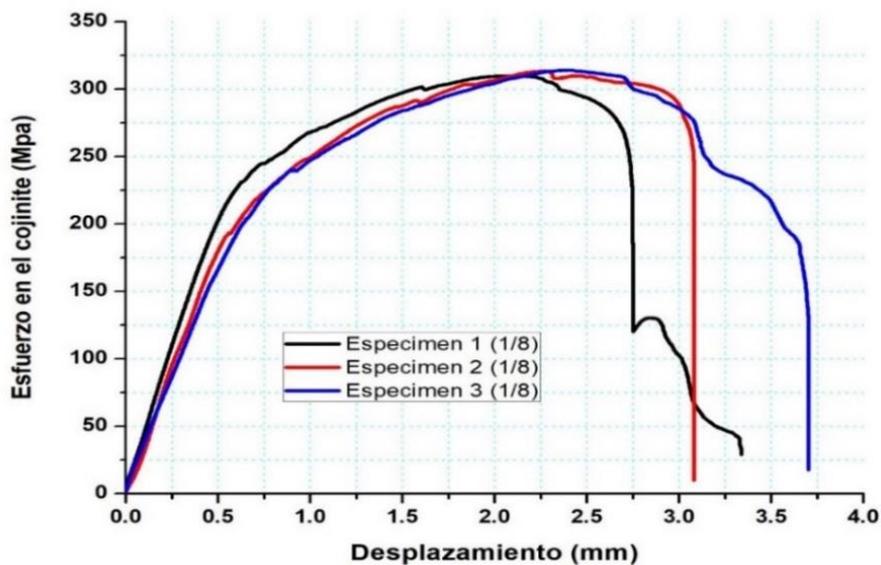
3 muestras se probaron para cada caso y se obtuvo una carga promedio de fallo. La Figura 14 muestra la curva típica de carga-desplazamiento para los remachados con configuraciones de diámetro de 1/8 y se puede observar una zona con comportamiento elástico del remache hasta llegar al límite elástico alrededor de 0.5 milímetros de deformación y 1.5 KN de carga, después se presenta una región plástica debido a la deformación permanente del remache en dirección de la carga, el efecto de la deformación del remache ocasiona la rotura de fibras y la compresión de la matriz alrededor del agujero, finalmente ocurre la falla en la unión mecánica por cortante en la camisa del remache. El código de identificación de fallo para este tipo de materiales, puede consultarse en la norma ASTM 5961, y los fallos que se ocasionaron en estas pruebas, fueron las siguientes: Cortante del remache (código **S3T** de la norma D5961 [11]) y un fallo por aplastamiento (código **B1I** [11])



**Figura 14.** Curva típica carga – desplazamiento, diámetro de remache (1/8)

Considerando el fallo por aplastamiento en el cojinete obtenemos la siguiente curva esfuerzo – deformación ilustrado en la Figura 15 , considerando que el área efectiva para el esfuerzo es el diámetro del barreno multiplicado por el espesor, utilizando la con la siguiente ecuación

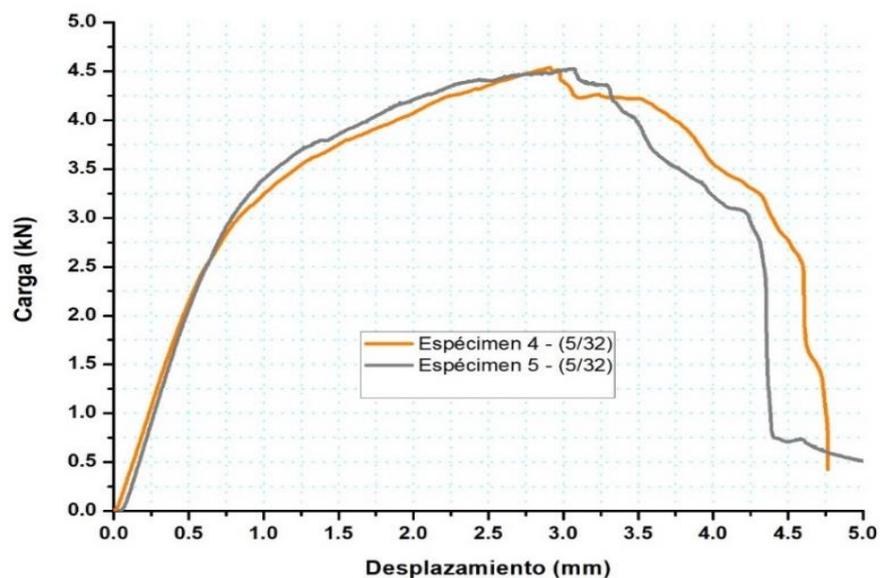
$$\sigma_i^{br} = \frac{P_i}{D * h} \dots \dots \dots (1)$$



**Figura 15.** Curva esfuerzo- deformación, uniones mecánicas de 1/8

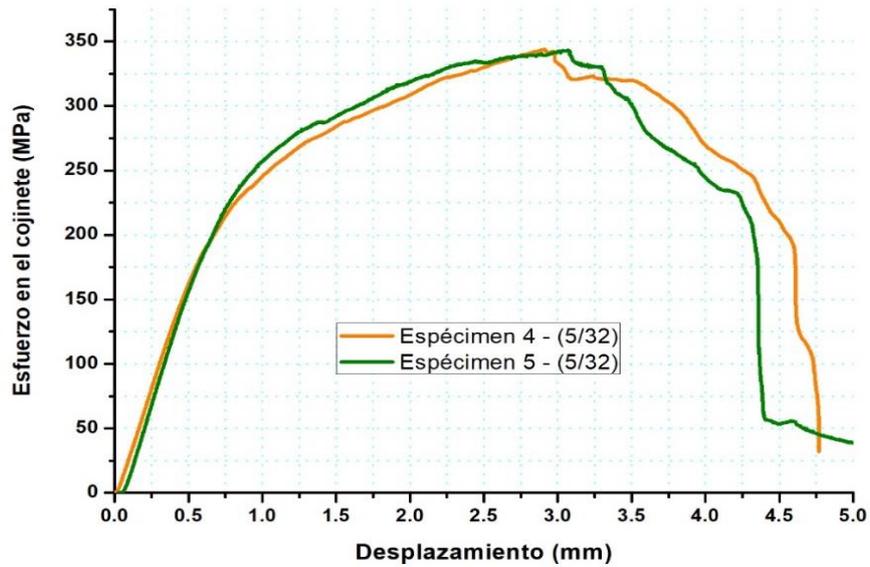
#### 4.3.2 Caso 2: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 5/32

La Figura 16 muestra la curva carga-desplazamiento para los remachados con 5/32, en el cual se puede apreciar un comportamiento similar al caso anterior, sin embargo, en esta ocasión se presenta un área mayor de sección transversal en el remache por lo tanto la pieza opone más resistencia al cortante con un valor de aproximadamente 1 KN con respecto a los remaches de 1/ 8 de pulgada, finalmente la estructura falla en un promedio de 4.44 KN debido a la deformación longitudinal del remache, por lo que ocasiona la rotura de fibras y la falla por compresión en la matriz; graficando los datos obtenemos la siguiente curva carga desplazamiento:



**Figura 16.** Curva carga- desplazamiento para probetas de 5/32

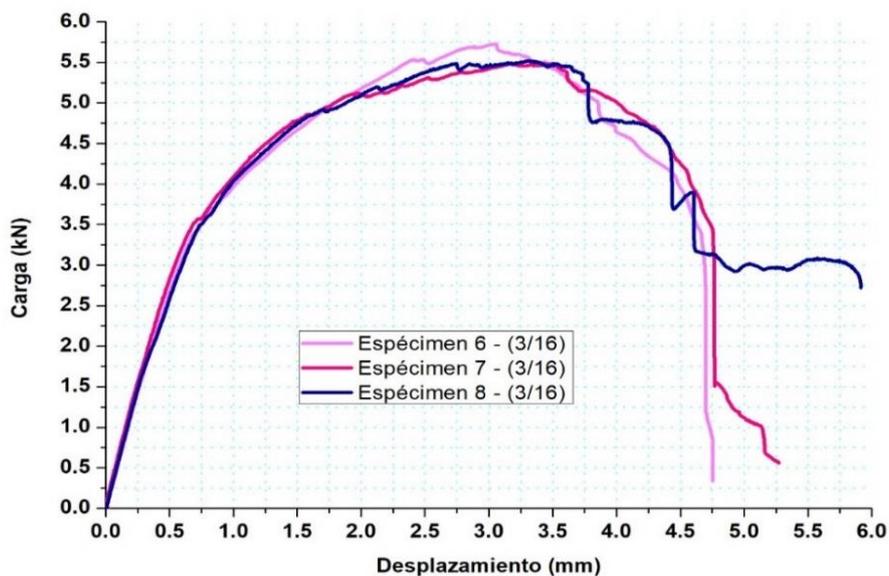
Los valores obtenidos en términos de esfuerzo – deformación se ilustra en la Figura 17 el fallo característico en el compuesto se generó alrededor del agujero y en esta sección se considera los valores para el esfuerzo.



**Figura 17.** Curva esfuerzo - desplazamiento

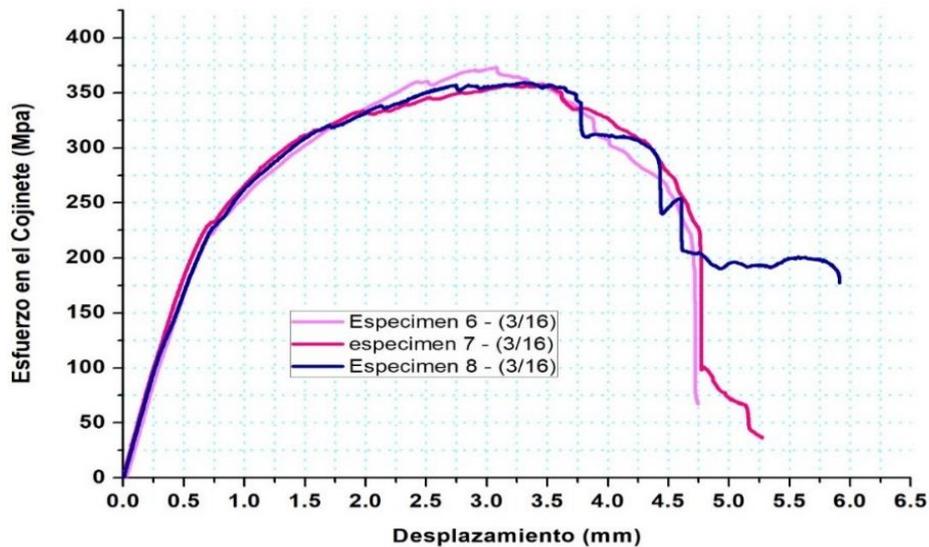
#### 4.3.3 Caso 3: Ensayos de tracción para ensambles con remaches de 3/16

En el caso de las muestras con remaches de 3/16 de pulgada obtenemos una tendencia similar de comportamiento de las gráficas, observamos un comportamiento elástico lineal hasta 0.5 mm de deformación, posteriormente se presenta un comportamiento plástico en la unión mecánica hasta llegar aproximadamente a 3 mm de deformación donde el material empieza a ceder, finalmente llegar al límite de rotura con una carga aproximada de 5.5 kN, en la Figura 18 observamos el comportamiento de la gráfica.



**Figura 18.** Curva carga-desplazamiento para probetas de 3/16

Los valores obtenidos en términos de esfuerzo – deformación se ilustra en la Figura 19, el fallo característico en el compuesto se generó alrededor del agujero como en los caso anteriores



**Figura 19.** Curva esfuerzo-deformación para probetas de 3/16

En la Tabla 6 observamos los resultados obtenidos en los ensayos cuasi-estáticos de las 8 configuraciones y observamos las cargas promedios de rotura en los remaches, también la desviación estándar ocasionadas en las pruebas experimentales

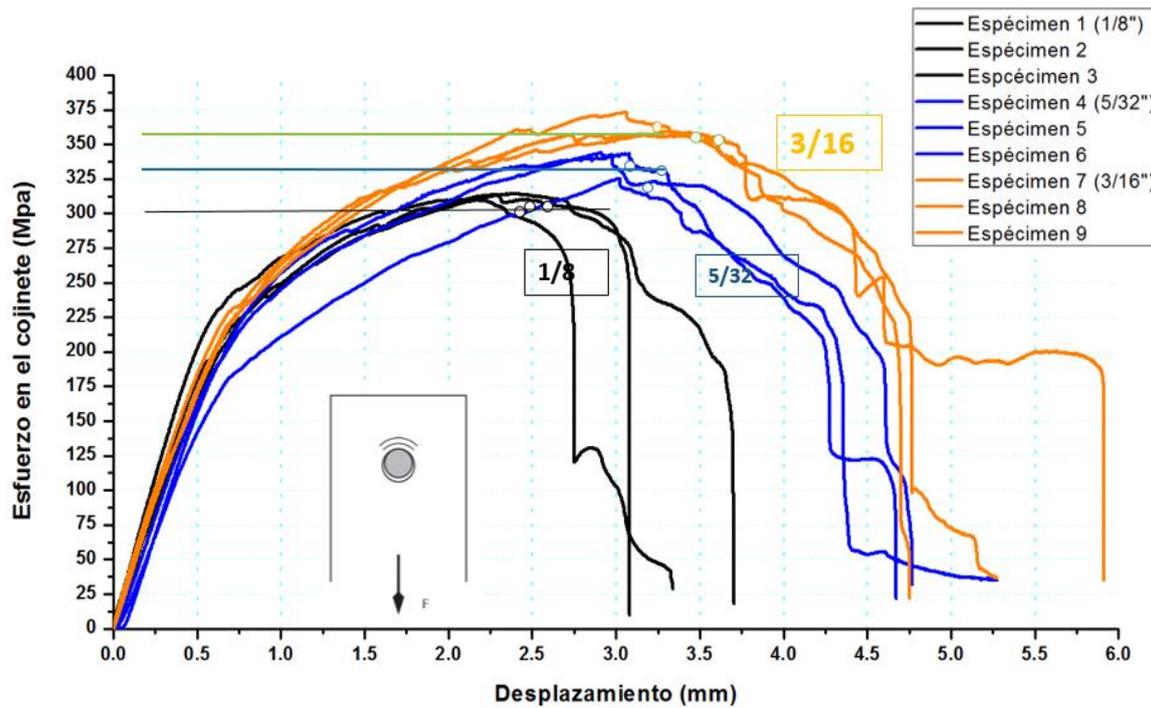
**Tabla 6.** Resultado de las pruebas experimentales

Espécimen	diámetro	Carga última (KN)	promedio	Esfuerzo (Mpa)
1	1/8	3.32		309.93
2	1/8	3.38		313.49
3	1/8	3.39	3.36	314.07
4	5/32	4.53		343.83
5	5/32	4.51	4.52	343.04
6	3/16	5.70		372.90
7	3/16	5.48		355.89
8	3/16	5.51	5.56	359.06

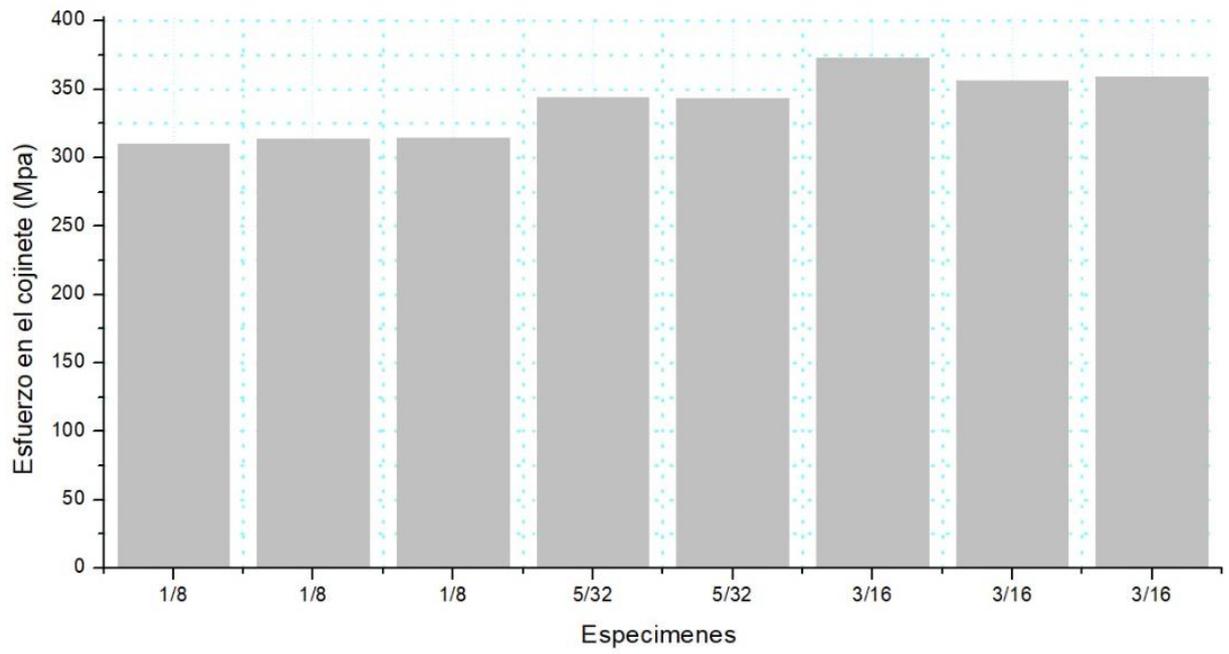
El comportamiento experimental de los 9 remaches se ilustran en la Figura 20 utilizando la ecuación de esfuerzo en el cojinete obtenemos las siguientes gráficas de

esfuerzo – desplazamiento, la mayoría de las curvas se comportan de manera similar y la ecuación utilizada para obtener el esfuerzo es la siguiente.

$$\sigma_i^{br} = \frac{P_i}{D * h}$$



**Figura 20.** Curva esfuerzo- deformación para todas las configuraciones de probetas Enseguida se muestra una gráfica de barras en la Figura 21 con los resultados de los ensayos realizados de manera experimental, podemos observar que la magnitud del esfuerzo es mayor mientras el diámetro del remache va aumentando, esto se debe que al momento de realizar los ensayos cuasi-estáticos la rigidez del remache aumenta de manera proporcional con el diámetro del remaches, por lo tanto el nivel de esfuerzo para el fallo es mayor, estos datos nos servirán para poder generar la curva de resistencia residual y relacionarlo con su capacidad estructural.



**Figura 21.** Gráfica de barras de los ensayos experimentales

#### 4.4 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 1/8 (inspección macroscópica)

El fallo por aplastamiento de rodamiento es uno de los modos de fallo más comunes de material compuesto, en el presente experimento la falla por aplastamiento fue dominante durante todas las pruebas experimentales, se encontraron daños considerables alrededor del orificio antes del desprendimiento de la cabeza del remache, el factor que influyó en la propagación del daño fue la variación del diámetro del remache y la relación  $e/d$ . En la Figura 22 se puede apreciar el daño en el cojinete (Bearing failure) desde un punto de vista macroscópico en los laminados ensamblados con remaches de 1/8

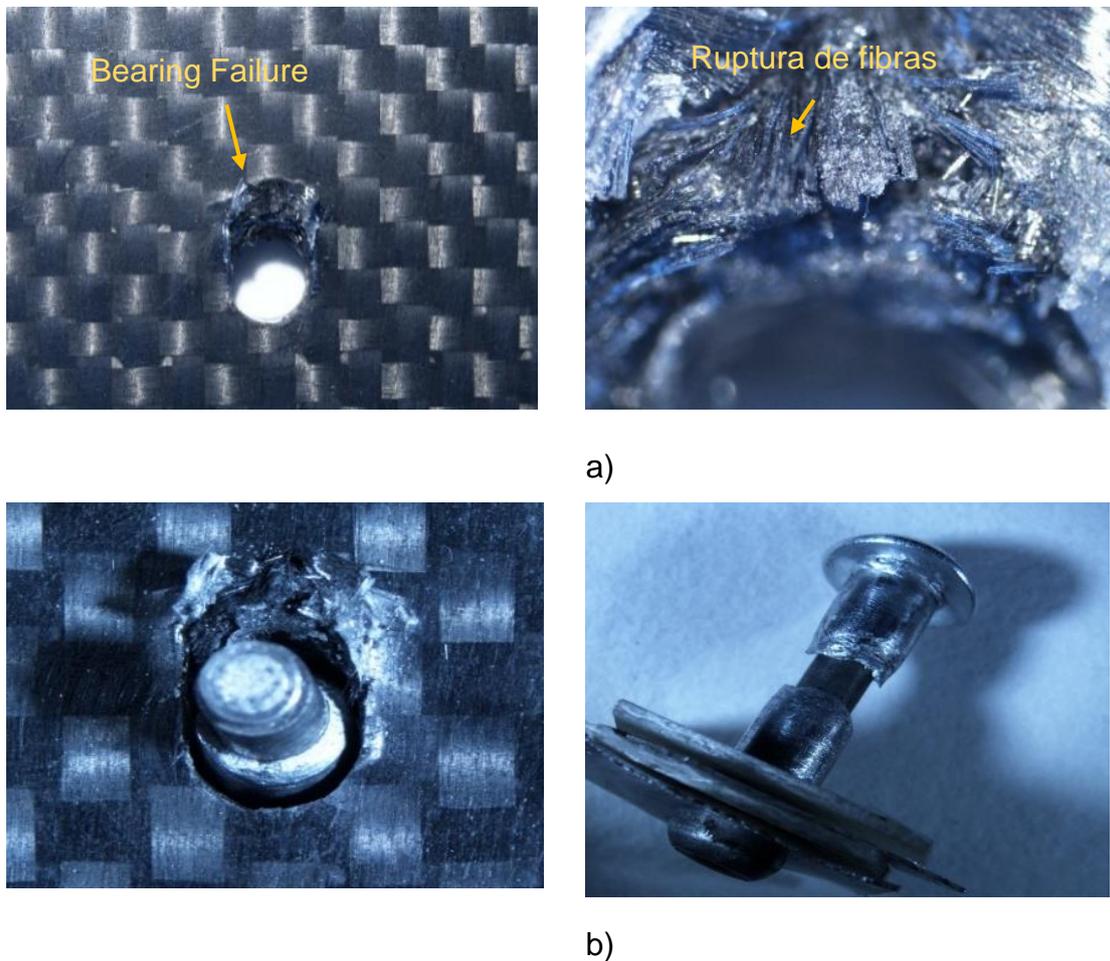
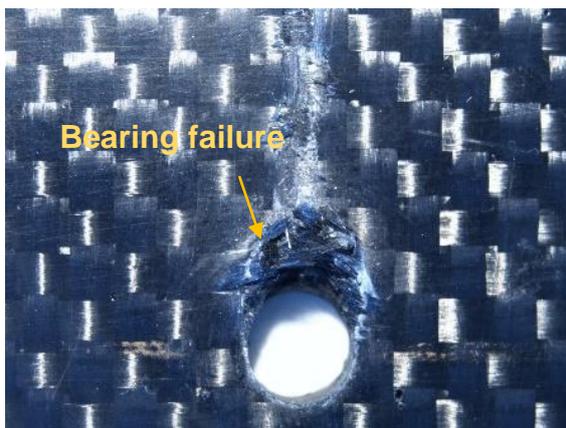


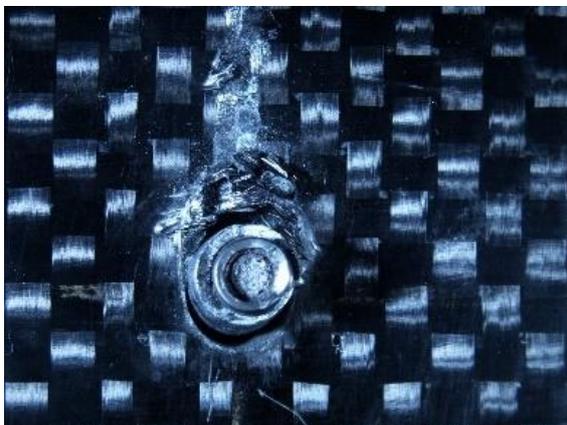
Figura 22. Mecanismo de fallo en remaches de 1/8

#### 4.5 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 5/32

En la Figura 23 podemos apreciar el modo de fallo para los laminados ensamblados con remaches de 5/32 siendo este el fallo en el cojinete, sin embargo, a diferencia del laminado con barreno de menor diámetro, en este caso el daño acumulado alrededor del agujero es mayor debido a la rigidez del barreno de 5/32. Es decir la rigidez del remache provoca un daño mayor al laminado, podemos observar en la figura a) un daño mayor en el cojinete y en la ruptura de las fibras.



a)



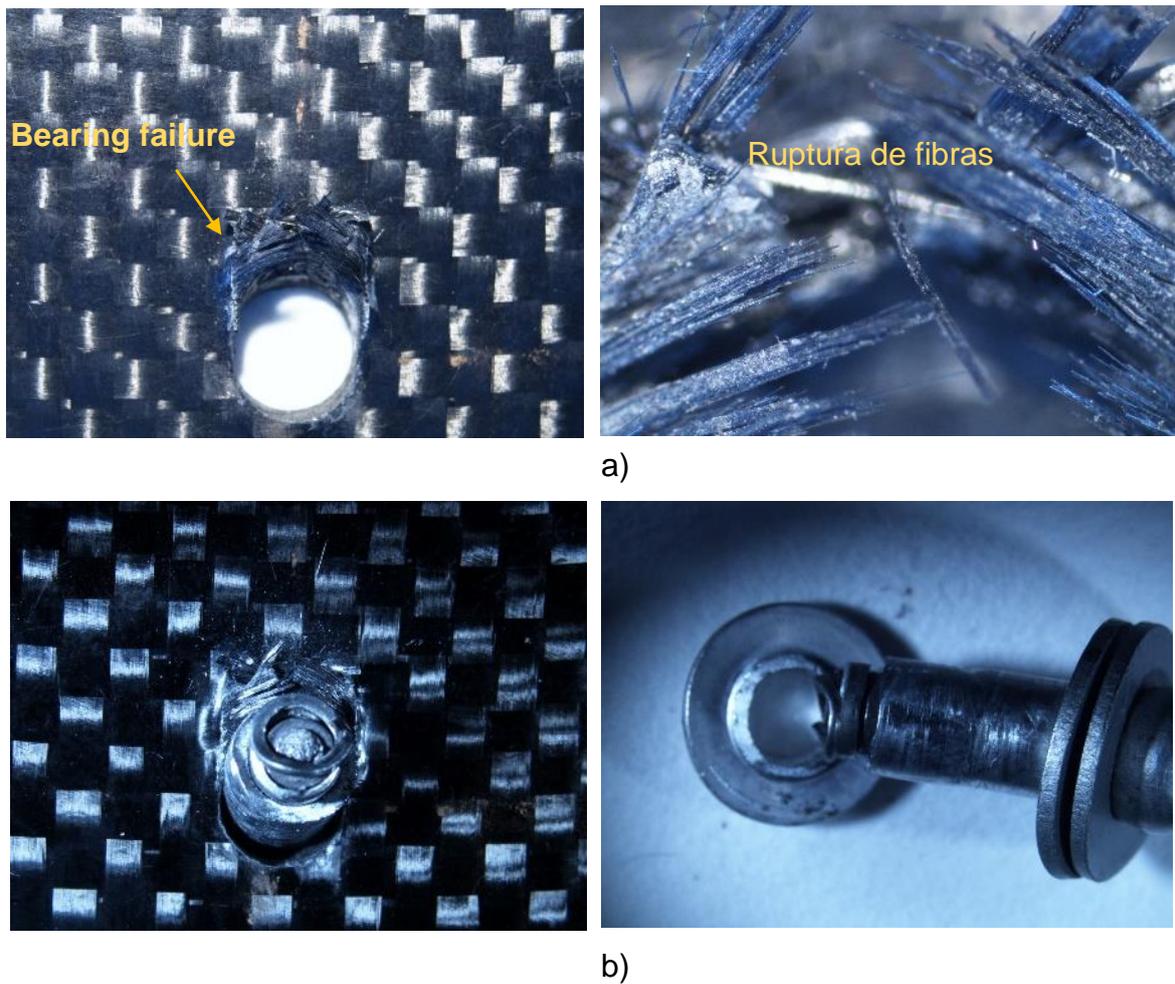
b)



Figura 23. a) Fallo en el cojinete, b) falla por cortante en remaches de 5/32

#### 4.6 Modo de fallo de las uniones remachadas probetas de 3/16

Para el caso de los laminados ensamblados con remaches de 3/16 observamos un modo de fallo por el cojinete similar a los casos anteriores, sin embargo, el fallo alrededor del agujero es más predominante que en los casos anteriores debido a la rigidez que de la unión mecánica, finalmente el ensamble falla por el fallo en la cabeza del remache, en la Figura 24 podemos observar el mecanismo de fallo ocasionado por el ensayo a tracción



**Figura 24.** a) Falla en el cojinete b) falla por cortante en el remache de 3/16

#### 4.7 Curva de resistencia residual

La curva de resistencia residual desde el punto de vista de mecánica de la fractura es el valor máximo del esfuerzo nominal que un componente estructural puede soportar

Representa la relación entre el esfuerzo crítico de falla y el tamaño de un defecto presente en un componente estructural

En la Figura 25 se ilustra la curva de resistencia residual que relaciona la carga última de las juntas remachadas de diferente diámetro con la relación de aspecto ( $W/d$ ), podemos observar como la carga va disminuyendo conforme la relación ( $W/d$ ) va aumentando.

Conociendo la curva de resistencia residual se puede aplicar como un criterio de diseño para aplicaciones principalmente aeronáuticas o aeroespaciales, sobre todo para cualquier aplicación donde se esté trabajando con materiales compuestos, con la ayuda de la curva de resistencia residual podemos predecir el fallo de otro remache que se encuentre en el rango generado por la curva de resistencia residual sin necesidad de realizar más pruebas experimentales.

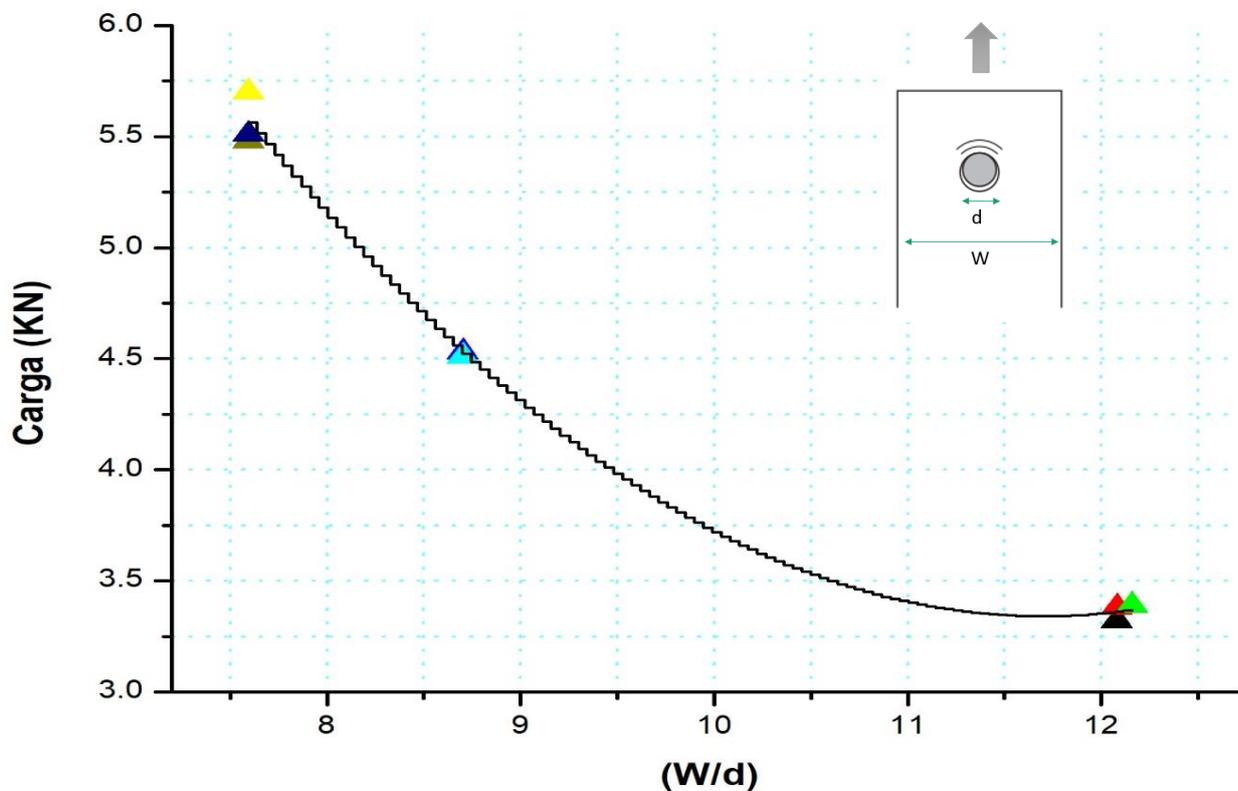


Figura 25. Curva de resistencia residual

## **Segunda parte del proyecto**

**Tema:**

**Determinación de la resistencia mecánica en uniones atornilladas en el compuesto T700/M21 con defectos gaps**

**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA DE DISEÑO MECÁNICO**

**PRESENTA:**

**MANUEL DE JESÚS BOLOM MARTINEZ**

**ASESORES: DR. PHILLIPHE OVILER, ALAIN DAIDIE, MAURIO TORRES  
ARELLANO**

## RESUMEN

Se desarrolla un estudio experimental para determinar los mecanismos de fallo y resistencia mecánica en uniones atornilladas de material compuesto T700-M21 con defectos tipo gaps, inducidos en el proceso de fabricación. Se utiliza probetas de 38 mm de ancho, 140 de largo y 7 mm de espesor, con una secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica con 28 capas pre-impregnadas, fabricadas por el método de Autoclave, los defectos fueron inducidos durante el proceso de lay-up a 0°, 45°, 90°. La unión mecánica fue mediante un tornillo de TITANIO, utilizado en la industria aeroespacial. Para determinar la resistencia mecánica fue necesario realizar ensayos cuasi-estáticos en una maquina INSTRON con una carga máxima de 250 KN, después se analizó las curvas esfuerzo – deformación y se compara el efecto causado por los defectos gaps a diferentes orientaciones con una exenta de defectos, de esta manera se determina el efecto de dichos defectos en la resistencia última del ensamble atornillado, los resultados muestran efectos mínimos en el rendimiento mecánico debido a los gaps. Por otra parte se analiza el mecanismo de fallo de las uniones compuestas, predominando el fallo por aplastamiento (Bearing failure), en algunas muestras, también se observa de-laminación, que es causada por el aplastamiento en la matriz, alrededor del agujero propagándose sobre el laminado, provocando finalmente este fenómeno.

## **ABSTRACT**

An experimental study is developed to determine the mechanisms of failure and mechanical resistance in bolted joints of composite material T700-M21 with gaps-like defects, induced in the manufacturing process. Specimens of 38 mm wide, 140 long and 7 mm thick are used, with a quasi-isotropic stacking sequence with 28 pre-impregnated layers, manufactured by the autoclave method. The defects were induced during the lay-up process at 0 °, 45 °, 90 °. The bolted joint was made by means of a Titanium screw, used in the aerospace industry. To determine the mechanical resistance it was necessary to perform quasi-static tests on an INSTRON universal machine with a maximum load of 250 KN. The stress-strain curves were analyzed and the effect caused by gaps defects at different orientations is compared with a defect-free samples. In this way, the effect of these defects on the ultimate strength of the bolted assembly is determined, the results show minimal effects on mechanical performance due to gaps. On the other hand, the mechanism of failure of the composite joints is analyzed, where predominantly crushing failure (Bearing failure) is exhibited. In some samples, delamination is also observed, which is caused by crushing in the matrix, around the holes spreading over the laminate.



# INTRODUCCIÓN

## I. FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO POR MEDIO DE AFP

Las tendencias actuales para en tecnologías de fabricación para grandes estructuras de material compuesto utilizados en la industria aeroespacial se centran en la deposición automática de cintas pre-impregnadas por medio de un brazo robótico con el objetivo de mejorar el rendimiento mecánico de los componentes y la tolerancia al daño, este proceso es conocido como AFP (Automated Fibre Placement).

Otra ventaja de este proceso es la posibilidad de fabricar laminados de rigidez variable con trayectoria de fibra curvilínea con el fin de optimizar la estructura compuesta. Esta técnica ha demostrado ser efectiva para mejorar la carga de pandeo [16] Sin embargo, para fabricar formas complejas o partes de rigidez variable, se inducen desajustes en los bordes de la banda, lo que introduce lagunas y/o superposiciones. Para superar esta situación, el software provisto con la máquina incluye una opción de cortar y reiniciar que ofrece diferentes enfoques para limitar estos espacios y / o superposiciones.

Las tolerancias del material y de la máquina inducen pequeños espacios aleatorios y superposiciones dentro de la estructura completa que no se pueden eliminar, porque son una parte integral del procesamiento [17]. Por lo tanto existen incertidumbres sobre el rendimiento mecánico del producto final que están asociados con defectos inducidos en su fabricación estos defectos pueden ser de dos tipos, si existe una separación paralela entre una fibra y otra contigua se conoce como defectos tipo gaps, mientras si la cinta de pre-impregnado se sobrepone en otra cinta se le conoce como Overlaps.

La ventaja más destacable de esta tecnología es la longitud de corte mínima de las capas de la superficie de la pieza y el espesor de las bandas (normalmente menores de 8 mm.) pudiendo colocar piezas con contornos muy complejos.

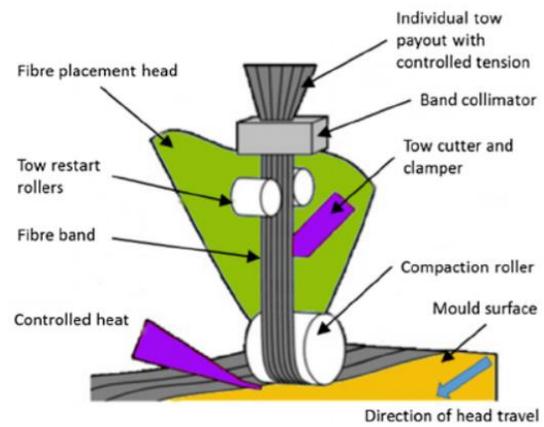
El cabezal de colocación de fibras es posible controlarlo mediante un brazo robótico, teniendo la ventaja de aplicar fibras pre-impregnadas con varios grados de libertad, en la Figura 26 podemos observar un brazo robótico aplicando fibra pre-impregnada sobre

un molde para un fuselaje, mientras que en la figura b), observamos las partes que conforman el cabezal de colocación de fibras pre-impregnadas.

a)



b)



**Figura 26.** Colocación de fibras pre impregnadas por medio del método de manufactura por AFP, b) Cabezal AFP [18]

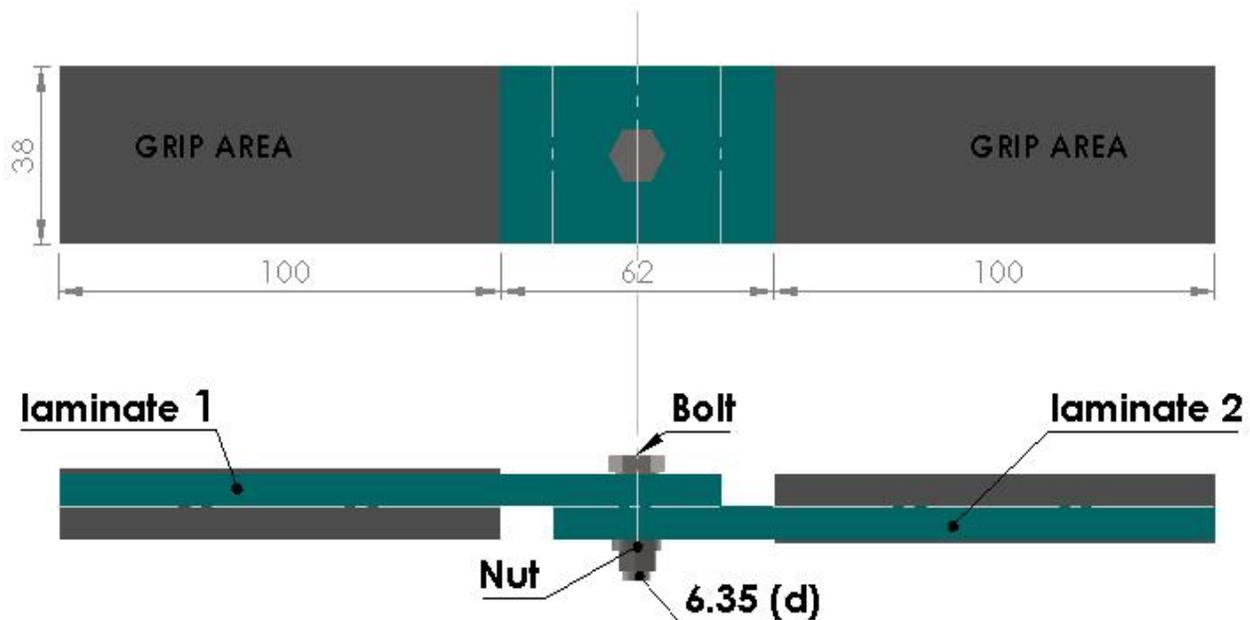
## II. ANTECEDENTES APLICABLES A LA FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO POR MEDIO DE AFP

Es importante entender como la dimensión y el sentido de gaps y overlaps influye en la resistencia y la falla del material. Existen diversos trabajos que se centran en estudiar las brechas y superposiciones y su influencia mecánica en los materiales compuestos, por ejemplo, [7] Estudió los efectos de los gaps con diferentes repeticiones de escalonamiento en paneles cuasi-isotrópicos y aplicó ensayos a tensión y compresión, [8] realizó un estudio experimental de la influencia de los defectos incrustados durante la colocación de fibras sobre las propiedades mecánicas del material compuesto, realizando pruebas de cizallamiento y de compresión, [9] Investigó la influencia de gaps y over-laps, localizados en el centro de simetría de la probeta en laminados sometidos en ensayos a tensión, compresión y tensión a cortantes. [10]Estudiaron la influencia de huecos y superposiciones en las propiedades de los laminados de carbono / epoxi mediante ensayos a tracción. Este estudio indicó que la presencia de una placa de calafateo durante la cura en autoclave puede permitir la curación de defectos en algunos casos. Para un laminado con varias capas con la misma orientación, la placa de calafateo eliminó completamente las singularidades, lo que dio como resultado solo una variación de espesor local. Las propiedades de tracción fueron las mismas que las de un laminado sin defectos.

### III. DESARROLLO EXPERIMENTAL

El procedimiento para los ensayos cuasi-estáticos consiste en preparar las probetas con los tabs adecuados para colocarlas dentro de los grips, posteriormente se sujetan los extremos de las probetas y se aplica una carga uniaxial en dirección longitudinal a la probeta, los datos se registran en un sistema de adquisición de datos, finalmente se obtienen graficas mediante los datos generados durante el ensayo, por otro lado se caracteriza el mecanismo de daño de manera visual y por métodos no destructivos para conocer la evolución del daño.

El requerimiento principal para la fabricación de las probetas es un espesor de 7mm, este espesor se determina por la longitud de zona de sujeción efectiva del tornillo, por tal motivo se propone un apilamiento de 28 capas de fibra pre-impregnada, que finalmente darían el espesor deseado, en la *Figura 27* podemos apreciar las dimensiones que se utilizaron en los ensayos experimentales.



**Figura 277.** Dimensiones geométricas de la probeta

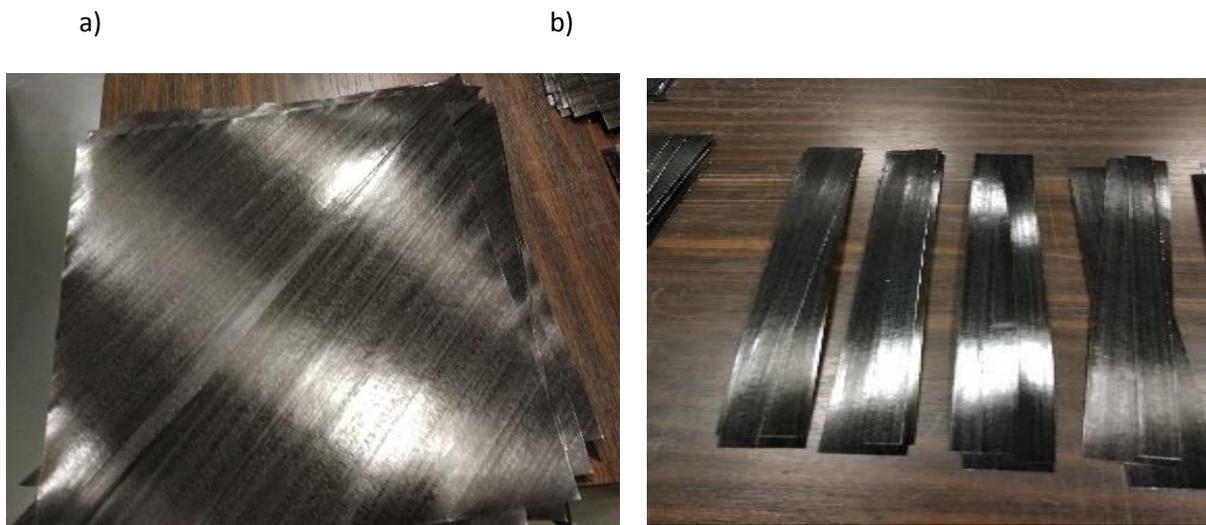
La caracterización del mecanismo de daño se realiza de manera visual, también se recurre al microscopio para poder visualizar de manera directa la ruptura de las fibras y

el aplastamiento de la matriz en la zona del agujero, por otra parte se examinó una probeta por medio del tomógrafo y se observó el daño interno causado durante el ensayo.

### 3.1 Material y métodos

El material compuesto T700/M21 son fibras pre-impregnadas de fibra de carbono con resina termoestable epoxi M21, la fracción de volumen teórica es de 59.2 %. Se corta 28 capas de fibra de carbono a diferentes orientaciones  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$  y se utiliza una secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica, una vez realizado el lay-up, se realiza un proceso de compactación de la fibra, colocando las capas de fibra en una plancha de metal, se prepara la bolsa de vacío, se sella completamente, luego se procede en abrir la válvula de esfera para generar el vacío dentro del sistema, se asegura evitar la aparición de fugas y se lleva a cabo el proceso de compactación, este proceso se deja aproximadamente por 5 minutos; al finalizar este proceso se realizan las actividades necesarias para la preparación de la placa pre-impregnada y posteriormente la fabricación de esta misma. Para el proceso de fabricación en autoclave se consulta a la hoja de datos para conocer las especificaciones de fabricación recomendadas por la empresa Hexcel [11]

En la Figura 28 a), se puede apreciar el corte de fibra con orientaciones de  $45^\circ$ , en b) podemos observar el corte de fibras para la inducción de defectos durante la secuencia de apilamiento.



**Figura 28.** a) Corte de fibra T700-M21 a  $45^\circ$ , b) corte de tiras de fibra de carbono para la formación de gaps

En la Figura 29 podemos apreciar una placa fabricada en autoclave, la placa tiene las siguientes dimensiones 300 x 300 mm, en b) tenemos una placa de fibra de vidrio, el cual es utilizado para la fabricación de tabs



**Figura 29** a) Placa de fibra de carbono de 300 x 300 mm b) placa de fibra de vidrio para elaboración de tabs

Después se utiliza la técnica de corte por chorro de agua con el fin de obtener un acabado preciso y dimensiones homogéneas en la muestras de material compuesto. Los agujeros fueron maquinados en una maquina CNC de 5 ejes y fueron ejecutadas con brocas de carburo sólido para evitar de-laminación.



**Figura 30.** Preparación de probetas

### 3.2 Uniones mecánicas utilizadas en la experimentación

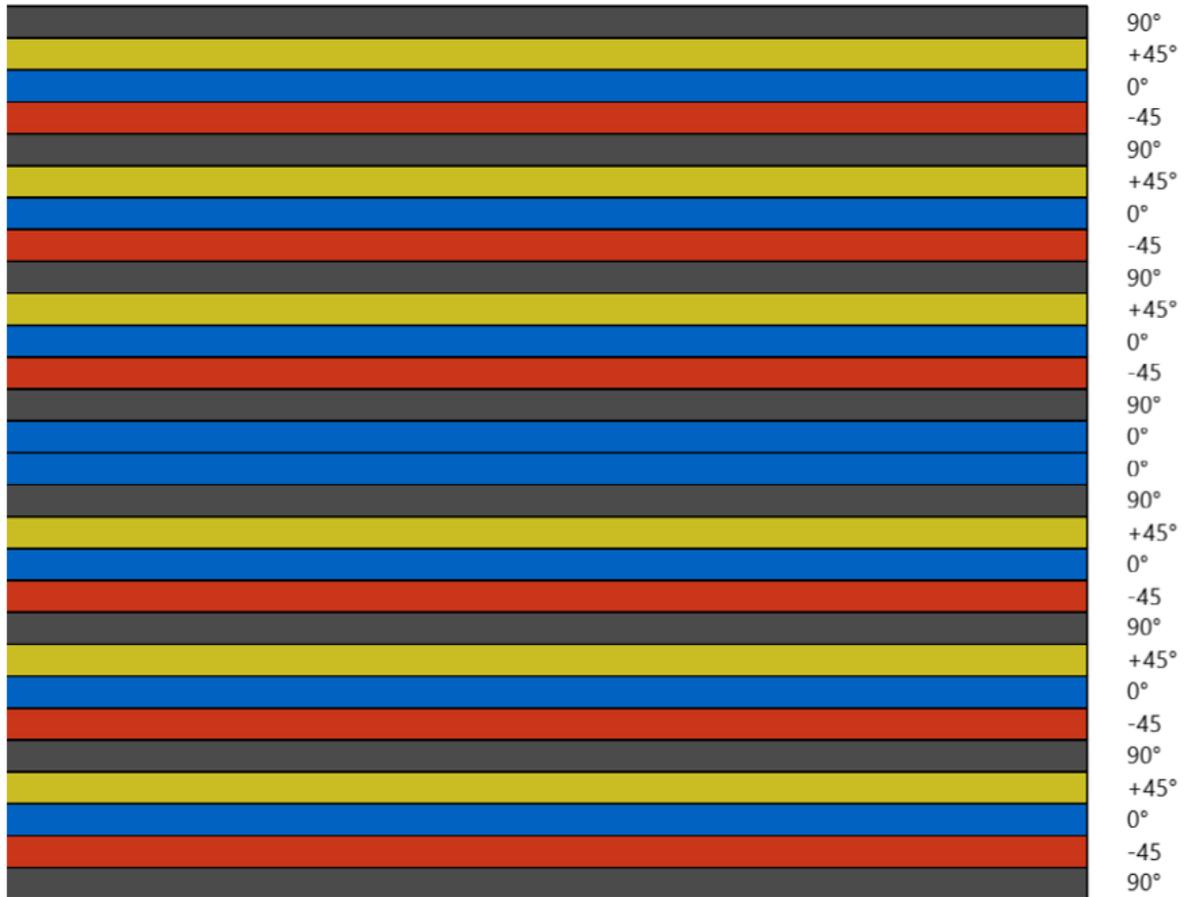
Todos los pernos utilizados en esta investigación son pernos de cabeza hexagonal modelo ABS0114 de aleación de Titanio 6AL-4V utilizado para aplicaciones aeroespaciales, con un diámetro de 6.35 mm, también se utiliza una tuerca de titanio 6AL-4V, modelo ASNA2531, se utiliza un par un par de apriete de 12. 5 N\*M, y se determina la presión de sujeción con un valor de 9540 N, mejor conocido como precarga del tornillo



**Figura 31.** Ensamble final con uniones atornilladas

### 3.3 Elección de la secuencia de apilamiento

El espesor aproximado de la fibra pre impregnada en su proceso de polimerización es de aproximadamente 0.25 mm, por lo cual se eligió colocar 28 capas de fibra para tener un espesor total final de aproximadamente 7 mm, valor óptimo que se necesita para la correcta colocación del tornillo, la secuencia de apilamiento es cuasi-isotrópica y se ilustra el apilamiento usado en la *Figura 32*.

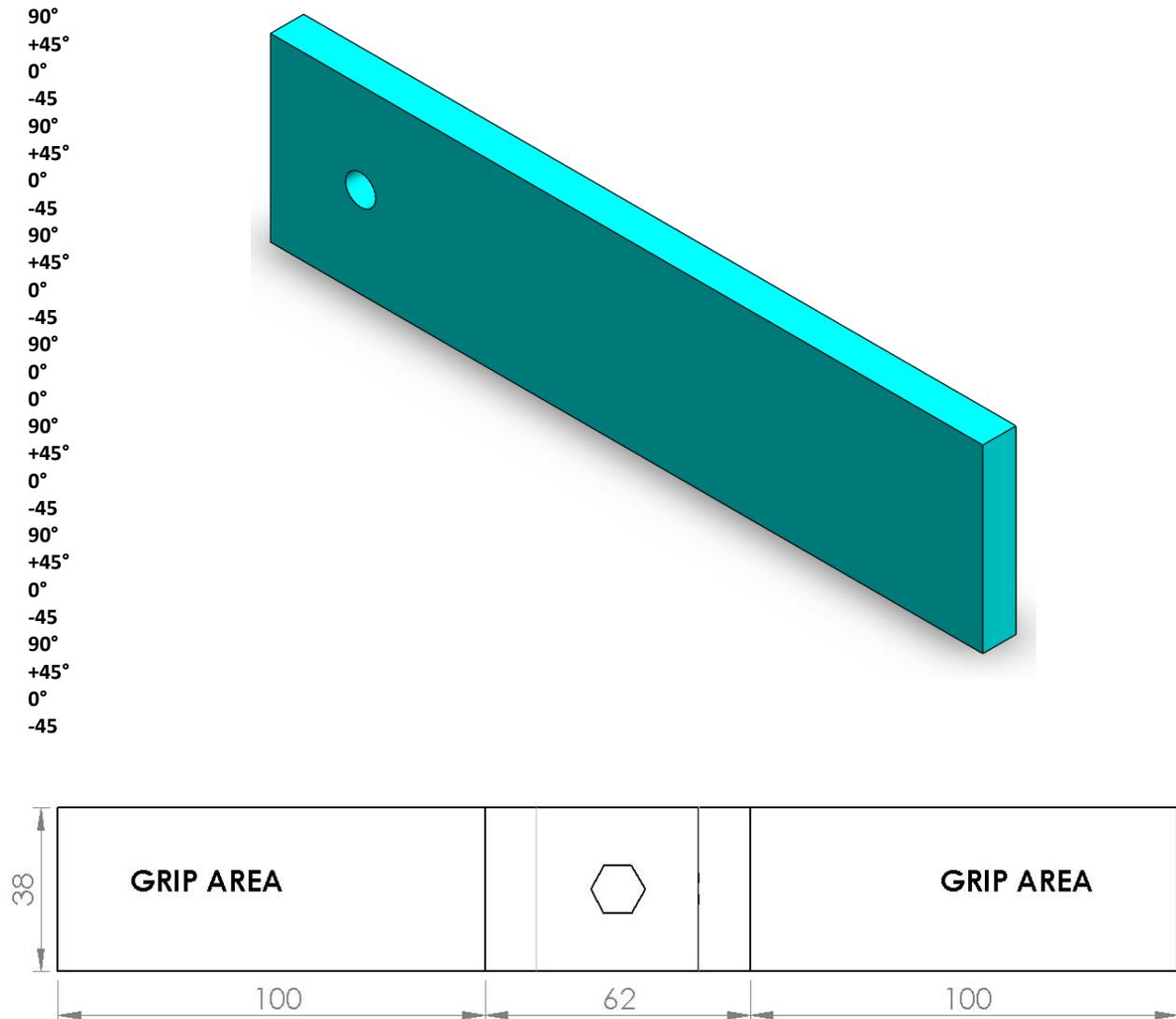


**Figura 32.** Secuencia de apilamiento para laminados T700 – M21

### 3.4 Descripción de las probetas

#### 3.4.1 CASO I. Muestra sin defectos

El primer espécimen de material compuesto está libre de defectos tipo gaps, esta probeta sirve para comparar la resistencia mecánica de las probetas con defectos, también para determinar la influencia de defectos en el mecanismo de fallo



**Figura 33.** Secuencia de apilamiento y configuración geométrica para probetas sin defectos

### 3.4.2. CASO II. Muestra con defectos a 0°

Defectos orientados a 0°, los defectos se realizan en las capas orientadas a 0 grados, con un gap de 2 mm de espesor. En Figura 34 podemos apreciar la descripción gráfica de los defectos que se realizan

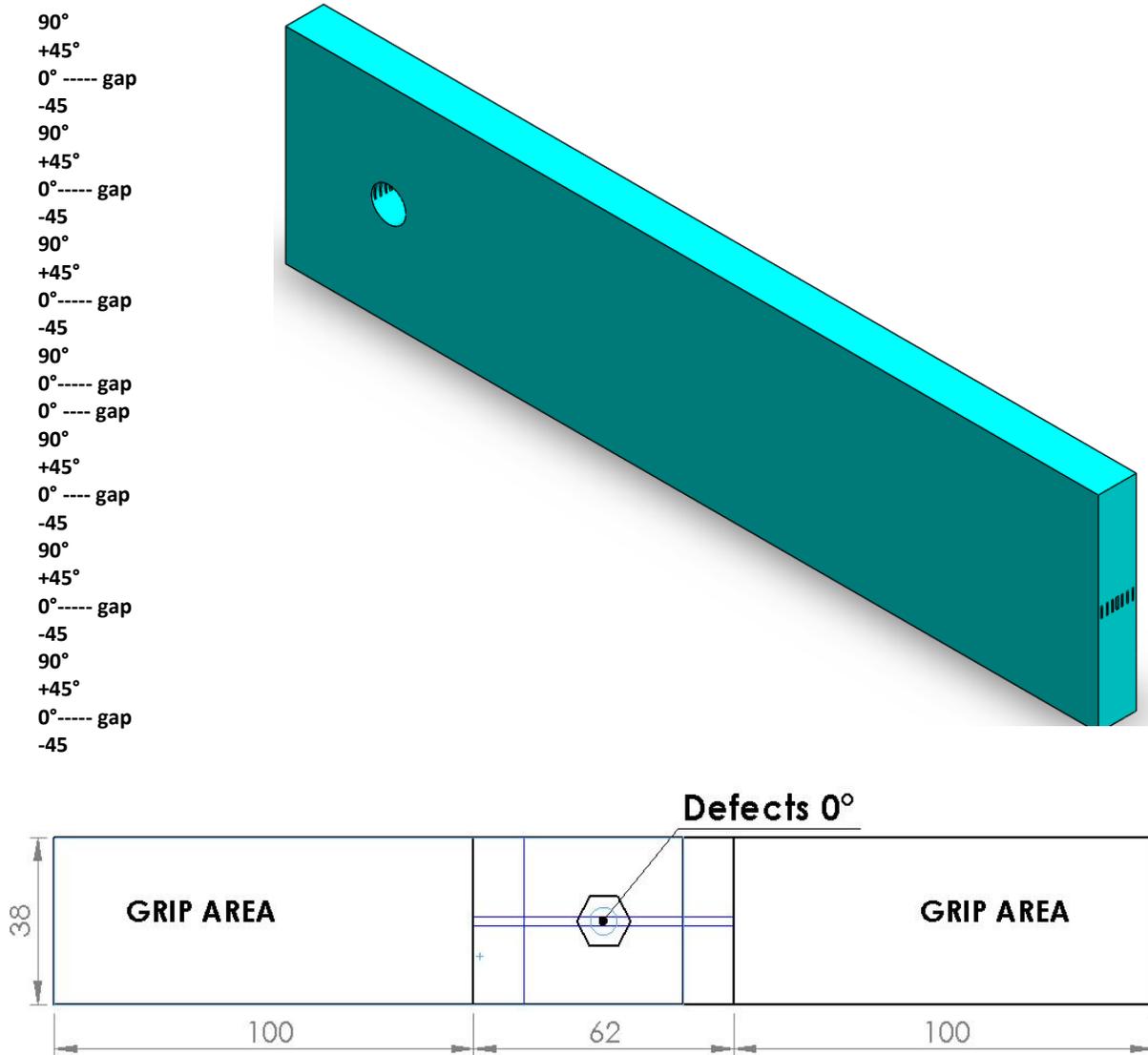


Figura 34. Configuración geométrica de las muestra con defectos gaps a 0°

### 3.4.4 Caso III. Muestras con defectos a 45°

Defectos orientados a 45 grados en dirección al barreno, con 6 capas en la Figura 35 podemos apreciar la descripción gráfica de los defectos.

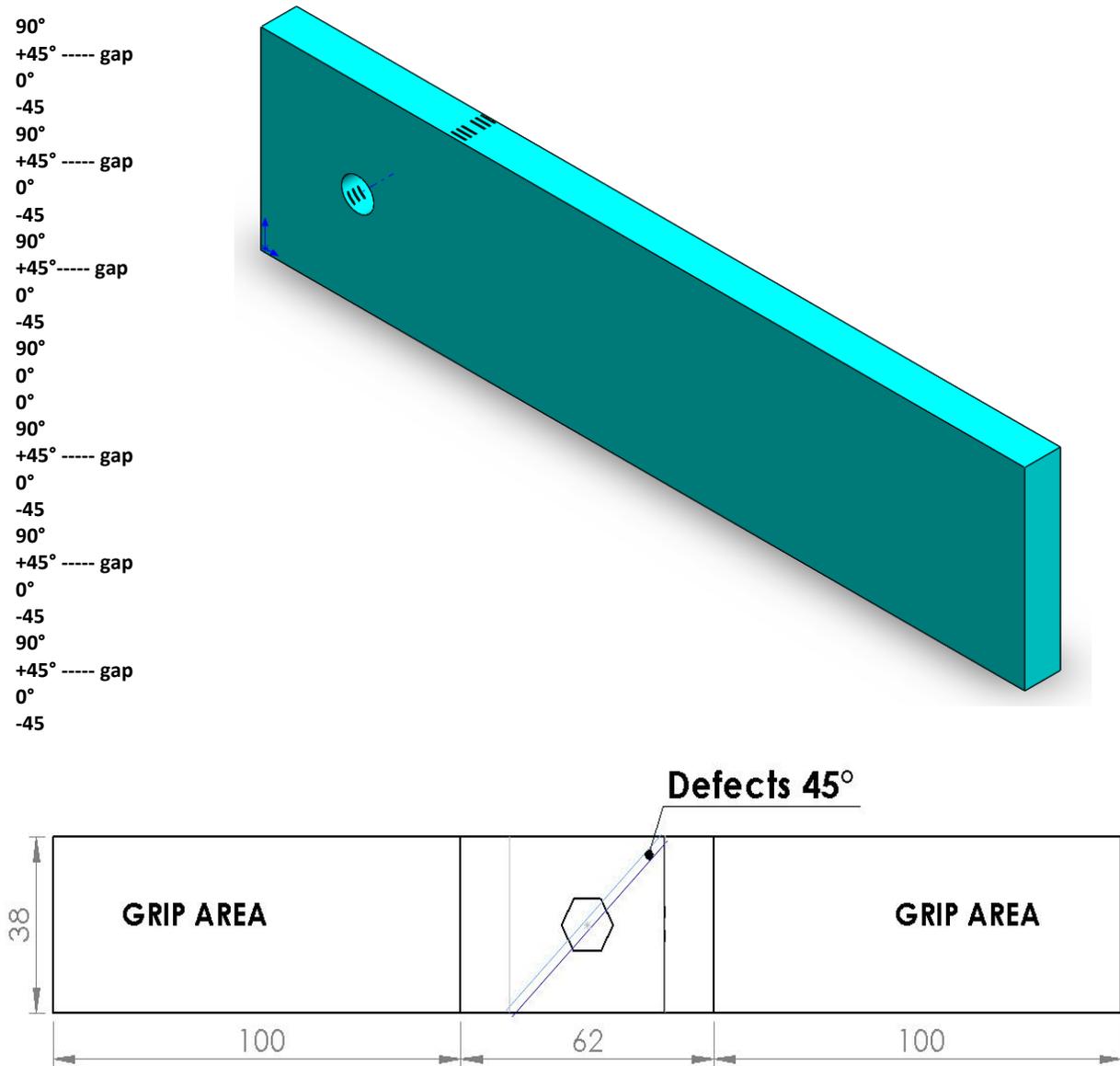


Figura 35. Configuración geométrica de muestras con defectos a 45 °

### 3.4.4. Caso IV. Muestras con defectos a 90°

Para este caso tenemos los defectos orientados a 90 grados, de la misma manera que los casos anteriores los defectos están realizados en las 8 capas que se encuentran orientadas a 90°

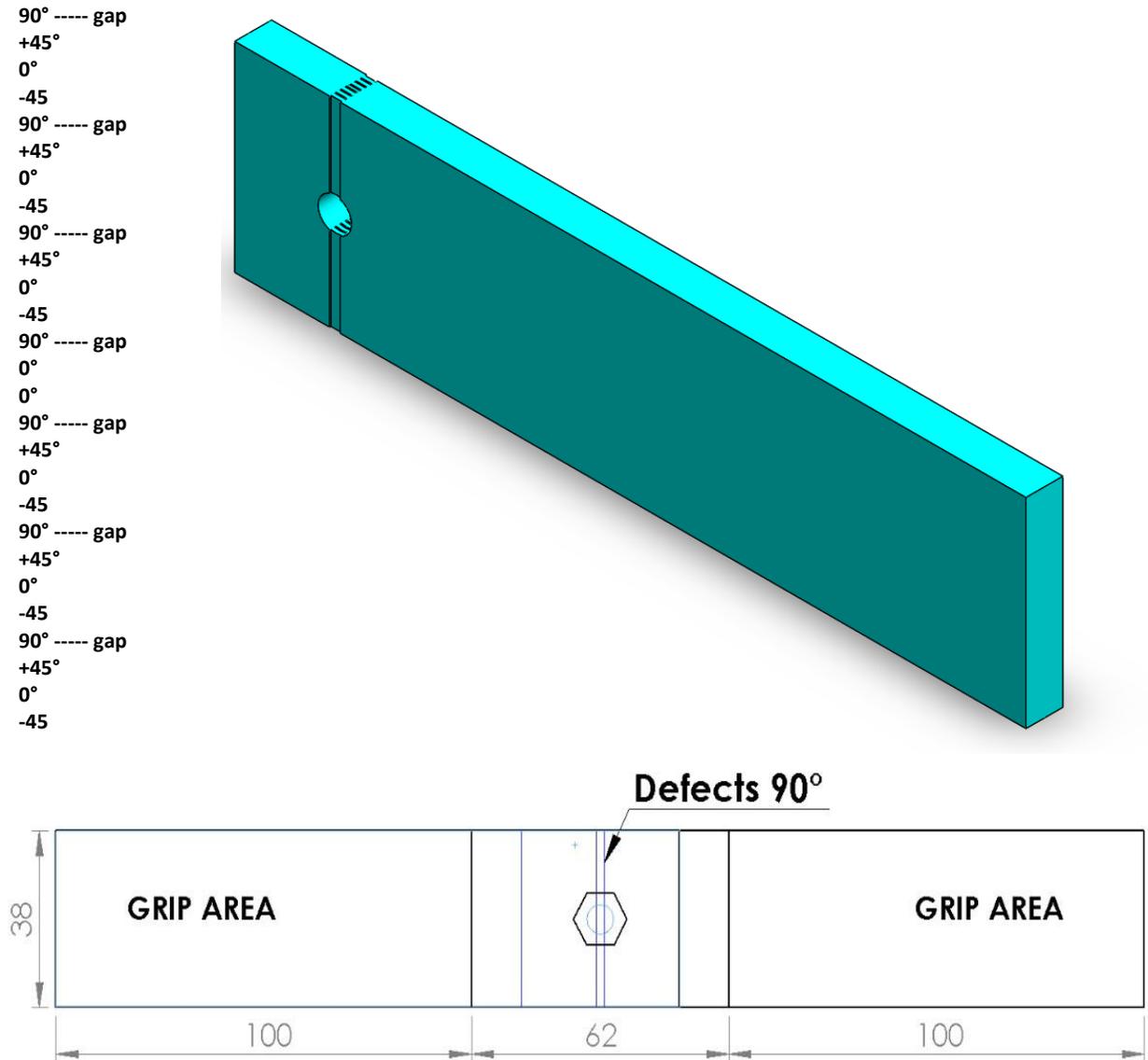


Figura 36. Configuración geométrica de muestras con defectos a 90°

## IV. RESULTADOS

### 4.1 Ensayos cuasi-estáticos

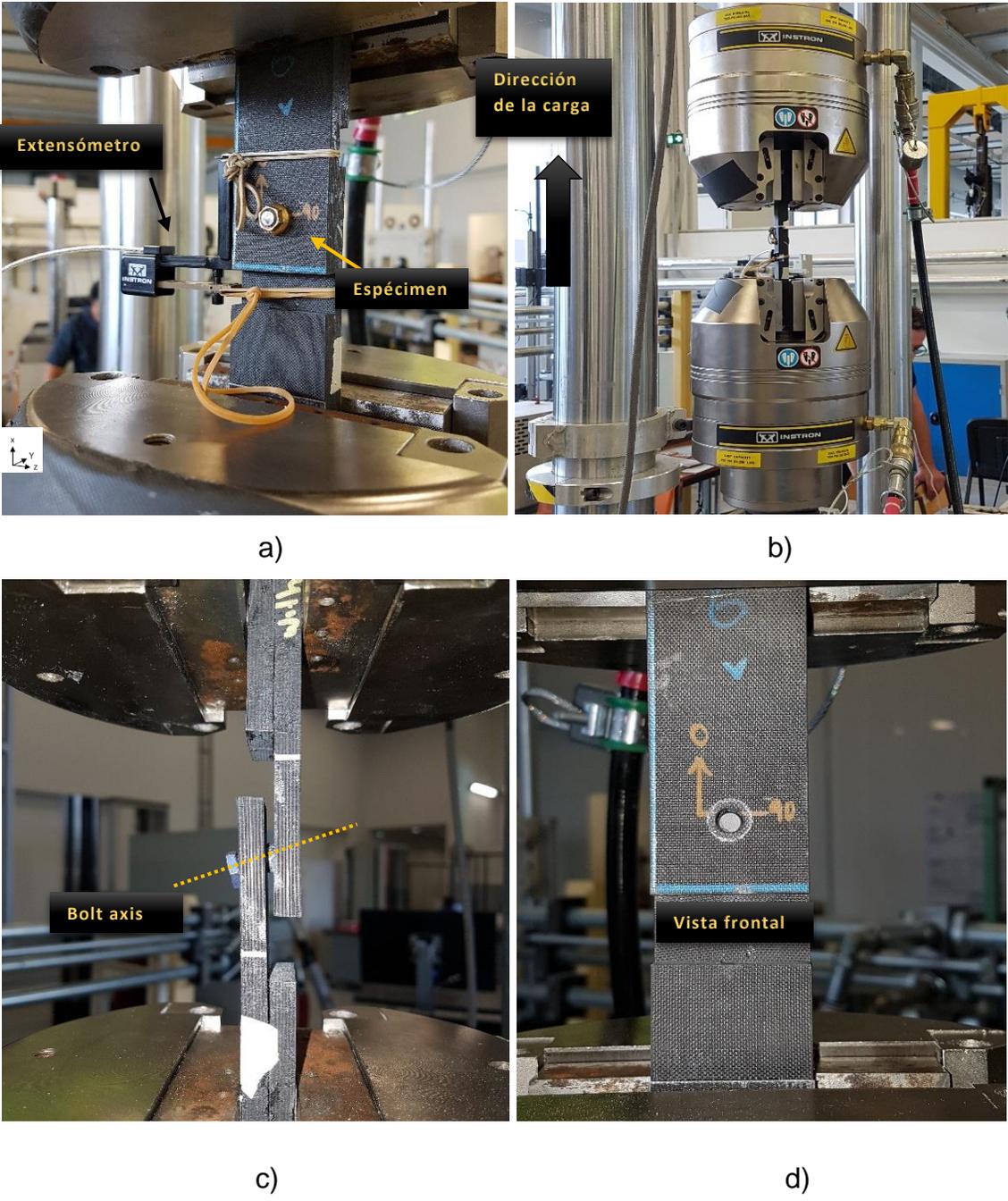
En este estudio la falla provocada por la unión mecánica, describe una falla en el cojinete, las concentraciones de esfuerzo alrededor del orificio bajo las cargas aplicadas son la principal falla y se describen su comportamiento en las curvas de esfuerzo deformación, en la Tabla 7 se describen las muestras utilizadas durante la prueba experimental.

**Tabla 7.** Descripción de las muestras para el ensayo experimental

Descripción	# de espécimen	w/d
Sin defectos	Espécimen 1	5.8
	Espécimen 2	5.8
Gaps 0°	Espécimen 3	5.8
	Espécimen 4	5.8
Gaps 45°	Espécimen 5	5.8
	Espécimen 6	5.8
Gaps a 90°	Espécimen 7	5.8
	Espécimen 8	

### 4.2 Caso 1. Muestras sin defectos

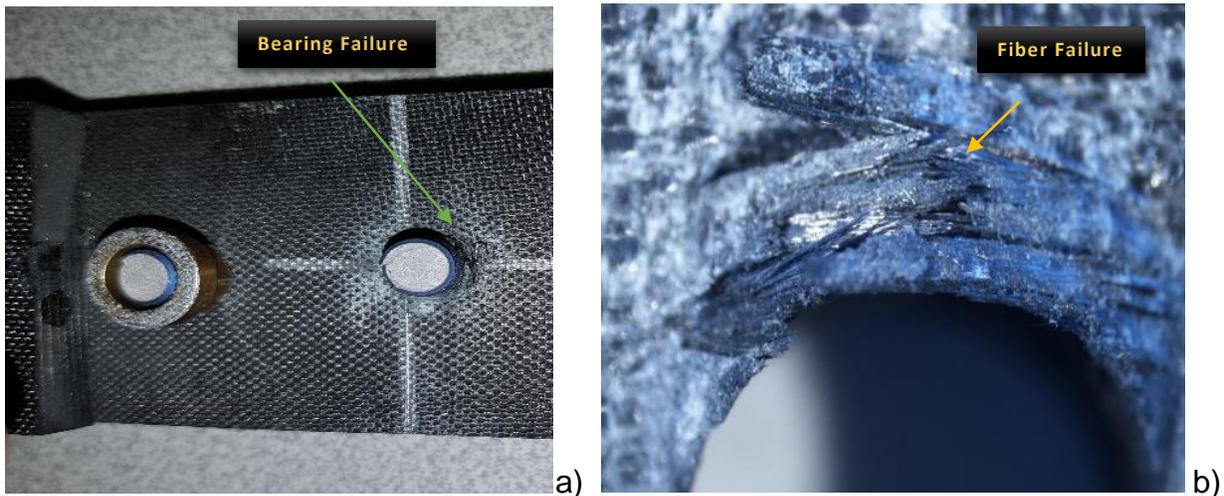
En la Figura 37 se puede observar el proceso de ensayo cuasi-estático realizado para el Espécimen 1, (sin defectos) en a) colocación de la muestra en los grips de sujeción y colocación del extensómetro, la presión de sujeción (precarga) de los pernos es de 9540 N para todos los casos, en b) se muestra el proceso en el que se lleva a cabo la prueba de tensión, indicando la dirección de la carga, los datos generados durante la experimentación son registrados mediante un sistemas de adquisición de datos, en c) se muestra el espécimen ensayado y podemos apreciar la deformación del tornillo debido a la carga de tracción generada durante el ensayo que provoca la separación de las placas, en d) se ilustra el espécimen ensayado y se puede observar el fallo del tornillo y el fallo de material compuesto



**Figura 37.** a) Especimen preparado para el ensayo, b) muestra durante el ensayo en la maquina INSTRON , c) muestra ensayada, d) vista frontal de la muestra ensayada

En la Figura 38 se puede apreciar a detalle el mecanismo de fallo en el material compuesto, caracterizado por fallo en el cojinete.

Alrededor del agujero se lleva a cabo una concentración de esfuerzos que provoca la compresión de la matriz y la ruptura de las fibras

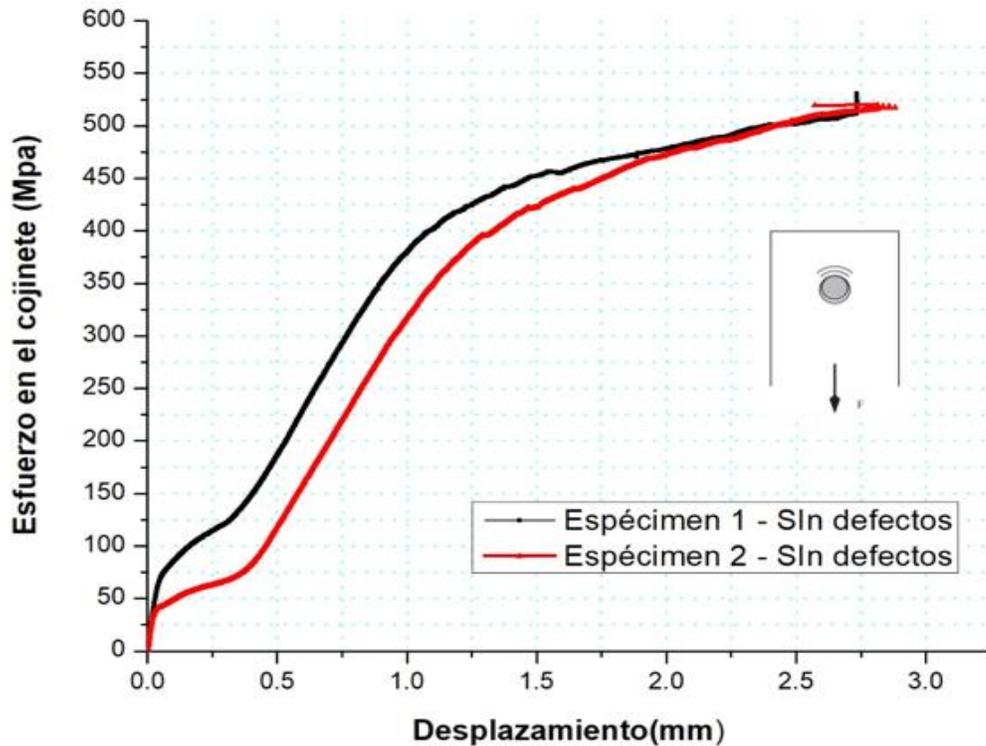


**Figura 38.** a) Fallo en el cojinete, b) ruptura de fibras.

Las curvas esfuerzo deformación de la junta compuesta de los especímenes muestran una progresión lineal en el comienzo, sin embargo, rápidamente se presenta una progresión no lineal debido a la pérdida de rigidez del tornillo

#### **4.2.1 Curva esfuerzo deformación**

En la Figura 39 se observa la gráfica del comportamiento del ensamble del material compuesto, a medida que se va aplicando la carga de tracción las placas que se encuentran unidas por un sujetador mecánico son obligadas a separarse entre ellos y por ende provocar una deformación permanente en los tornillos de ensamble, la gráfica muestra como la tendencia de deformación del tornillo va aumentando a medida que la carga de aplicación va aumentando por cortante en la orilla de la tuerca, la zona donde se presenta una mayor concentración de esfuerzos



**Figura 39.** Curva esfuerzo-deformación para muestras sin defectos

El esfuerzo último para las configuraciones sin defectos son las siguientes, utilizando la siguiente ecuación

$$S_{bearing}^{ult} = \frac{P_{max}}{d*t} \dots\dots\dots (2)$$

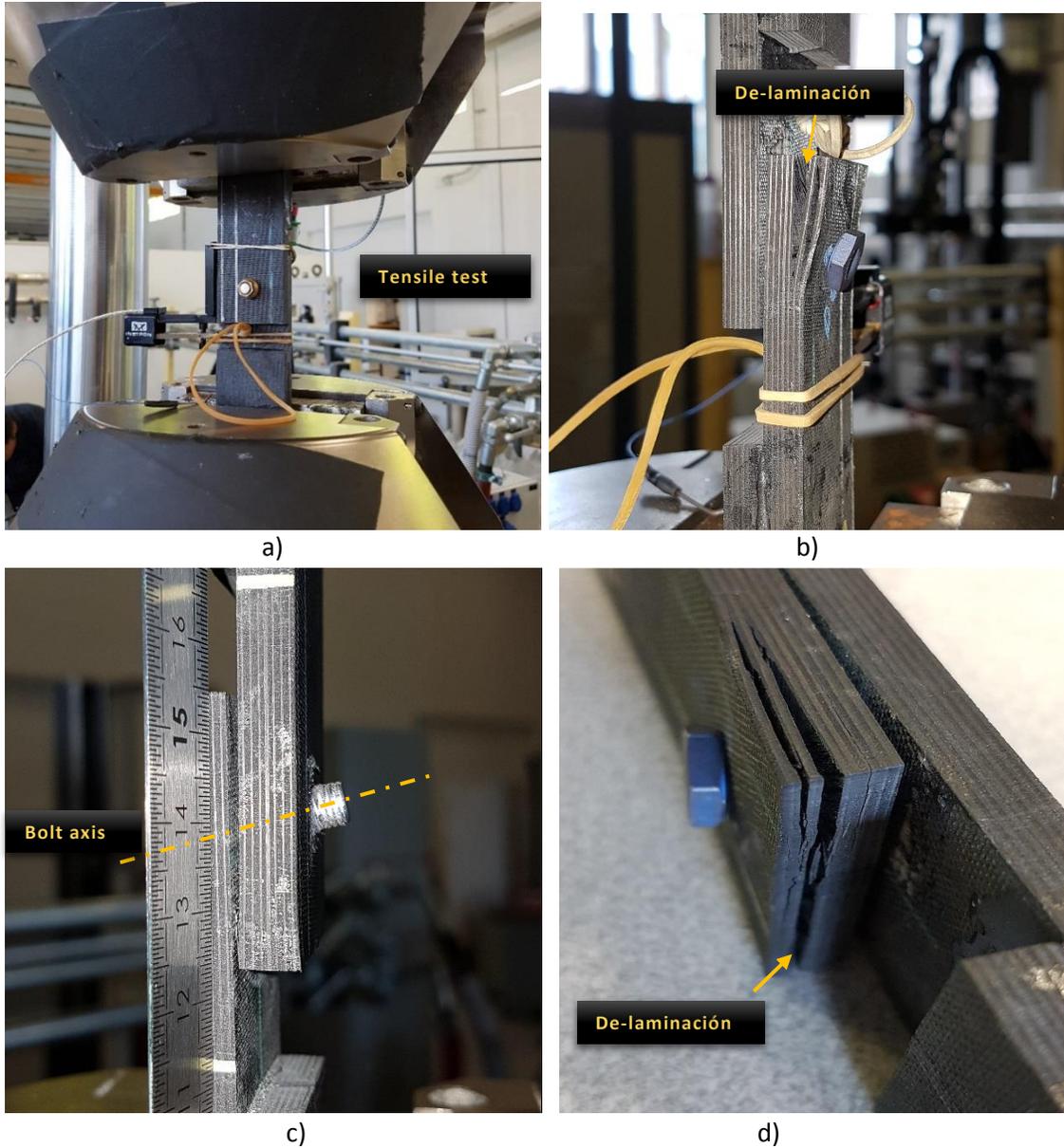
**Tabla 8.** Resultado de las muestras sin defecto.

Espécimen	Esfuerzo en el cojinete (KN)
1	530.28
2	519.77

**4.3 Caso II: Muestras con defectos a 0°**

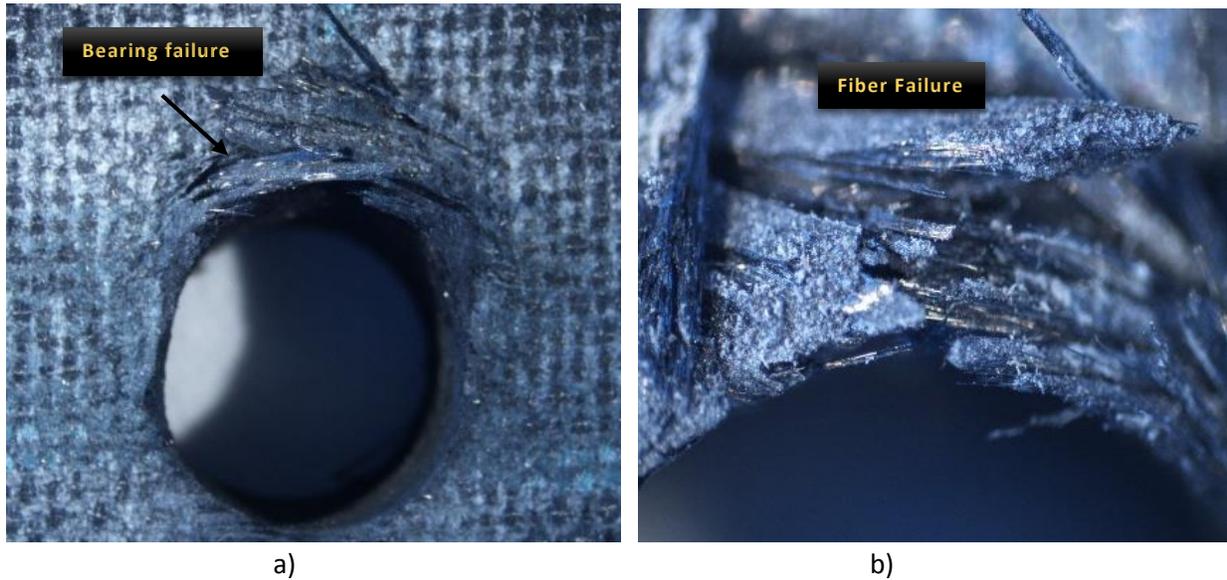
En la Figura 40 a) se observa la montura de la espécimen 3 en los grips de la maquina universal INSTRON, para llevar a cabo la prueba experimental, en b) observamos la muestra después de fallar con una carga aproximada de 24 KN, en esta ocasión se

presenta una pronunciada de-laminación, esta de-laminación pronunciada pudo haber surgido por la influencia de los gaps en el compuesto, posteriormente esta probeta se analiza por rayos x para conocer el fenómeno a detalle, en c) se observa el fallo de la estructura compuesta, en esta caso el tornillo no falló por cortante directo, la tuerca fue desplazándose hacia afuera de la dirección longitudinal del tornillo hasta producirse el fallo final, en d) se observa la de-laminación que se genera durante la experimentación.



**Figura 40.** a) Espécimen preparado para el ensayo, b) muestra durante el ensayo en la maquina INSTRON, c) muestra ensayada, d) fallo por de-laminación

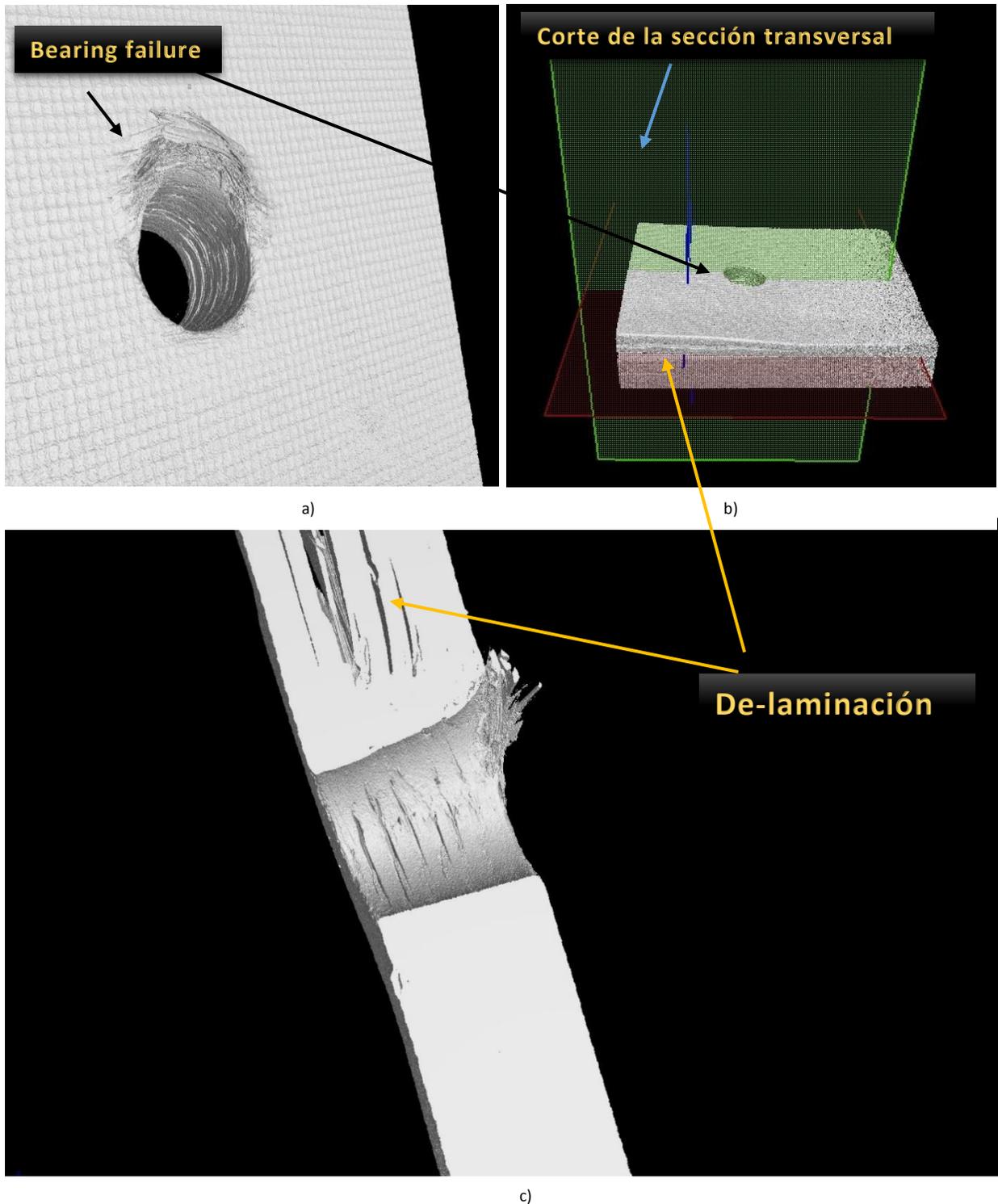
En la Figura 41 se aprecia el fallo del material compuesto, el fallo es alrededor del agujero provocado por la deformación del tornillo lo que provoca la compresión de la matriz y la ruptura de las fibras



**Figura 41.** a) Fallo en el cojinete, b) ruptura de fibras.

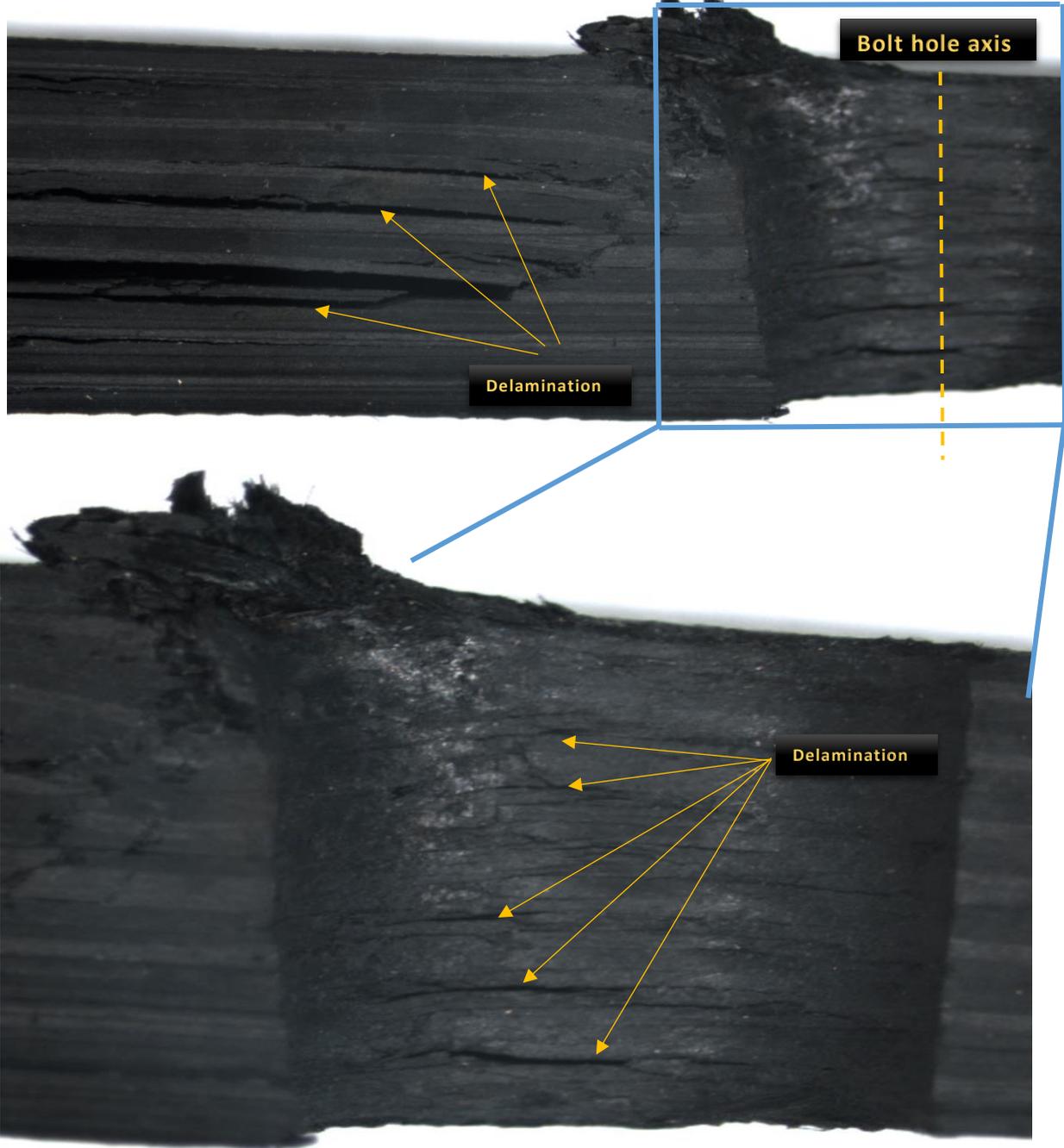
#### **4.3.1 Inspección por medio del tomógrafo**

Las imágenes de la Figura 42 fueron captadas con la ayuda del tomógrafo y se puede observar el daño del compuesto desde un punto de vista macroscópico, en a) se observa el mecanismo de daño predominante para todas las muestras de material compuestos (fallo en el cojinete) en c) podemos observar la de-laminación del material realizando un corte transversal en la dirección perpendicular al eje del tornillo, para poder visualizar la zona de daño que interesa.



**Figura 42.** a) Esfuerzo en el cojinete, b) tomografía completa de daño alrededor del agujero, c) corte de sección transversal de la probeta

En la Figura 43 se observa que la contribución de esfuerzos generados alrededor del cojinete el cual produce una compresión de la matriz a su vez provoca una cadena de rupturas en las fibras lo que lleva a la de-laminación del compuesto



**Figura 43.** Fallo del compuesto (vista de la sección transversal)

### 4.3.2 Grafica esfuerzo- deformación

En la Figura 44 se puede observar el comportamiento de la gráfica de la curva esfuerzo deformación, se tiene un comportamiento similar a las gráficas sin defectos, incluso la resistencia mecánica para esta configuración es similar

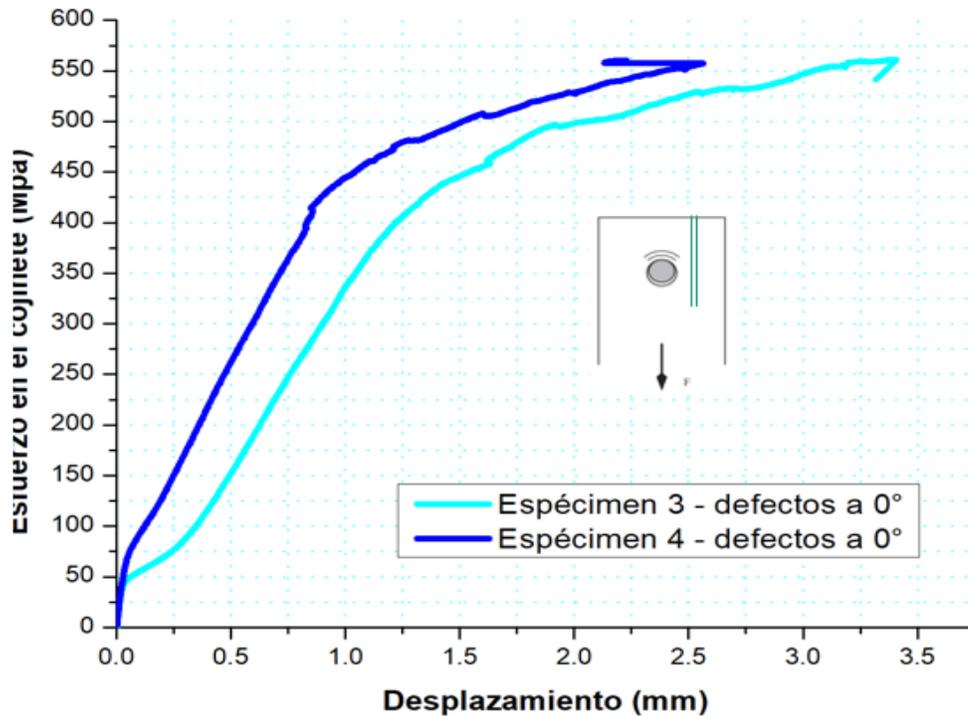


Figura 44. Curva esfuerzo deformación de muestras con defectos a 0°

En la *Tabla 9* se muestra el esfuerzo en el cual fallo la estructura con defectos a 0°

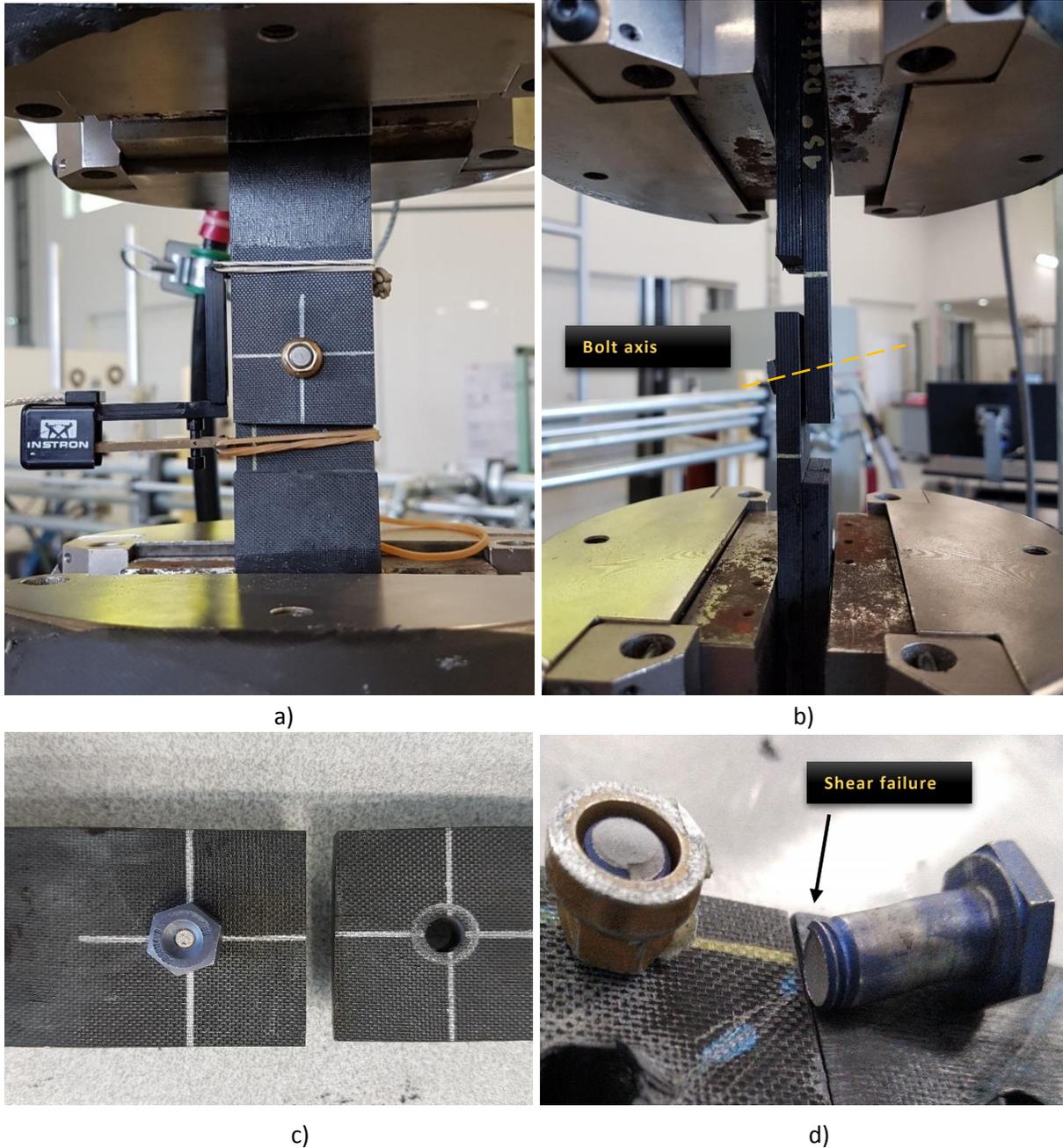
Tabla 9. Resultados con defectos gaps a 0°

Especímen	Esfuerzo en el cojinete (Mpa)
3	560.85
4	560.55

### 4.4 Caso III. Muestras con defectos a 45 °

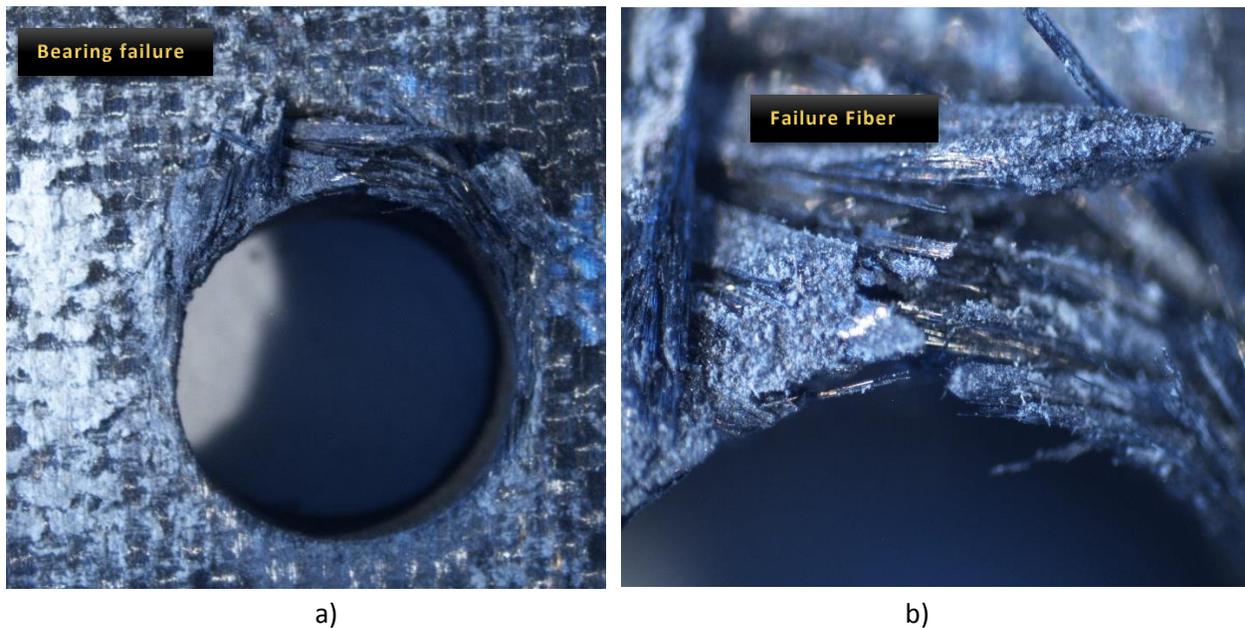
En las *Figura 45* se observa el proceso llevado en el ensayo de experimentación y se describe a continuación: en a) se coloca el extensómetro en el espesor del espécimen, alrededor de la unión con el objetivo de cuantificar la deformación de la probeta durante

el ensayo cuasi-estático, en b) la muestra es ensayada y observamos la dirección de la deformación del perno, en c y d) se observa el fallo del tornillo. El fallo predominante es en el cojinete, y a diferencia de la probeta de  $0^\circ$  esta probeta con gaps a  $45^\circ$  sufre poca de-laminación



**Figura 45.** Proceso experimental de muestras con defectos a  $45^\circ$ .

Igual que en los casos anteriores el mecanismo de fallo para las muestras se ilustra en la *Figura 46* . En a) observamos el daño alrededor del agujero, debido a la deformación ocasionado por el tornillo en el proceso de ensayo de tracción, en b) se observa que partículas de la matriz fueron separadas en el proceso de compresión y también se observa la ruptura de las fibras.



**Figura 46.** Mecanismo de fallo de las muestras a  $45^\circ$

La grafica esfuerzo deformación para esta configuración con defectos gaps orientados a  $45^\circ$  se ilustra en la *Figura 47* , se observa una tendencia similar al comienzo del ensayo hasta aproximadamente 1.3 micras de deformación, después cada grafica sigue comportamientos diferentes debido a la perdida de rigidez del tornillo y la plasticidad del mismo, finalmente el tornillo llega al fallo por cortante en la cabeza del tornillo y las siguientes figuras se muestra el proceso del ensayo experimental.

#### 4.4.1 Curva esfuerzo deformación con defectos a 45°

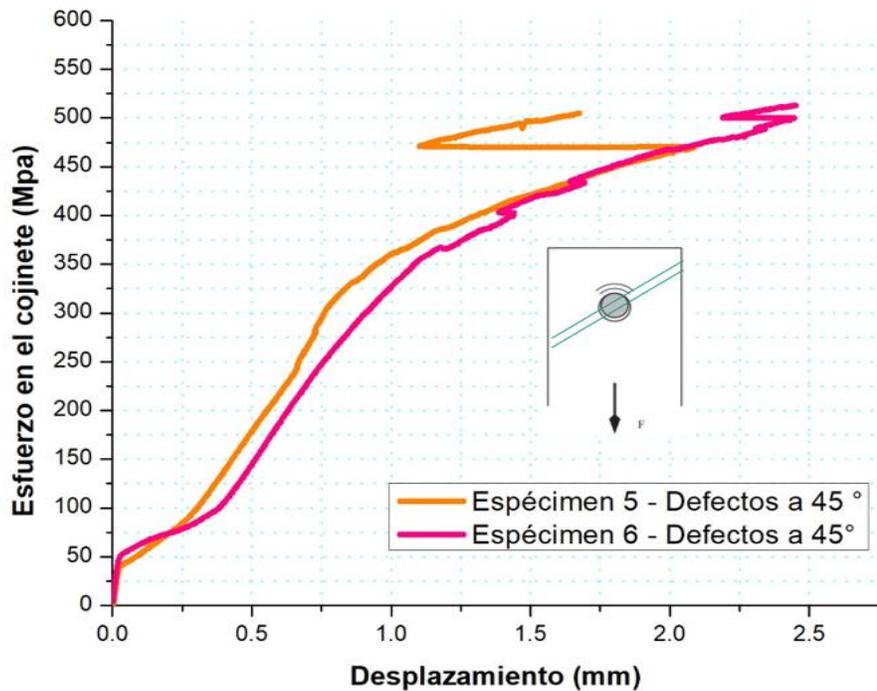


Figura 47. Curva esfuerzo-desplazamiento con defectos a 45°

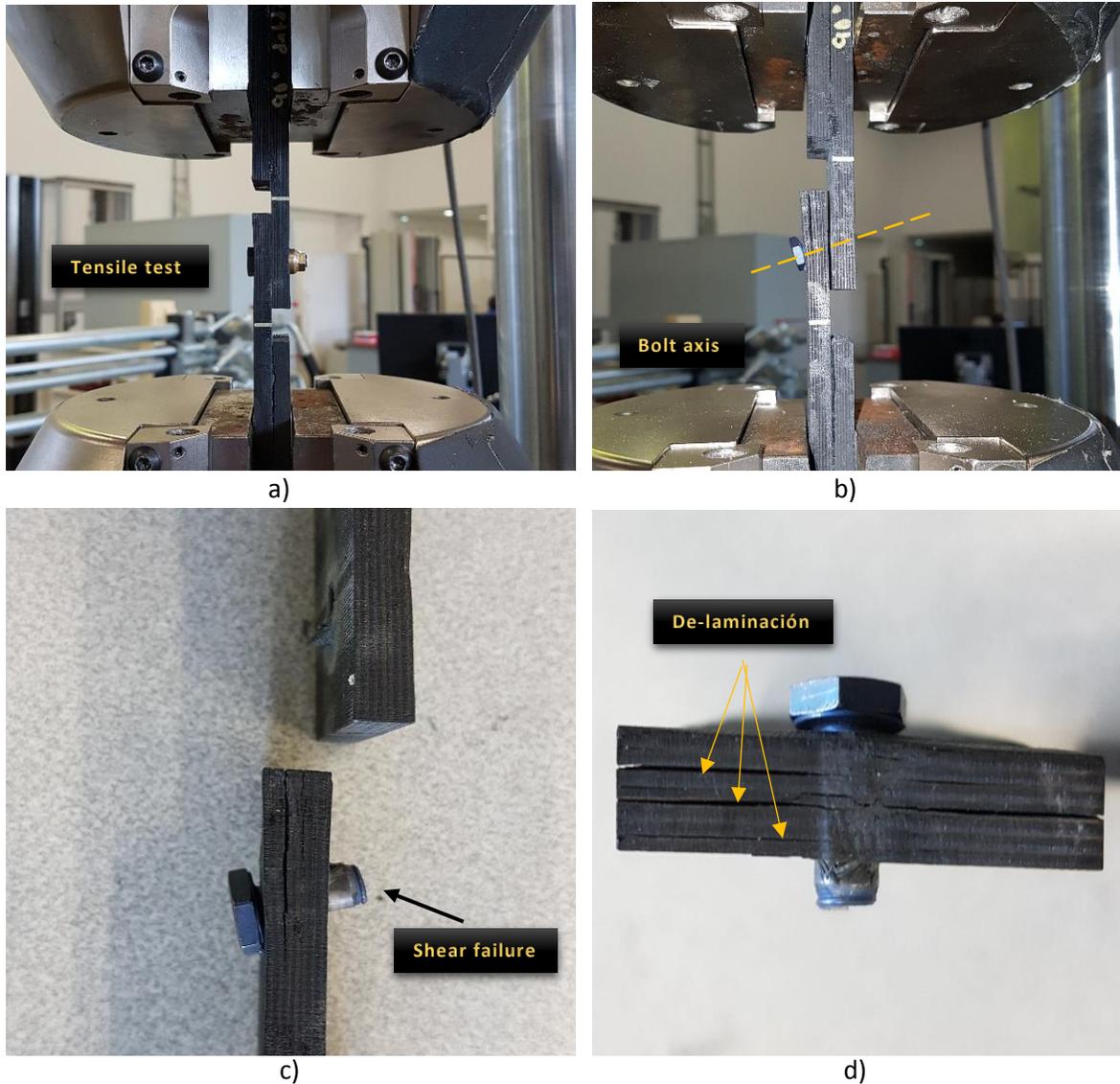
Los resultados se muestran en la tabla 10 y se puede apreciar que los valores de los esfuerzos son similares en ambos casos

Tabla 10. Resultado de muestras con gaps a 45°

Espécimen	Esfuerzo en el cojinete ( Mpa)
5	504.94
6	513.08

#### 4.5 Caso IV. Muestras con defectos a 90°

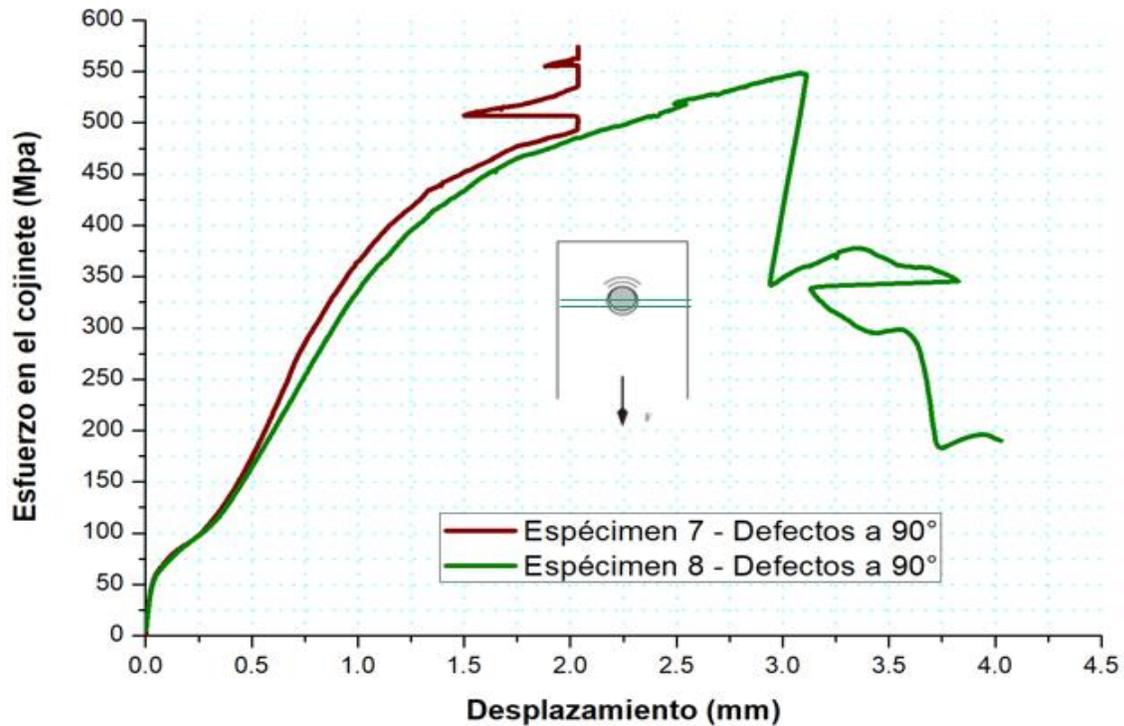
En este caso las pruebas experimentales se ilustran en la *Figura 48* y se describe el proceso experimental, en a) se observa una vista lateral de la probeta instantes antes de ser ensayada, recordemos que en todos los casos la precarga del tornillo es de 9540 N, en esta imagen también se observa unas líneas doradas que indican una marca de referencia de 5 cm, esta marca se utiliza para observar la cantidad de desplazamiento de las placas. En b) la probeta ensayada, donde también se observa la separación de pliegos laminados



**Figura 48.** a) Preparación de ensayo experimental b) terminación del ensayo experimental, desplazamiento de las placas laminadas c) modo de fallo (cortante) d) de-laminación en el laminado

#### 4.5.1 Curva esfuerzo deformación con defectos a 90°

La tendencia de la curva esfuerzo-deformación se comporta de manera lineal en un principio, sin embargo, a pocas micras esta tendencia empieza a tener un comportamiento plástico, finalmente se presenta el fallo en valores arriba de 500 Mpa y aproximadamente a 24 KN de carga, en la siguiente figura se aprecia el comportamiento de las gráficas.

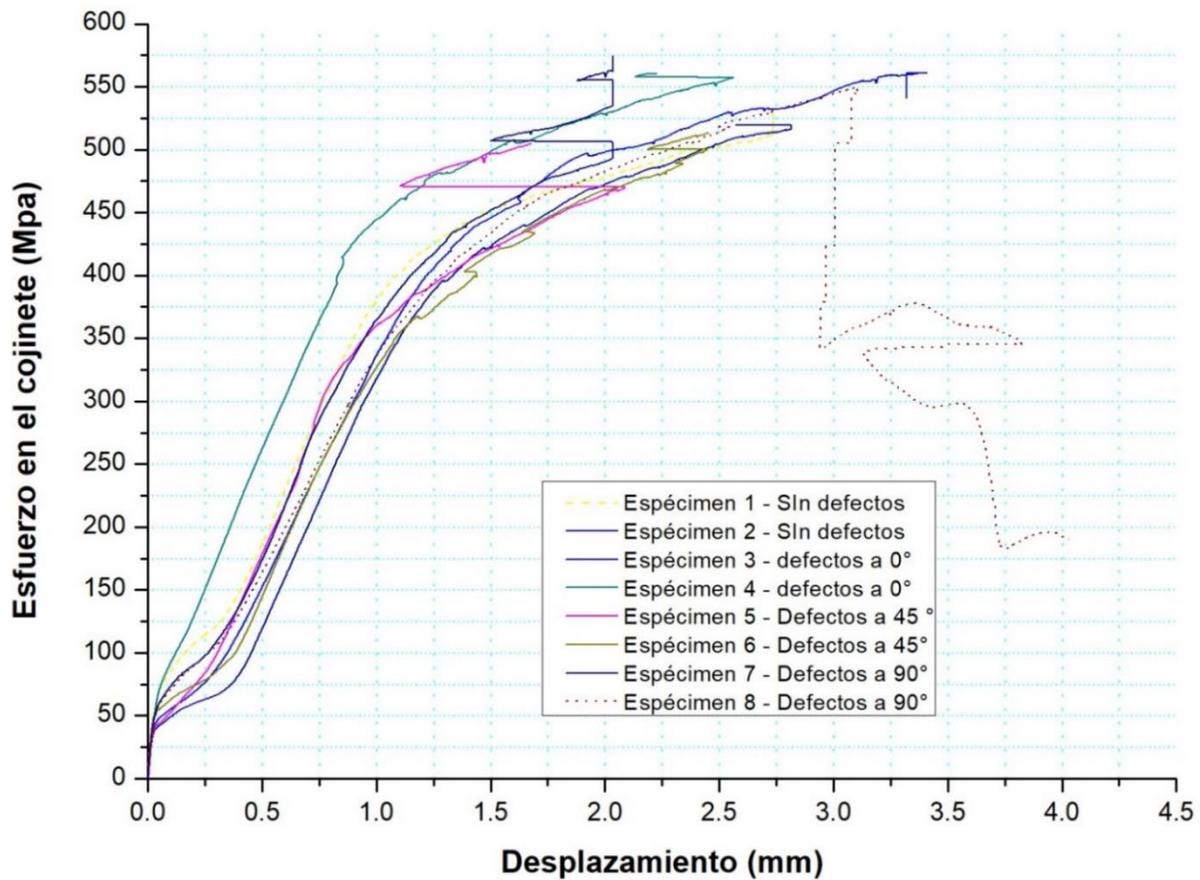


**Figura 49.** Curva esfuerzo- deformación para muestras con defectos a 90°  
 Enseguida se muestran los resultados llevados a cabo para esta experimentación.

**Tabla 11.** Resultados para configuraciones con gaps a 90°

Espécimen	Esfuerzo en el cojinete ( Mpa)
7	574.67
8	549.04

Enseguida se muestran en la *Figura 50* todas las gráficas de esfuerzo deformación, las gráficas muestran una tendencia similar, independientemente de la posición de los gaps, parece no tener mucha influencia la posición de los gaps al momento de evaluar la resistencia mecánica de los compuestos a ser sometidos bajo una carga axial, lo que sí parece influir son en el mecanismo de fallo para las orientaciones de 0 y 90 ° que son las que presentaron una de-laminación bastante pronunciada.



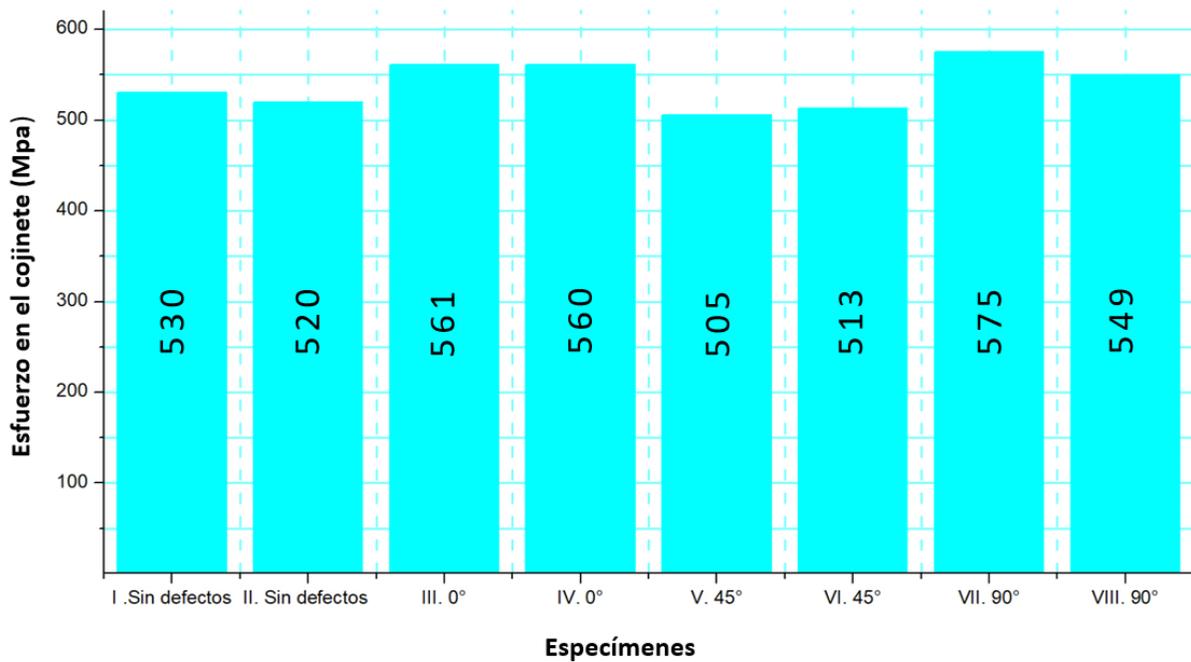
**Figura 50.** Resultados generales de los ensayos cuasi-estáticos

Los resultados de los valores arrojados por los ensayos experimentales y el cálculo de los valores de esfuerzo en el cojinete se muestran en la *Tabla 12*.

**Tabla 12.** Resultados generales del ensayo experimental

<b>Espécimen</b>	<b>Esfuerzo en el cojinete ( Mpa)</b>
<b>1</b>	530.28
<b>2</b>	519.77
<b>3</b>	560.85
<b>4</b>	560.55
<b>5</b>	504.94
<b>6</b>	513.08
<b>7</b>	574.67
<b>8</b>	549.04

En la *Figura 51* se muestra la gráfica de barras de los valores de esfuerzo último que se generaron durante los ensayos experimentales, siendo estos similares en cuanto a valor a pesar de las diferencias significativas debido a los daños internos que se genera en el proceso de fabricación, se puede notar que para esta aplicación en particular el defecto gap no tuvo una influencia significativa en el rendimiento estructural del ensamble de material compuesto con la unión mecánica con tornillos de titanio, se esperaba por simples especulaciones que el rendimiento mecánico bajaría en valores a ser provocados estos defectos internos, sin embargo, observamos todo lo contrario en realidad el rendimiento estructural no se afecta para esta aplicación.



**Figura 51.** Gráfica de especímenes vs esfuerzo en el cojinete de las diferentes muestras

## **V.- CONCLUSIONES**

El estudio experimental se llevó a cabo para identificar la resistencia y el modo de fallo en uniones mecánicas de material compuesto utilizando remaches ciegos de 1/8, 5/32 y 3/16".

La curva de resistencia residual muestra que conforme el tamaño del remache aumenta, la resistencia de la unión disminuye.

El modo de fallo predominante fue aplastamiento alrededor del agujero la que sobresale en este estudio. Este modo de fallo se caracteriza por una compresión en la matriz que luego se convierte en rotura de las fibras y de-laminaciones.

Para las probetas con gaps a diferentes orientaciones, los resultados muestran efectos mínimos en el rendimiento mecánico debido a los gaps, cualquiera que sea su orientación.

El mecanismo de fallo predominante de las uniones mecánicas con probetas con gaps, es el fallo por aplastamiento (Bearing failure). Adicionalmente se observa de-laminación, que es causada por el aplastamiento en la matriz, alrededor del agujero propagándose hacia el laminado.

La tomografía computacional mediante rayos X, es un medio muy eficaz para la detección de defectos y daños internos en materiales compuestos. Se requiere realizar una comparación en resolución, tiempo y costo con otras técnicas de detección estándar (ultrasonido, emisión acústica).

Es necesario seguir realizando este tipo de investigaciones para ir conociendo más el comportamiento de las uniones mecánicas en este tipo de materiales que son utilizados en la industria aeroespacial.

## Bibliografía

- [1] S. V. H. S. W. T. Daniel Gay, *Composite materials, desing and aplications*, Washington: CRC Press, 2003.
- [2] M. I. W. J. Arnold WS, «Optimum design considerations for mechanically fastened composite joints,» 1990.
- [3] T. I. Yi Xiao, «Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints,» *COMPOSITES SCIENCE AND TECHNOLOGY*, p. 1022–1031, 2005.
- [4] E. E. M. Héctor Hernández Albañil, *Mecánica de fractura y análisis de falla*, Bogotá: Colección Sede, 2002, p. 1867–1872.
- [5] H. J. B. A. M. E. A. D. Kradinov V, «Bolted patch repair of composite panels with a cutout,» *composite structures*, 2002.
- [6] C.-H. K. J.-H. K. J.-H. C. Seong-Yoon Yoo, «The structural analysis and strength evaluation of the rivet nut joint,» *Composite Sructures*, 2015.
- [7] M. A. M. C. T. Mccarthy, «Experimental and Computational Studies of Mechanically Fastened Joints,» 2007.
- [8] Y. Xiong, «An analytical method for failure prediction of multi-fastener composite joints,» *International Journal of Solids and Structures*, 1996.
- [9] I. Eriksson, «On the Bearing Strength of Bolted Graphite/epoxy laminates,» *Journal of COmposite Materials*, 1990.
- [10] C.-L. H. F.-K. C. Hong-Sheng Wang, «Bearing failure of Bolted composite Joint,» *Journal of composite materials* , 1995.
- [11] O.ParisH.Peterlik, «The structure of carbon fibres,» *Handbook of Textile Fibre Structure*, vol. 2, pp. 353-377, 2009.
- [12] U. goranson, «Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs,» *International Journal of Fatigue*, 1998.
- [13] F. A. Administration, *Aircraft Inspection and repair*.
- [14] CherryMax, «<http://www.cherryaerospace.com>,» [En línea]. Available: <http://www.cherryaerospace.com/product/cherrymax#>.
- [15] G. M. M. A. Atas, «Modelling delamination onset and growth in pin loaded composite laminates,» *ScienceDirect*, 2011.

- [16] ASTM, «Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates,» United states, 2013.
- [17] Z. ,. .. C.S.Lopesa, «Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates,» *computers and structures*, vol. 86, nº 9, pp. 807-907, 2008.
- [18] L. L. D. P. M. H. J. C. A. Y. Kaven Croft, «Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composites laminates,» *composites*, vol. 42, nº 5, pp. 484-491, 2011.
- [19] T. M. O. J. N.-P. J. K. D. S. I. Jonathan P.H. Belnoue, «Understanding and predicting defect formation in automated fibre placement pre-preg laminates,» *composites*, pp. 196-206, 2017.
- [20] Turoski, «Effects of manufacturing defects on the strength of Toughened Carbon/Epoxy Prerpeg Composite,» *MSc Thesis*, 2000.
- [21] L. Marine, Influence of embedded gap and overlap fiber placement defects on the microstructure and shear and compression properties of carbon-epoxy laminates, Lorient: Composites, 2016.
- [22] L. L. P. D. H. M. C. J. Y. A. Croft K, *Composites*, 2011.
- [23] D. C. P. D. C. B. Marine Lan, «Microstructure and tensile properties of carbon–epoxy laminates produced by automated fibre placement: Influence of a caul plate on the effects of gap and overlap embedded defects,» *Composites* , p. 124/134, 2015.
- [24] p. d. sheet, «Hexply M21 curin epoxy matrix».
- [25] T. I. Yi Xiao, «Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints,» Tokio, Japon , 2005.
- [26] HEXCEL,  
«[http://www.hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_M21\\_global\\_DataSheet.pdf](http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_M21_global_DataSheet.pdf),»  
[En línea].
- [27] D. Gay, *Composite materials, desing and aplications*, Washington: CRC press, 2003.
- [28] M. I. W. J. A. WS, *Optimum design considerations for mechanically fastened composite joints*, 1990.
- [29] Z. G. P. C. CS Lopes, «Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates,» *Composite and structures* , vol. 86, nº 9, pp. 897-907, 2008/5/1.
- [30] L. I. D. P. M. O. J. C. a. Y. Kaven Croft, «Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects,» *Composites* , vol. 42, pp. 484-491, 2011.

[31] F. C. T. B. Shirinzadeh B, «Robotic fibre placement process planning and control,» *assemb Automat* , pp. 313-320, 2000.