



**Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave A- 29B súper Tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos**

Ávila Castrillón, Karla Alejandra y Vásquez Morales, Julio Roberto

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de integración curricular, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Sánchez Sánchez, Xavier Rolando

18 de septiembre del 2023



### Proyecto de titulacion\_Solo capitulos...

#### Scan details

Scan time:  
August 25th, 2023 at 23:7 UTC

Total Pages:  
41

Total Words:  
10173

#### Plagiarism Detection



Types of plagiarism		Words
Identical	3.1%	312
Minor Changes	1.2%	125
Paraphrased	3.9%	399
Omitted Words	0%	0

#### AI Content Detection



Text coverage  
● AI text  
○ Human text

#### 🔍 Plagiarism Results: (37)

.....  
**Sanchez Sanchez, Xavier Rolando, Ph. D.**

C. C 1712575826



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**

**Carrera de Ingeniería Mecánica**

### **Certificación**

Certifico que el trabajo de integración curricular: **“Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave A- 29B súper Tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos”** fue realizado por los señores **Ávila Castrillón, Karla Alejandra y Vásquez Morales Julio Roberto** el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisado y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

18 de septiembre del 2023

.....  
**Sanchez Sanchez, Xavier Rolando, Ph. D.**

C. C 1712575826



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**  
**Carrera de Ingeniería Mecánica**

**Responsabilidad de Autoría**

Nosotros, **Ávila Castrillón, Karla Alejandra** y **Vásquez Morales Julio Roberto**, con cédulas de ciudadanía n°1727413724 y n°172251475, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de integración curricular: **“Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave A- 29B súper Tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos”** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

18 de septiembre del 2023

*Karla Ávila*

**Ávila Castrillón, Karla Alejandra**

C.C.: 1727413724

**Vásquez Morales, Julio Roberto**

C.C.: 172251475



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**

**Carrera de Ingeniería Mecánica**

**Autorización de Publicación**

Nosotros **Ávila Castrillón, Karla Alejandra y Vásquez Morales Julio Roberto**, con cédulas de ciudadanía n°1727413724 y n°172251475, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de integración curricular: **Título: “Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave A- 29B súper Tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

18 de septiembre del 2023

*Karla Ávila*

**Ávila Castrillón, Karla Alejandra**

C.C.: 1727413724

**Vásquez Morales, Julio Roberto**

C.C.: 172251475

## Dedicatoria

Para mis tres ángeles en la tierra: mi mamá, mi papá y mi hermano. Gracias por sacrificar sus vidas para que yo pudiera cumplir mis sueños.

Ávila Castrillón, Karla Alejandra

Dedico mi trabajo y mi esfuerzo a mis padres Julio Vásquez, madre Janneth Morales y mi abuela Teres Pérez quienes han sido mi guía, mi apoyo y mi inspiración en todo el transcurso de la vida, y a todas las personas que hicieron posible el desarrollo de este proyecto.

Vásquez Morales, Julio Roberto

## Agradecimiento

Quiero expresar mi agradecimiento a mi mami, Mónica, que me enseña diariamente a luchar y a salir adelante a pesar de las adversidades.

A mi papi, Guido, mi héroe y mi mayor fortaleza, por luchar a mi lado aun cuando me niego a recibir ayuda.

A mi hermano, Daniel, mi ejemplo a seguir y mi consejero en el hogar, por siempre cuidarme y enseñarme el correcto camino de la vida.

A Kevin, por sostener mi mano en este camino y acompañarme en las noches más difíciles. Gracias por no dejar que me rinda y gracias por vivir este sueño conmigo.

Ávila Castrillón, Karla Alejandra

Quiero expresar mi profundo agradecimiento a todas las personas que han sido pilares fundamentales en la realización de mi proyecto de graduación. A mi querido padre, Julio Vásquez, por su constante apoyo, sabiduría y aliento inquebrantable que me impulsaron a alcanzar este logro. A mi amada madre, Janneth Morales, por su amor incondicional, paciencia y guía constante a lo largo de este emocionante viaje académico. También quiero honrar la memoria de mi abuela Teresa Pérez, cuyo legado de determinación y perseverancia ha sido una inspiración constante para superar desafíos. Sin su influencia y respaldo, este logro no habría sido posible. Estaré eternamente agradecido por su amor y apoyo inquebrantables.

Vásquez Morales, Julio Roberto

## Índice De Contenidos

<b>Resumen .....</b>	<b>20</b>
<b>Abstract.....</b>	<b>21</b>
<b>Introducción .....</b>	<b>22</b>
<b>Justificación e importancia .....</b>	<b>23</b>
<b>Antecedentes .....</b>	<b>24</b>
<b>Alcance 25</b>	
<b>Objetivos .....</b>	<b>26</b>
<b>Objetivo General.....</b>	<b>26</b>
<b>Objetivos Específicos .....</b>	<b>26</b>
<b>Capitulo II: Marco Teórico.....</b>	<b>27</b>
<b>Introducción a los materiales compuestos.....</b>	<b>27</b>
<b>Características de los materiales compuestos .....</b>	<b>27</b>
<b><i>Materiales compuestos en la industria Aeronáutica .....</i></b>	<b>28</b>
<b>Componentes de los materiales compuestos .....</b>	<b>29</b>
<b>Material de Refuerzo .....</b>	<b>29</b>
<b>Material de Matriz .....</b>	<b>32</b>
<b>Ley de mezclas .....</b>	<b>33</b>
<b>Módulo de elasticidad .....</b>	<b>34</b>
<b>Módulo de elasticidad longitudinal .....</b>	<b>34</b>
<b>Módulo de elasticidad transversal .....</b>	<b>36</b>
<b>Módulo de Poisson.....</b>	<b>37</b>



<b>Modulo Cortante</b> .....	38
<b>Deformaciones en ejes globales</b> .....	40
<b>Condición de esfuerzos planos</b> .....	41
<b>Matriz de flexibilidad</b> .....	41
<b>Matriz de rigidez</b> .....	41
<b>Transformación de planos locales a plano global</b> .....	42
<b>Matriz de transformación (T)</b> .....	43
<b>Matriz ABD</b> .....	44
<b>Criterio de Puck</b> .....	45
<b>Coefficiente de seguridad</b> .....	47
<b>Ensayos destructivos</b> .....	48
<b>Ensayos estáticos</b> .....	49
<b>Ensayos dinámicos</b> .....	50
<b>Métodos de reparación</b> .....	50
<b>Reparaciones adhesivas</b> .....	51
<b>Capitulo III: Metodología</b> .....	54
<b>Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de tracción</b> .....	54
<b>Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de flexión</b> .....	55
<b>Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de fatiga</b> .....	55
Proceso de ensayo de fatiga .....	60
<b>Capitulo IV: Resultados</b> .....	63

	10
<b>Análisis de resultados experimentales</b> .....	63
<b>Pruebas de tracción</b> .....	63
<b>Ensayo de flexión</b> .....	67
<b>Análisis de resultados teóricos</b> .....	70
Capas.....	72
Fuerzas .....	73
<b>Wing tip leading Edge</b> .....	74
<b>Teoría de falla de Puck</b> .....	79
<b>Componente Wing center leading Edge</b> .....	83
<b>Ensayo de Fatiga</b> .....	92
Wing Tip Leading Edge .....	92
<b>Capítulo V: Conclusiones y Recomendaciones</b> .....	99
<b>Conclusiones</b> .....	99
<b>Bibliografía</b> .....	101
<b>Apéndice</b> .....	104

## Índice De Tablas

Tabla 1 Pendiente de la envolvente de ejes en Puck .....	48
Tabla 2 Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de fatiga .....	56
Tabla 3 Propiedades mecánicas obtenidas en el ensayo de tracción para probetas sin reparación .....	67
Tabla 4 Propiedades mecánicas obtenidas en el ensayo de tracción para probetas con reparación .....	67
Tabla 5 Propiedades físicas de la Fibra de vidrio tipo E-glass 7781-50 .....	70
Tabla 6 Propiedades físicas de la Resina Epoxi .....	70
Tabla 7 Propiedades mecánicas del material compuesto del componente sin reparar .....	71
Tabla 8 Propiedades mecánicas del material compuesto del componente reparado .....	71
Tabla 9 Dirección de las fibras por capa de material compuesto .....	72
Tabla 10 Esfuerzos para el componente sin reparación Wing tip leading Edge, en los ejes globales y locales .....	74
Tabla 11 Esfuerzos para el componente con reparación Wing tip leading Edge, en los ejes globales y locales .....	76
Tabla 12 Esfuerzos para el componente sin reparación Wing Center leading Edge, en los ejes globales y locales. ....	83
Tabla 13 Esfuerzos para el componente con reparación Wing Center leading Edge, en los ejes globales y locales .....	86
Tabla 14 Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	93
Tabla 15 Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	95

Tabla 16 Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	96
Tabla 17 Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	98

## Índice De Figuras

Figura 1 Estructura de un material compuesto .....	29
Figura 2 Tipos de fibras reforzantes en material compuesto .....	30
Figura 3 Dirección de las fibras en un material compuesto .....	31
Figura 4 Dirección de las fibras .....	31
Figura 5 Dirección de fibras dentro de un compuesto .....	32
Figura 6 Volumen mínimo representativo de un material compuesto formado por fibras y resina .....	33
Figura 7 Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza en dirección de las fibras . .....	34
Figura 8 Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza perpendicular a la dirección de las fibras . .....	36
Figura 9 Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza en la dirección de las fibras, con énfasis en el desplazamiento que tiene cada parte el compuesto ..	37
Figura 10 Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza perpendicular a la dirección de las fibras, con énfasis en la deformación angular producida ....	38
Figura 11 Representación de la transformación del sistema coordenadas longitudinal – transversal, al sistema x-y (coordenadas globales) .....	42
Figura 12 Diagrama de cuerpo libre, especificando los sistemas de coordenadas globales y locales .....	43
Figura 13 Detalle de la sección 1, donde se especifican las propiedades que actúan sobre ella. Autoría propia .....	44
Figura 14 Detalle de la sección 1, donde se especifican las propiedades que actúan sobre ella .....	44
Figura 15 Mecanismos de fallo .....	45
Figura 16 Curva de fallo .....	47

Figura 17 Representación del coeficiente de seguridad .....	48
Figura 18 Ensayo de flexión con dos puntos de apoyo y aplicación de una carga .....	49
Figura 19 Ensayo de tracción .....	50
Figura 20 Tipos de reparaciones adhesivas para materiales compuestos .....	51
Figura 21 Variantes de la reparación por parches externos .....	52
Figura 22 Variantes de la reparación por parches integrados .....	52
Figura 23 Diagrama esfuerzo vs deformación probetas sin reparar .....	63
Figura 24 Probetas Lote A, ensayo de tracción .....	64
Figura 25 Diagrama esfuerzo vs deformación probetas reparadas a 1/2" .....	64
Figura 26 Probetas Lote F, ensayo de tracción .....	65
Figura 27 Diagrama esfuerzo vs deformación probetas reparadas a 1/4' .....	65
Figura 28 Probetas Lote K, ensayo de tracción .....	66
Figura 29 Diagrama esfuerzo vs deformación probetas sin reparación, ensayo de flexión .....	68
Figura 30 Probetas Lote sin reparar, ensayo de flexión .....	68
Figura 31 Diagrama esfuerzo vs deformación probetas con reparación, ensayo de flexión .....	69
Figura 32 Probetas Lote con reparación, ensayo de flexión .....	69
Figura 33 Representación de la dirección de las capas para cada lamina .....	73
Figura 34 Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	75
Figura 35 Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	75
Figura 36 Esfuerzos cortantes para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	76
Figura 37 Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	77
Figura 38 Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	78

Figura 39 Esfuerzos cortantes para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación ....	78
Figura 40 Límite para el modo de falla FF .....	79
Figura 41 Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	80
Figura 42 Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	80
Figura 43 Envolverte de fractura y esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	81
Figura 44 Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación .....	82
Figura 45 Envolverte de fractura y esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	82
Figura 46 Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación .....	83
Figura 47 Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	84
Figura 48 Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	85
Figura 49 Esfuerzos crtantes para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .	85
Figura 50 Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	87
Figura 51 Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	87
Figura 52 Esfuerzos cortantes para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	88
Figura 53 Límite para el modo de falla FF .....	88

Figura 54 Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	89
Figura 55 Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	89
Figura 56 Envoltente de fractura y esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	90
Figura 57 Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación .....	91
Figura 58 Envoltente de fractura y esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	91
Figura 59 Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge con reparación .....	92
Figura 60 Comportamiento del componente Wing Tip Leading Edge sin reparación en el ensayo de fatiga .....	93
Figura 61 Daño producido en el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación tras el ensayo de fatiga .....	94
Figura 62 Comportamiento del componente Wing Tip Leading Edge con reparación en el ensayo de fatiga .....	94
Figura 63 Daño producido en el componente Wing Tip Leading Edge con reparación tras el ensayo de fatiga .....	95
Figura 64 Comportamiento del componente Wing Center Leading Edge sin reparación en el ensayo de fatiga .....	96
Figura 65 Daño producido en el componente Wing Center Leading Edge sin reparación tras el ensayo de fatiga .....	97
Figura 66 Comportamiento del componente Wing Center Leading Edge con reparación en el ensayo de fatiga .....	97



Figura 67 Daño producido en el componente Wing Center Leading Edge con reparación tras el ensayo de fatiga .....	98
--	----

### Lista de simbología

$v_c$	Volumen del compuesto [ $mm^3$ ]
$v_m$	Volumen de matriz [ $mm^3$ ]
$v_f$	Volumen de la fibra [ $mm^3$ ]
$l_c$	Largo del compuesto [ $mm$ ]
$a_c$	Ancho del compuesto [ $mm$ ]
$a_m$	Ancho de la matriz [ $mm$ ]
$a_f$	Ancho de la fibra [ $mm$ ]
$e$	Espesor del compuesto [ $mm$ ]
$V_m$	Fracción volumétrica de la matriz [-]
$V_f$	Fracción volumétrica de la fibra [-]
$P_c$	Fuerza aplicada en el compuesto [ $N$ ]
$P_m$	Fuerza aplicada en la matriz [ $N$ ]
$P_f$	Fuerza aplicada sobre la fibra [ $N$ ]
$\sigma_c$	Esfuerzo del material compuesto [ $MPa$ ]
$\sigma_m$	Esfuerzo de la matriz [ $MPa$ ]
$\sigma_f$	Esfuerzo de la fibra [ $MPa$ ]
$A_c$	Área del compuesto [ $m^2$ ]
$A_m$	Área de la matriz [ $m^2$ ]
$A_f$	Área de la fibra [ $m^2$ ]
$E_c$	Módulo de la elasticidad del compuesto [ $MPa$ ]
$E_m$	Módulo de la elasticidad de la matriz [ $MPa$ ]
$E_f$	Módulo de la elasticidad de la fibra [ $MPa$ ]
$\varepsilon_c$	Deformación del compuesto [ $m^3$ ]
$\varepsilon_m$	Deformación de la matriz [ $mm$ ]
$\varepsilon_f$	Deformación de la fibra [ $mm$ ]
$\delta$	Desplazamiento [ $mm$ ]
$l_{0c}$	Longitud inicial del compuesto [ $mm$ ]
$l_{0f}$	Longitud inicial de la fibra [ $mm$ ]
$l_{0m}$	Longitud inicial de la matriz [ $mm$ ]
$\delta_c$	Desplazamiento del compuesto [ $mm$ ]
$\delta_f$	Desplazamiento de la fibra [ $mm$ ]
$\delta_m$	Desplazamiento de la matriz [ $mm$ ]
$\nu_{lc}$	Módulo de Poisson en los ejes longitudinal y transversal del compuesto [-]
$\nu_m$	Módulo de Poisson en los ejes longitudinal y transversal de la matriz [-]
$\nu_f$	Módulo de Poisson en los ejes longitudinal y transversal de la fibra [-]
$\varepsilon_{tc}$	Deformación transversal del compuesto [ $mm$ ]
$\varepsilon_{lc}$	Deformación longitudinal del compuesto [ $mm$ ]
$\varepsilon_{tm}$	Deformación transversal de la matriz [ $mm$ ]
$\varepsilon_{lm}$	Deformación longitudinal de la matriz [ $mm$ ]
$\varepsilon_{tf}$	Deformación transversal de la fibra [ $mm$ ]
$\varepsilon_{lf}$	Deformación longitudinal de la fibra [ $mm$ ]
$\delta_{tc}$	Desplazamiento transversal del compuesto [ $mm$ ]
$\delta_{tf}$	Desplazamiento transversal de la fibra [ $mm$ ]
$\delta_{tm}$	Desplazamiento transversal de la matriz [ $mm$ ]
$T$	Esfuerzo cortante [ $MPa$ ]
$G$	Modulo del cortante [ $MPa$ ]
$\gamma$	Deformación angular [ $^\circ$ ]

$T_{lt}$	Esfuerzo cortante en los ejes longitud y transversal [MPa]
$G_{lt}$	Modulo cortante en los ejes longitudinal y transversal [MPa]
$\gamma_{lt}$	Deformación angular en los ejes longitudinal y transversal [°]
$T_m$	Esfuerzo cortante de la matriz [MPa]
$G_m$	Modulo del cortante de la matriz [MPa]
$\gamma_m$	Deformación angular de la matriz [°]
$T_f$	Esfuerzo cortante de la fibra [MPa]
$G_f$	Modulo cortante de la fibra [MPa]
$\gamma_f$	Deformación angular de la fibra [°]
$\gamma_c$	Deformación angular del compuesto [°]
$\varepsilon_x$	Deformación en el eje global x [mm]
$\varepsilon_y$	Deformación en el eje global y [mm]
$\varepsilon_z$	Deformación en el eje global z [mm]
$E_x$	Módulo de elasticidad en el eje global x [MPa]
$E_y$	Módulo de elasticidad en el eje global y [MPa]
$E_z$	Módulo de elasticidad en el eje global z [MPa]
$\sigma_x$	Esfuerzo en el eje global x [MPa]
$\sigma_y$	Esfuerzo en el eje global y [MPa]
$\sigma_z$	Esfuerzo en el eje global z [MPa]
$\gamma_{yz}$	Deformación angular en el plano yz
$\gamma_{xz}$	Deformación angular en el plano xz
$\gamma_{xy}$	Deformación angular en el plano xy
$T_{yz}$	Esfuerzo cortante en el plano yz [MPa]
$G_{yz}$	Módulo de cizallamiento en el plano yz [MPa]
$T_{xz}$	Esfuerzo cortante en el plano xz [MPa]
$G_{xz}$	Módulo de cizallamiento en el plano xz [MPa]
$T_{xy}$	Esfuerzo cortante en el plano xy [MPa]
$G_{xy}$	Módulo de cizallamiento en el plano xy [MPa]
[T]	Matriz de transformación de esfuerzos [-]
[T']	Transpuesta de la matriz de transformación de esfuerzos [-]
[D]	Matriz de transformación de deformaciones [-]
[D']	Transpuesta de la matriz de transformación de deformaciones [-]
[Q] <sub>xy</sub>	Matriz de rigidez en ejes globales [MPa]
[S] <sub>xy</sub>	Matriz de flexibilidad en ejes globales [1/MPa]
[Q] <sub>lt</sub>	Matriz de rigidez en ejes locales [MPa]
[S] <sub>lt</sub>	Matriz de flexibilidad en ejes locales [1/MPa]
$\sigma_l$	Esfuerzo longitudinal [MPa]
$\sigma_t$	Esfuerzo transversal [MPa]
$\sigma_{ad}$	Esfuerzo admisible [MPa]
$\theta$	Angulo de inclinación de la fibra
$\tau_{lt}$	Esfuerzo Cortante en el plano lt
$\tau_{xy}$	Esfuerzo Cortante en el plano lt
[A]	Matriz de rigidez plana del laminado
[B]	Matriz de acoplamiento flexión-extensión
[D]	Matriz de flexión pura
$p_{lt}^{(+)}$	Pendiente envolvente ejes ( $\sigma_n, \tau_{nl}$ ) en Puck para $\tau_{nl} < 0$
$p_{lt}^{(-)}$	Pendiente envolvente ejes ( $\sigma_n, \tau_{nl}$ ) en Puck para $\tau_{nl} > 0$

## Resumen

El presente trabajo abarca el análisis de las propiedades mecánicas del material compuesto diseñado para la reparación de los componentes Wing Tip Leading Edge y Wing Center Leading Edge de los aviones A-29 Super Tucano que dispone la fuerza aérea ecuatoriana.

El material compuesto estudiado en este trabajo está formado por fibra de vidrio tipo E-glass 7781 y resina aeropoxy, con una configuración bidireccional con ángulos de  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$  y  $\pm 45^{\circ}$ .

Mediante la fabricación de probetas, las cuales deben ser sometidas a ensayos de tracción, flexión y fatiga, basados en las normas ASTM correspondientes, se obtiene las propiedades mecánicas del compuesto, realizando una comparación entre resultados con elementos de ensayo reparados y sin reparar.

Se presenta la teoría de falla de puck, donde, con base a los esfuerzos producidos sobre la matriz y las fibras, se determina el modo de fractura del material, para garantizar que este no sufra daño bajo los esfuerzos a los que es sometido.

Finalmente, y después de obtener todos los parámetros necesarios para verificar la funcionalidad del material, se realiza un análisis comparativo, donde el resultado muestre que la reparación constituya un igual o una mejora ante las propiedades mostradas en el material sin reparación.

*Palabras clave:* material compuesto, reparación, ensayos destructivos, teoría de falla

## Abstract

This work encompasses the analysis of the mechanical properties of a composite material designed for the repair of the Wing Tip Leading Edge and Wing Center Leading Edge components of A-29 Super Tucano aircraft, as supplied by the Ecuadorian Air Force.

The composite material examined in this study consists of E-glass 7781 type fiberglass and aeropoxy resin, configured bidirectionally with angles of  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$  and  $\pm 45^{\circ}$  to optimize its structural strength and durability.

By manufacturing test specimens that undergo tensile, flexural, and fatigue tests in accordance with the relevant ASTM standards, we obtain the mechanical properties of the composite. A comprehensive comparison is drawn between results obtained from repaired and unrepaired test specimens.

The Puck failure theory is introduced to determine the fracture mode of the material based on the stresses experienced by the matrix and fibers, ensuring that the material remains undamaged under applied stresses.

Finally, after gathering all the necessary parameters to assess the material's functionality, we conduct a thorough comparative analysis. The results demonstrate that the repair either matches or, in some cases, even enhances the mechanical properties exhibited by the unrepaired material. This underscores the effectiveness and reliability of the composite material in aircraft maintenance and restoration, ensuring the highest safety and performance standards for the A-29 Super Tucano aircraft in active service.

*Key words:* composite material, repair, destructive tests, failure theory

## Capítulo I: Generalidades

### Introducción

Los materiales compuestos son una mezcla homogénea de diferentes materiales que se mantienen juntos gracias a la adhesión entre las diferentes fases. Esta combinación de materiales ofrece una serie de ventajas en términos de resistencia, rigidez y durabilidad (Sanz, 2015).

En las últimas cinco décadas, se ha comprobado que los materiales compuestos presentan numerosas ventajas para su uso en aplicaciones aeroespaciales de alta exigencia. Dentro de la industria aeronáutica, los componentes que conforman su sistema superan el 40 % del peso total de las estructuras fabricadas (Callejo J, 2012).

En contraste con otros productos, los materiales compuestos destacan por sus cualidades funcionales, como su ligereza, alta resistencia mecánica y química. Los compuestos fabricados con fibras son la opción ideal para la fabricación de elementos aeronáuticos debido a su alta tenacidad y durabilidad, lo que los hace populares en la fabricación de componentes de alta calidad (Hernández, 2013).

Además de contar con un proceso de construcción adecuado, es importante tener a disposición diversas opciones para la configuración y la fabricación de materiales, que permitan la reparación de los componentes de las aeronaves. Es importante considerar tanto la calidad de los materiales compuestos, su disposición y capacidad para que se puedan mantener los más altos estándares de calidad y seguridad (Arroba et al., 2021).

Martínez, y otros (2021) indican que usar materiales compuestos en la reparación de aeronaves, representa mayores ventajas en el rendimiento, entre ellas: reducción de peso, por tanto, de combustible, mayor resistencia a la corrosión y a la fatiga, flexibilidad, y debido a su composición estructural, mejor aerodinámica del avión.

El “Manual de Componentes y Partes (IPC) N° 2-1700 para el A-29B Super Tucano”,

para los elementos Wing Tip Leading Edge y Wing Center Leading Edge, especifica que se puede arreglar las zonas afectadas del ala, buscando usar el mejor criterio ingenieril, para obtener una reparación funcional y que esta sea duradera en el tiempo (Embraer, 2022). Por ende, el objetivo del presente trabajo es restaurar la estructura superficial de los componentes del ala con material compuesto con una configuración que garantice el cumplimiento de los estándares de las partes con un funcionamiento igual o mejor a su estado inicial.

### **Justificación e importancia**

Las alas de los aviones están sometidos a factores físicos como: granizo, aves, caída de rayos, absorción de humedad o fluidos, que pueden generar daños sobre la superficie de los componentes que la forman. Debido a aspectos como costo y tiempo de reparación, actualmente, existe un creciente uso de parches de material compuesto en la industria aeronáutica, enfocándose en una reparación focalizada que garantiza el funcionamiento mecánico requerido (Cruz & Reinoso, 2021).

Según Pérez Alonso (2016), los materiales compuestos son el futuro de la industria, principalmente por la facilidad de generar una producción en cadena, reduciendo costos y tiempos de fabricación, por lo que una gran cantidad de empresas optan por la utilización de este tipo de materiales en trabajos de construcción y mantenimiento.

Baldan (2004) encontró que la unión adhesiva de parches compuestos es una opción de reparación estructural rentable y altamente tolerante al daño en comparación con los métodos convencionales. Mohammadi (2020) señala que el rendimiento de una estructura reparada mediante unión adhesiva depende del proceso de unión y del diseño del parche. Es importante definir estrategias de unión adecuadas para garantizar la máxima eficiencia. En general, un parche/unión siempre será más fuerte que el material original.

La importancia del proyecto de titulación radica en la reparación de los daños tipo "delaminación" en el borde de ataque de los aviones A-29 Super Tucano utilizando el método

de reparación escalonada con fibra de vidrio tipo E-glass 7781 y resina aeropoxy para restaurar la funcionalidad de los componentes de la aeronave. Estas reparaciones son significativas porque pueden reducir los costos y el tiempo necesarios para que la aeronave vuelva a estar operativa en comparación con la sustitución de la pieza dañada por una nueva.

### **Antecedentes**

A lo largo de la historia, la ciencia y la tecnología han avanzado en conjunto y su progreso está interconectado. La disponibilidad de nuevos materiales y procesos de fabricación ha sido crucial para el desarrollo humano y ha impulsado la innovación. Para satisfacer las nuevas necesidades, se necesitan nuevos materiales que mejoren la calidad de vida de la sociedad. Los materiales compuestos son un ejemplo de estos nuevos materiales y su estudio e investigación es muy útil (Guerrero et al., 2013).

El campo de aplicación de materiales compuestos que requiere de mayor control, calidad e innovación es el de la aviación, donde los materiales compuestos se encuentran expuestos a rigurosas condiciones de trabajo por lo que sufren deterioro y es necesario repararlos mediante un proceso de curado. (Federal Aviation Administration, 2018).

Moreira et al. (2020) llevaron a cabo una investigación para evaluar la eficiencia de reparación de distintos tipos de parches en una placa compuesta de carbono-epoxi dañada. Se realizaron experimentos de fatiga y flexión de 3 puntos en muestras modeladas por separado con cinco tipos de parches diferentes. Los resultados del estudio mostraron que la resistencia a la flexión y a la fatiga de las muestras reparadas con dos parches escalonados aumentó en un 141% y 94%, respectivamente. Se concluyó que estos parches escalonados demostraron ser eficientes en la reparación de la placa compuesta dañada. (RDF et al., 2020)

Li et al. (2019) realizaron un estudio donde se produjeron diferentes placas de fibra de carbono y resina epoxi con agujeros de igual tamaño. Estas placas fueron reparadas utilizando parches de diferentes geometrías. Posteriormente, tanto las muestras reparadas con parches



como la muestra base no dañada fueron sometidas a pruebas de tracción. Los resultados obtenidos indicaron que la resistencia a la tracción de las muestras reparadas con parches mejoró entre un 5 % y un 16 % en comparación con la muestra no dañada, dependiendo de la forma del parche utilizado.

La FAE y ESPE-INNOVATIVA han iniciado el proyecto de investigación llamado "Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos". El objetivo es ampliar el tipo de reparaciones en aeronaves de combate utilizando materiales compuestos. El proyecto de titulación "Estudio y reparación de la piel del borde de ataque de la pieza P/N 314-19390-402 mediante parches composites del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana" complementará este proyecto y sus resultados contribuirán al avance de la investigación en materiales compuestos.

En la FAE están trabajando en proyectos de investigación relacionados con materiales compuestos. Esta investigación se centra en desarrollar parches hechos de materiales compuestos que mejoren las propiedades mecánicas del material original de la aeronave y en establecer un procedimiento de reparación de los componentes aeronáuticos dañados.

### **Alcance**

El alcance del presente plan de integración curricular radicará en la reparación de los componentes aeronáuticos Wing Tip Leading Edge y Wing Center Leading Edge de un A-29B Super Tucano, aplicando el método de escalonado mediante fibra de vidrio E-glass 7781 con resina aeropoxy.

Se construirán probetas del material del componente y del material propuesto para reparar el daño (fibra de vidrio 7781 con resina de poliestireno), las cuales serán sometidas a ensayos mecánicos basados en la norma ASTM D3039 para ensayos estáticos y ASTM D5023-15 para ensayos dinámicos.

Se comparará las propiedades mecánicas de cada probeta, y sus propiedades físicas y químicas como: la resistencia a la corrosión, ligereza, durabilidad y facilidad de fabricación.

## **Objetivos**

### ***Objetivo General***

- Reparar los componentes del A-29 Super Tucano mediante el método escalonado, garantizando la fiabilidad y el correcto funcionamiento del equipo a largo plazo.

### ***Objetivos Específicos***

- Realizar ensayos destructivos estáticos de tracción y flexión de 3 puntos basándose en cuanta la norma ASTM D3039 y ensayos dinámicos de fatiga con probetas fabricadas con fibra de vidrio E-glass 7781 y resina aeropox.
- Determinar el modo de falla del componente, acorde a los esfuerzos aplicados en la fibra y en la matriz, a través de la teoría de falla de Puck.

## Capítulo II: Marco Teórico

### Introducción a los materiales compuestos

#### ***Características de los materiales compuestos***

Los materiales compuestos son sistemas que combinan dos o más materiales que difieren en función, forma o composición para producir materiales con propiedades únicas. Los materiales compuestos más utilizados constan de dos partes, mecánicamente separables denominadas matriz (aglomerante) y refuerzo. Además, los compuestos pueden contener otros componentes, como revestimientos y rellenos (Vallecillos, 2015).

Para Guerrero (et al., 2013), se debe considerar las siguientes características para tener un material compuesto:

- Debe estar conformados por dos materiales distintos que puedan ser separados mecánicamente.
- Se lo obtiene mediante la mezcla de los distintos materiales de tal manera que se pueda controlar su fabricación y alcanzar las propiedades adecuadas al hacerlo.
- Las propiedades del compuesto deben superar las propiedades de los componentes constituyentes.

En las últimas décadas, el uso de materiales compuestos ha incrementado significativamente debido a las mejores propiedades mecánicas frente a materiales tradicionales como el aluminio. Además, su aplicación también está enfocada a disminuir costo de los productos sin comprometer su funcionalidad (Guerrero et al., 2013).

Los materiales compuestos se aplican en casi cualquier ámbito industrial, ya sea para la creación de estructuras, como para la reparación o reemplazo de piezas.

Su auge se da en las industrias: naval, automotriz, civil, aeronáutica y aeroespacial, donde los componentes estructurales requieren resistencia al impacto, en formas complejas y a gran escala de fabricación (Oller, 2003).

### ***Materiales compuestos en la industria Aeronáutica***

Desde el nacimiento de la aviación, uno de los mayores desafíos que enfrenta la industria aeronáutica ha sido minimizar el peso de los aviones, mejorar las características estructurales y aerodinámicas, aumentar el alcance, el tiempo de vuelo y reducir los costos (Llorente, 2021).

La primera aplicación de materiales compuestos en la industria aeronáutica se da en la Fuerza aérea de los Estados Unidos, donde se comenzó a implementar los filamentos de boro en los componentes de los aviones (Tsai & Miravete, 1988).

El material compuesto más utilizado en la industria aeroespacial para el año 1930 fue el reforzado con fibra de vidrio; que apareció en la aviación cuando se utilizó para fabricar el Boeing 707, que tenía 50% de material compuesto, 20% aluminio, 15% titanio, 10% acero y 5% otros materiales, dando como resultado una mejor eficiencia y resistencia al avión (López, 2016)

Poco después, a inicios de los 70, los aviones militares como el F16 Fighting Falcon utilizaron paneles sándwich de aluminio y fibra de carbono para componentes como las alas y alerones. En 1978, se comenzó a usar materiales compuestos para aviones comerciales, llegando a reducir gran parte del peso del avión, mejorando su capacidad de vuelo (Llorente, 2021).

Actualmente, el uso de materiales compuestos está presente en alrededor del 50% de los componentes aeronáuticos, y ha contribuido a la mejora geométrica de las partes, como el alargamiento y curvatura de las alas y uniones, obteniendo una mejor resistencia, beneficiando a la aerodinámica del avión y por consiguiente al consumo de combustible (López, 2016).

## Componentes de los materiales compuestos

Los materiales compuestos están formados por al menos dos materiales sin reacción química entre ellos, lo que les proporciona propiedades que no se pueden conseguir individualmente, mejorando sus propiedades mecánicas. Estos materiales tienen dos partes, una fase continua llamada matriz y otra discontinua, llamada refuerzo como se ve en la Figura 1 (Jácome et al., 2022).

**Figura 1**

*Estructura de un material compuesto*



*Nota.* La imagen representa la composición de un material compuesto y los componentes que lo forman. Tomado de Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave (p.29), por (Jácome Sangoquiza et al., 2022)

### **Material de Refuerzo**

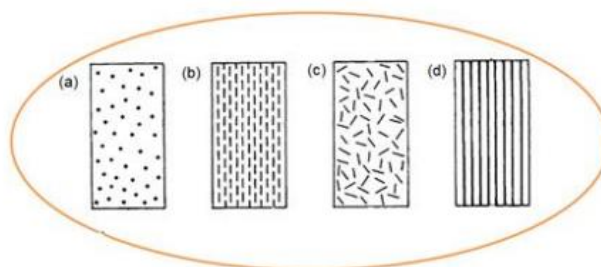
Los refuerzos proporcionan a la matriz varias propiedades que se distribuyen a lo largo del material, en otras palabras, los refuerzos proporcionan alta resistencia y rigidez. Por otro lado, también existen refuerzos que aportan alta resistencia al calor y resistencia a la abrasión. La forma en que se une el refuerzo a la matriz puede ser a través de secciones o hilos (Jácome et al., 2022).

Los refuerzos pueden estar en forma de partículas o fibras. En general, cuanto más pequeñas son las partículas, más uniformemente se distribuyen en la matriz, es decir, cuando se aumenta la relación longitud/diámetro de la fibra (Stupengo, 2011).

Según López (2016), los refuerzos se clasifican, como se muestra en la Figura 2, en: partículas, fibras cortas con orientación, fibras cortas sin orientación y fibras largas con orientación. Teniendo cada una propiedades y características diferentes.

### Figura 2

*Tipos de fibras reforzantes en material compuesto*



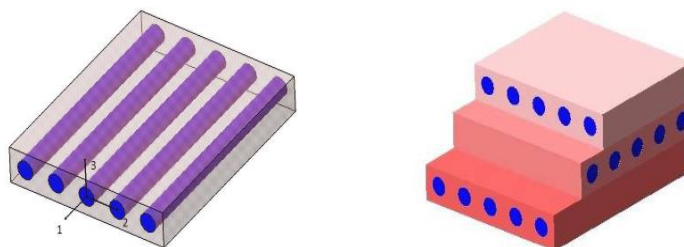
*Nota.* a) Partículas b) Fibras cortas con orientación c) Fibras cortas sin orientación d) Fibras largas con orientación. Tomado de Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos (p.8), por López Isay, 2016

**Dirección de las fibras.** Las propiedades mecánicas, como la resistencia y la rigidez, en un material compuesto están directamente relacionadas a la dirección de las fibras y a la cantidad de capas que posee. Al diseñar este tipo de materiales, es necesario considerar estas variables acordes a las necesidades que se requiera satisfacer, y brindar una estructura eficiente que sea capaz de soportar las cargas en cualquier dirección (Cruz & Reinoso, 2021).

Las fibras dentro de cada lámina del material compuesto pueden colocarse en varias direcciones y tener diferentes espesores, todo dependiendo de las condiciones que se requieran cumplir (Vallecillos, 2015).

### Figura 3

*Dirección de las fibras en un material compuesto*

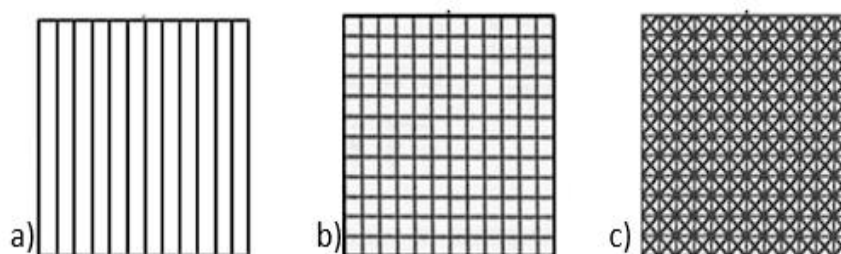


*Nota.* Desarrollo de un modelo constitutivo tridimensional de daño anisotrópico para materiales compuestos basado en el criterio Puck: formulación teórica e implementación numérica (p.5), por Vallecillos, 2015.

Los materiales compuestos pueden tener 3 tipos de orientaciones en las fibras: unidireccionales, bidireccionales y multidireccionales, cada una utilizada para resistir cargas en diferentes direcciones, por ejemplo, los compuestos unidireccionales poseen un alto nivel de resistencia y rigidez en dirección de las fibras, sin embargo, si la carga es perpendicular tienden a ser muy débiles (Ramírez, 2020).

### Figura 4

*Dirección de las fibras*

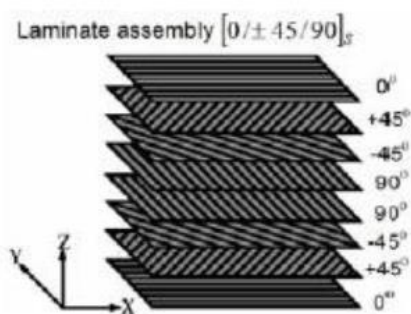


*Nota.* a) Unidireccional, b) Bidireccional, c) Multidireccional. Tomado de Valoración de Criterios de Fallo de una lámina de material compuesto en base a los resultados del World Wide Failure Exercise (p.3), por Ramírez, 2020.

El ángulo que define hacia donde se dirige la fibra depende de las cargas que debe soportarse, y estos pueden ser negativos o positivos de acuerdo al eje coordenado que se esté utilizando. De modo más específico, la aplicación de materiales compuestos en la industria aeronáutica, requiere que el material tenga capas a  $90^\circ$  para soportar cargas laterales, a  $\pm 45^\circ$  para cargas cortantes y a  $0^\circ$  para cargas axiales (Cruz & Reinoso, 2021).

### Figura 5

*Dirección de fibras dentro de un compuesto.*



*Nota.* Diferentes direcciones de fibra dentro un compuesto, con la indicación del ángulo que corresponde a cada uno. Tomado de Estudio y reparación de la piel del borde de ataque de la pieza P/N 314-19390-402 mediante parches composites del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (p.44), por Cruz, Sebastián y Reinoso, Patricio, 2021.

### **Material de Matriz**

Según Callejo (2012), la matriz, también conocido como material de unión, es un producto químico sintético o natural, que protege y brinda cohesión a las fibras.

**Propiedades.** Stupengo (2011), considera que la matriz tiene las siguientes propiedades:

- La matriz tiene la capacidad de sostener y evitar que las fibras se muevan.
- Transfiere la carga a las fibras.
- Protege de daños al momento de fabricar.
- Evita la propagación de grietas.
- Controla las propiedades eléctricas, químicas y térmicas.



## Ley de mezclas

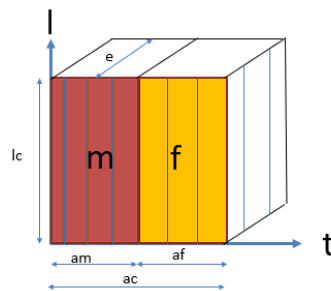
La ley de las mezclas es un método donde se relaciona el volumen de cada material que forma parte del compuesto y las propiedades individuales de este. A través del análisis matemático descrito por esta regla, se busca determinar los módulos de elasticidad longitudinal y transversal, módulo de Poisson y módulo cortante de una lámina de fibras que tomen la misma dirección (Salas et al., 2003).

Es importante tener en cuenta que la regla de las mezclas no considera algunos aspectos críticos, como la relación de aspecto y la orientación de los reforzantes. Para abordar estos factores, se han desarrollado otros modelos que tienen en cuenta estos aspectos, lo que permite una mejor predicción y optimización de las propiedades de los materiales compuestos (Alfonso et al., 2015).

Castillo (2016) señala que, el análisis de las propiedades mecánicas de un material empieza por el volumen que ocupa cada parte del material compuesto, considerando un volumen mínimo representativo, definido como la parte más pequeña a la que se le puede reducir el material y que este conserve todas las propiedades del volumen real del material, teniendo así:

**Figura 6**

*Volumen mínimo representativo de un material compuesto formado por fibras y resina.*



$$v_c = l_c * a_c * e \quad (1)$$

$$v_m = l_c * a_m * e \quad (2)$$

$$v_f = l_c * a_f * e \quad (3)$$

Radeva (2006), indica que las fracciones volumétricas son la relación entre el volumen individual de cada parte del compuesto, sobre el volumen total del compuesto.

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (4)$$

Reemplazando las ecuaciones (1) y (2), se tiene que:

$$V_m = \frac{a_m}{a_c} \quad (5)$$

Se realiza el mismo proceso para la fibra, y se obtiene que:

$$V_f = \frac{a_f}{a_c} \quad (6)$$

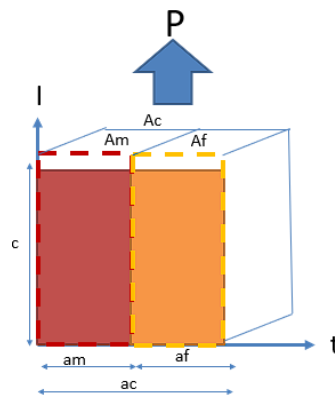
### ***Módulo de elasticidad***

El comportamiento mecánico de los materiales compuestos depende directamente de la dirección de las fibras, por lo que, el módulo de elasticidad debe ser analizado tanto longitudinal como transversalmente, bajo la consideración de que estos van a ser drásticamente diferentes (Radeva, 2006).

### ***Módulo de elasticidad longitudinal***

**Figura 7**

*Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza en dirección de las fibras.*



$$\sum F_l = 0 \quad (7)$$

$$P_c - P_m - P_f = 0$$

Aplicando la formula del esfuerzo para el material compuesto y cada una de sus partes se tiene que:

$$\sigma_c = \frac{P_c}{A_c} \quad (8)$$

$$\sigma_m = \frac{P_m}{A_m} \quad (9)$$

$$\sigma_f = \frac{P_f}{A_f} \quad (10)$$

Según Ruiz, y otros, (2015) la ley de Hooke describe el comportamiento elástico lineal de un material, encontrando el esfuerzo al relacionar el módulo de elasticidad con el desplazamiento producido. Se puede considerar esta proporción para el compuesto, la matriz y la fibra, de la siguiente manera:

$$\sigma_c = E_c * \varepsilon_c \quad (11)$$

$$\sigma_m = E_m * \varepsilon_m \quad (12)$$

$$\sigma_f = E_f * \varepsilon_f \quad (13)$$

Considerando las deformaciones como:

$$\varepsilon_c = \frac{\delta}{l_{0c}} \quad (14)$$

$$\varepsilon_f = \frac{\delta}{l_{0f}} \quad (15)$$

$$\varepsilon_m = \frac{\delta}{l_{0m}} \quad (16)$$

Reemplazando las ecuaciones (8), (9) y (10) en la ecuación (6) se tiene que:

$$\sigma_c * A_c = \sigma_m * A_m + \sigma_f * A_f \quad (17)$$

A continuación, se reemplaza las ecuaciones (11), (12) y (13) en la ecuación (17) obteniendo:

$$E_c * \varepsilon_c * A_c = E_m * \varepsilon_m * A_m + E_f * \varepsilon_f * A_f \quad (18)$$

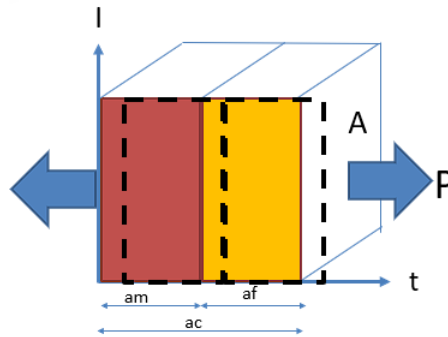
Despejando el módulo de elasticidad longitudinal del compuesto, y reemplazando las áreas del compuesto, material y la fibra, se tiene que:

$$E_{lc} = E_m V_m + E_f V_f \quad (19)$$

### **Módulo de elasticidad transversal**

**Figura 8**

*Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza perpendicular a la dirección de las fibras.*



En la figura 8 se puede observar que la fuerza aplicada esta perpendicular a la dirección de las fibras. Se observa, además, que el área del compuesto, la matriz y la fibra son iguales, por tanto, se tiene que:

$$\sigma_f = \sigma_m = \sigma_f \quad (20)$$

Además, se sabe por la misma figura, que la deformación del compuesto va a ser igual a la suma de las deformaciones de la matriz y de la fibra, teniendo que:

$$\delta_{tc} = \delta_{tf} + \delta_{tm} \quad (21)$$

Utilizando las fórmulas de la (11), (12), (13), (14), (15), (16), (20), en la ecuación (21) se obtiene que el compuesto tiene un comportamiento de isoesfuerzo.

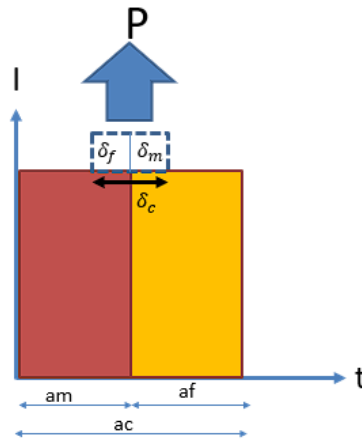
$$E_{ct} = \frac{1}{\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}} \quad (22)$$

### **Módulo de Poisson**

El módulo de Poisson es una expresión matemática que relaciona la deformación producida de 2 ejes, respecto a un esfuerzo aplicado y las consecuencias que este tiene sobre las fibras. (Pérez & Sánchez, 2014).

### **Figura 9**

*Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza en la dirección de las fibras, con énfasis en el desplazamiento que tiene cada parte el compuesto*



En este caso, se asume isodeformación

$$v_{ltc} = -\frac{\varepsilon_{tc}}{\varepsilon_{lc}} \quad (23)$$

$$v_m = -\frac{\varepsilon_{tm}}{\varepsilon_{lm}} \quad (24)$$

$$v_f = -\frac{\varepsilon_{tf}}{\varepsilon_{lf}} \quad (25)$$

Según lo analizado previamente, la deformación del compuesto va a ser igual a la suma de las deformaciones de la matriz y de la fibra, teniendo que:

$$\delta_{tc} = \delta_{tf} + \delta_{tm} \quad (26)$$

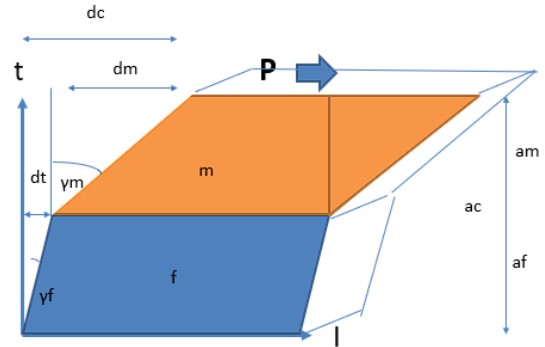
Considerando la formula del desplazamiento, se reemplaza las ecuaciones (23), (24) y (25) en la ecuación (26) y se obtiene:

$$v_{ltc} = v_m * V_m + v_f * V_f \quad (27)$$

### Modulo Cortante

Figura 10

Volumen representativo del material compuesto, donde se aplica una fuerza perpendicular a la dirección de las fibras, con énfasis en la deformación angular producida.



La fórmula del módulo cortante es:

$$T = G\gamma \quad (28)$$

Si se aplica la ecuación (28) tanto para el compuesto como para la matriz y la fibra se tiene que:

$$T_{lt} = G_{lt} * \gamma_{lt} \quad (29)$$

$$T_m = G_m * \gamma_m \quad (30)$$

$$T_f = G_f * \gamma_f \quad (31)$$

Además, por la figura 10, se determina la fórmula de la deformación angular del compuesto, la matriz y la fibra como:

$$\gamma_c = \tan\left(\frac{\delta_c}{a_c}\right) \quad (32)$$

$$\gamma_m = \tan\left(\frac{\delta_m}{a_m}\right) \quad (33)$$

$$\gamma_f = \tan\left(\frac{\delta_f}{a_f}\right) \quad (34)$$

Al trabajar con valores de desplazamiento muy pequeños, la tangente de la división de estos se aproxima a la división de estos, es decir, el ángulo encontrado al sacar la tangente de la división de los desplazamientos trabajados va a ser aproximadamente igual a la división misma, por lo tanto, se tiene que:

$$\gamma_c = \frac{\delta_c}{a_c} \quad (35)$$

$$\gamma_m = \frac{\delta_m}{a_m} \quad (36)$$

$$\gamma_f = \frac{\delta_f}{a_f} \quad (37)$$

Al despejar las ecuaciones (35), (36) y (37) y reemplazando el valor de la deformación de las ecuaciones (29), (30) y (31), respectivamente, se obtiene:

$$\delta_c = \frac{T_{lt}}{G_{lt}} * a_c \quad (38)$$

$$\delta_f = \frac{T_f}{G_f} * a_f \quad (39)$$

$$\delta_m = \frac{T_m}{G_m} * a_m \quad (40)$$

Se conoce que el esfuerzo cortante es igual a la fuerza sobre el área, en este caso la fuerza que se aplica sobre el compuesto, la matriz y la fibra es la misma. Además, el área de cada uno de estos es igual, por lo que se tiene que:

$$T_c = T_m = T_f \quad (41)$$

Al reemplazar las ecuaciones (38), (39) y (40) y la condición mostrada en la ecuación (41), en la formula (21), se obtiene:

$$G_{lt} = \frac{1}{\frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}} \quad (42)$$

### **Deformaciones en ejes globales**

$$\varepsilon_X = \frac{1}{E_x} * \sigma_x - \frac{\nu_{yx}}{E_y} * \sigma_y - \frac{\nu_{zx}}{E_z} * \sigma_z \quad (43)$$

$$\varepsilon_Y = \frac{1}{E_y} * \sigma_y - \frac{\nu_{xy}}{E_x} * \sigma_x - \frac{\nu_{zy}}{E_z} * \sigma_z \quad (44)$$

$$\varepsilon_Z = \frac{1}{E_z} * \sigma_z - \frac{\nu_{xz}}{E_x} * \sigma_x - \frac{\nu_{yz}}{E_y} * \sigma_y \quad (45)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{T_{yz}}{G_{yz}} \quad (46)$$

$$\gamma_{xz} = \frac{T_{xz}}{G_{xz}} \quad (47)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{T_{xy}}{G_{xy}} \quad (48)$$



*Deformaciones = Propiedades mecánicas en dirección de las fibras \* esfuerzos*

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & -\frac{\nu_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xz}}{E_x} & -\frac{\nu_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & \frac{1}{G_{yz}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ T_{yz} \\ T_{xz} \\ T_{xy} \end{Bmatrix} \quad (49)$$

### Condición de esfuerzos planos

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ T_{xy} \end{Bmatrix} \quad (50)$$

### Matriz de flexibilidad

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \quad (51)$$

### Matriz de rigidez

La matriz de rigidez describe cómo las fuerzas generan desplazamientos en una estructura.

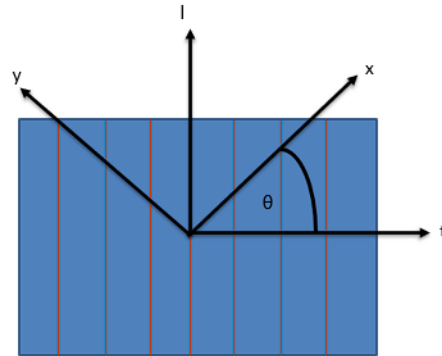
$$\begin{bmatrix} \frac{E_x}{(1 - \nu_{xy} * \nu_{yx})} & \frac{E_x * \nu_{yx}}{(1 - \nu_{xy} * \nu_{yx})} & 0 \\ \frac{E_x * \nu_{xy}}{(1 - \nu_{xy} * \nu_{yx})} & \frac{E_y}{(1 - \nu_{xy} * \nu_{yx})} & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{bmatrix} \quad (52)$$

### **Transformación de planos locales a plano global**

El análisis realizado para encontrar los esfuerzos y deformaciones, y por tanto las variables que nos llevan a estos, se da considerando un eje longitudinal y transversal para cada capa, es decir, para cada lamina acorde a la dirección de cada una. Sin embargo, es necesario definir un sistema de coordenadas que englobe a cada una de las capas y las características que estas poseen (Castillo, 2016).

**Figura 11**

*Representación de la transformación del sistema coordenadas longitudinal – transversal, al sistema x-y (coordenadas globales)*



$$\{\sigma\}_{lt} = \begin{Bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ T_{lt} \end{Bmatrix}$$

$$\{\sigma\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ T_{xy} \end{Bmatrix}$$

$$\{\varepsilon\}_{lt} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \varepsilon_{lt} \end{Bmatrix}$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix}$$

$$\{\sigma\}_{xy} = [T] * \{\sigma\}_{lt} \quad (53)$$

$$\{\sigma\}_{lt} = [T'] * \{\sigma\}_{xy} \quad (54)$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [D] * \{\varepsilon\}_{lt} \quad (55)$$

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [D'] * \{\varepsilon\}_{xy} \quad (56)$$

$$\{\sigma\}_{xy} = [Q]_{xy} * \{\varepsilon\}_{xy} \quad (57)$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = [S]_{xy} * \{\sigma\}_{xy} \quad (58)$$

$$\{\sigma\}_{lt} = [Q]_{lt} * \{\varepsilon\}_{lt} \quad (59)$$

$$\{\varepsilon\}_{lt} = [S]_{lt} * \{\sigma\}_{lt} \quad (60)$$

Se trabaja con las ecuaciones de la (53) a la (60), generando sistemas de ecuaciones donde las variables dependientes sean la matriz de rigidez y la matriz de flexibilidad.

$$[Q]_{lt} = [T'] * [Q]_{xy} * [D] \quad (61)$$

$$[S]_{lt} = [D'] * [S]_{xy} * [T] \quad (62)$$

$$[Q]_{xy} = [T] * [Q]_{lt} * [D'] \quad (63)$$

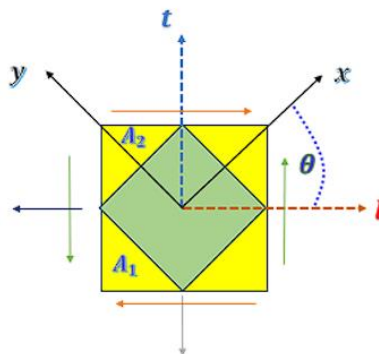
$$[S]_{xy} = [D] * [S]_{lt} * [T'] \quad (64)$$

Al resolver los sistemas de ecuaciones se obtiene 4 formulas: las dos primeras para transformar de ejes globales a ejes locales, y las otras dos para transformar de ejes locales a ejes globales.

### **Matriz de transformación (T)**

**Figura 12**

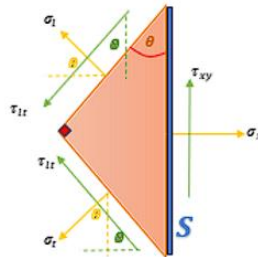
*Diagrama de cuerpo libre, especificando los sistemas de coordenadas globales y locales.*



Tomando la sección A1

**Figura 13**

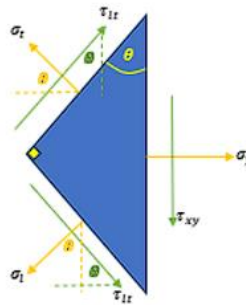
Detalle de la sección 1, donde se especifican las propiedades que actúan sobre ella.



Tomando la sección A2

**Figura 14**

Detalle de la sección 1, donde se especifican las propiedades que actúan sobre ella.



Tanto para la sección 1 como para la 2, se realiza una sumatoria de fuerzas en cada eje. De esta sumatoria se obtiene la transpuesta de la matriz de transformación, que está dada por:

$$[T^T] = \begin{bmatrix} (\cos \theta)^2 & \sin \theta & -2\sin \theta \cos \theta \\ (\sin \theta)^2 & (\cos \theta)^2 & 2\sin \theta \cos \theta \\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & (\cos \theta)^2 - (\sin \theta)^2 \end{bmatrix} \quad (65)$$

### **Matriz ABD**

La matriz ABD es el conjunto de matrices de rigidez del laminado, es una matriz simétrica conformada por: A considerada la matriz de rigidez plana o matriz de rigidez a extensión, B es la matriz de acoplamiento flexión - extensión y D es la matriz de rigidez a flexión (Pérez & Sánchez, 2014).

La matriz ABD está constituida por la siguiente formula:

$$[ABD] = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \quad (66)$$

Los componentes de esta matriz se determinan con las siguientes formulas:

$$[A] = [Q_1]_{xy} * e_c + [Q_2]_{xy} * e_c + [Q_3]_{xy} * e_c + [Q_4]_{xy} * e_c \quad (67)$$

$$[B] = \frac{1}{2} \sum [Q_k]_{xy} * (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (68)$$

$$[C] = \frac{1}{3} \sum [Q_k]_{xy} * (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (69)$$

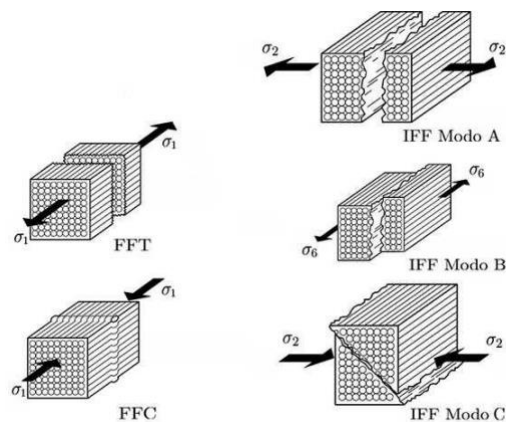
### Criterio de Puck

El criterio de puck plantea que el daño en un material compuesto puede producirse en la fibra o en la matriz, y además entre tracción y compresión. Este método se caracteriza por determinar el plano donde se va a producir el fallo (Vallecillos, 2015)

Los dos mecanismos de fallo son: FF e IFF. El mecanismo FF se basa en el criterio de que el compuesto falla cuando una de las fibras alcanza una tensión critica. Al contrario, el criterio IFF se da por la generación de grietas en la matriz, que producen concentradores de esfuerzos y, por consecuencia, producen delaminaciones locales (Castillo, 2016).

### Figura 15

*Mecanismos de fallo*



*Nota.* Tomado de Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos (p.53), por Castillo, 2016.

Ramírez (2020) indica los límites de la fractura de la fibra en dirección longitudinal a la fibra

$$\frac{X_T}{-m_{\sigma f} * v_{flt} * \frac{E_l}{E_f} + v_{lt}}$$

$$\frac{X_C}{-m_{\sigma f} * v_{flt} * \frac{E_l}{E_f} + v_{lt}}$$

El valor recomendado de  $-m_{\sigma f}$  para la fibra de vidrio es 1.3

Ramírez (2020) indica que el criterio IFF, a su vez, se subdivide en tres modos de falla:

- Modo A: referido a una tracción combinada sobre el plano de fallo combinado con un cortante. Se representa con la siguiente expresión matemática:

$$\sqrt{\left[\frac{\tau_{lt}}{S}\right]^2 + \left[1 - p_{ll}^{(+)} * \frac{Y_t}{S}\right] * \left[\frac{\sigma_l}{Y_t}\right]^2} + p_{ll}^{(+)} * \left[\frac{\sigma_l}{S}\right] = 1 \quad (70)$$

- Modo B: se aplica para tensiones que generen fallos por compresión transversal.

Este dado por la siguiente ecuación:

$$\frac{1}{S} * \left[ \sqrt{\tau_{lt}^2 + \left(p_l^{(-)} * \sigma_l\right)^2} + p_l^{(-)} * \sigma_l \right] = 1 \quad (71)$$

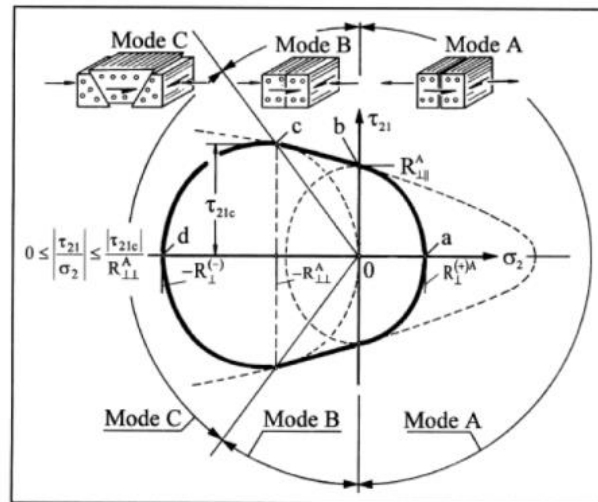
- Modo C: en este caso, la fractura se da de manera angular a consecuencia de la compresión producida sobre el componente. La fórmula que la representa es:

$$\left[ \left( \frac{\tau_{lt}}{2(1 + p_{ll}^{(-)} * S)} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_l}{Y_C} \right)^2 \right] * \frac{Y_C}{-\sigma_l} = 1 \quad (72)$$

Nota: Una vez considerados los tres modos, se los coloca en la envolvente de fallo o curva de fallo, donde se determinará los criterios de falla según la matriz (Castillo, 2016).

**Figura 16**

*Curva de fallo*



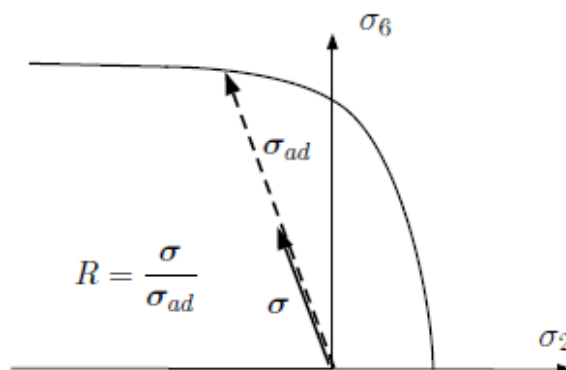
*Nota.* Modos de falla para IFF. Tomado de Valoración de Criterios de Fallo de una lámina de material compuesto en base a los resultados del World Wide Failure Exercise (p.16), por Ramírez, 2020.

### **Coefficiente de seguridad**

El coeficiente de seguridad,  $R$ , es el factor por el cual se multiplica a la tensión máxima para obtener una proporción o una estimación numérica de riesgo a la fractura. Como se observa en la figura 17, el coeficiente de seguridad se obtiene al dividir la tensión para el esfuerzo admisible (Castillo, 2016).

**Figura 17**

*Representación del coeficiente de seguridad*



*Nota.* Tomado de Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos (p.53), por Castillo, 2016.

Además, para el presente trabajo se tomaron los valores del parámetro de inclinación recomendados por Castillo (2016), como se presentan en la tabla 1.

**Tabla 1**

*Pendiente de la envolvente de ejes en Puck*

	$p_{II}^{(+)}$	$p_{II}^{(-)}$
<b>Fibra de vidrio</b>	0.3	0.25

### **Ensayos destructivos**

Un ensayo destructivo en materiales compuestos es una prueba que implica la aplicación de una carga en una muestra de material compuesto hasta que la muestra falle o se rompa. El objetivo de un ensayo destructivo es evaluar las propiedades mecánicas del material, incluyendo la resistencia, la rigidez y la tenacidad. (Dávila, J. L., Galeas et al., 2011)

Los ensayos destructivos están normalizados por instituciones que garantizan el correcto procedimiento de los experimentos y de la caracterización mecánica que se les da.

Los tres institutos más conocidos son:



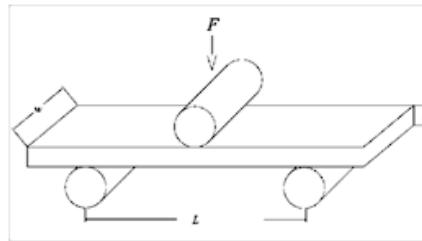
- ISO: Organización Internacional de Normalización.
- ASME: Sociedad Americana de Ingenieros Mecánicos.
- INEN: Ecuatoriano de Normalización.

### ***Ensayos estáticos***

**Ensayo de flexión.** Es el ensayo que se emplea para conocer la calidad del material compuesto, y determina el módulo de Young y la resistencia de las fibras tanto para materiales homogéneos como poliméricos. Las probetas son cargadas hasta obtener el fallo (deformación máxima) de las fibras exteriores estas se pueden dar a compresión o tracción. (Dávila, J. L., Galeas et al., 2011)

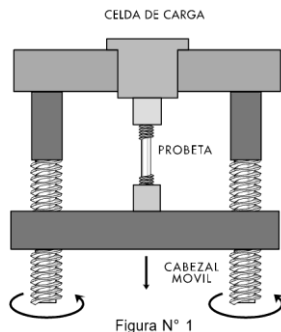
#### **Figura 18**

*Ensayo de flexión con dos puntos de apoyo y aplicación de una carga*



*Nota.* Tomado de conceptos básicos de materiales de ingeniería, por Rojas, 2019.

**Ensayo de tracción.** El ensayo de tracción es uno de los ensayos mecánicos más comúnmente realizado. El material ensayado se deforma hasta la rotura de la probeta, mediante la aplicación de una fuerza uniaxial a lo largo del eje principal, y que aumenta de manera gradual. (Dávila, J. L., Galeas et al., 2011).

**Figura 19****Ensayo de tracción**

*Nota.* Tomado de Compendio de Normas para Productos de cero. Gerdau, 2000.

**Ensayos dinámicos**

**Ensayo de fatiga.** El ensayo de fatiga es una técnica mecánica que se emplea para analizar la capacidad de un material para resistir la rotura ante cargas cíclicas repetidas. Por lo general, se utiliza en materiales que experimentan este tipo de cargas en su uso práctico, como componentes mecánicos y estructuras aeronáuticas. (Morocho Toaza, 2013)

Durante el ensayo de fatiga, se somete una muestra de material a cargas repetidas de manera cíclica y se registra el número de ciclos que puede soportar antes de su falla. De este modo, se puede evaluar la resistencia del material a la fatiga y su capacidad para soportar cargas cíclicas a largo plazo sin sufrir rotura (Morocho Toaza, 2013)

**Métodos de reparación**

Los métodos de reparación se utilizan para prolongar la vida útil de los componentes dañados o defectuosos de fabricación de diversas estructuras. La recuperación de la fatiga, el cierre de grietas y la reparación de la corrosión se encuentran entre los principales objetivos de la reparación (Dağdelen 2010)

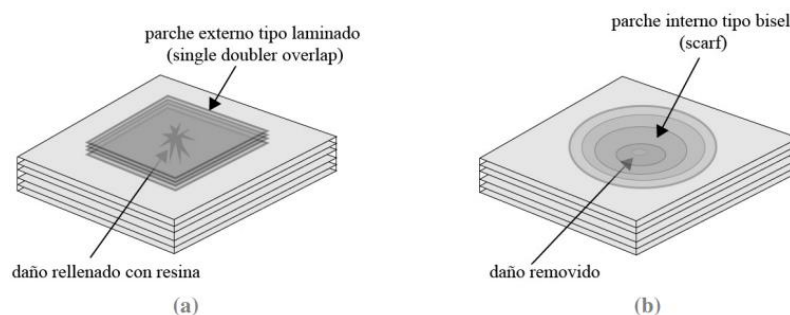
La reparación de la estructura compuesta dañada se lleva a cabo en tres etapas: evaluación del daño estructural, diseño y análisis de la reparación. Si estas tres etapas se superan con éxito, la estructura compuesta queda lista para su uso a largo plazo (KEPİR et al., 2021).

## Reparaciones adhesivas

El enfoque principal es la reparación de los daños en los componentes adherentes mediante la aplicación de un parche externo que se fabrica con la misma configuración que el material del componente original o configuraciones similares. Hay dos tipos de reparaciones adhesivas que se pueden identificar según la técnica utilizada como se ilustra en la Figura 20: las reparaciones de parche externo (también conocidas como 'doublers') y las reparaciones de parche integrado. (Jefferson et al., 2018)

**Figura 20**

*Tipos de reparaciones adhesivas para materiales compuestos.*



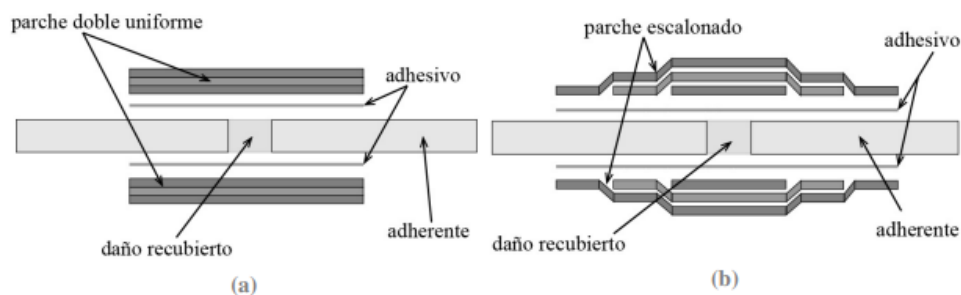
*Nota.* (a) reparación por parche externo, (b) reparación por parche interno,

Las reparaciones mediante parche externo (doublers), se ilustran en la Figura 21. Estas reparaciones implican la adhesión de refuerzos en la parte superior del material adherente, ya sea en forma de un parche simple (single doubler) o de un parche doble que abarque tanto la parte superior como la parte inferior del adherente (double doubler). En algunos casos, el daño puede ser rellenado, mientras que en otros no. (Jefferson et al., 2018)

Los parches externos pueden estar compuestos por láminas del mismo tamaño (overlap) o por láminas de diferentes tamaños (steplap). En este último caso, la sección más pequeña de lámina debe ser suficiente para cubrir la zona dañada, y el tamaño de las láminas se incrementa progresivamente, formando así una estructura escalonada, como se muestra en la Figura 21. (Hou et al., 2012)

**Figura 21**

*Variantes de la reparación por parches externos*

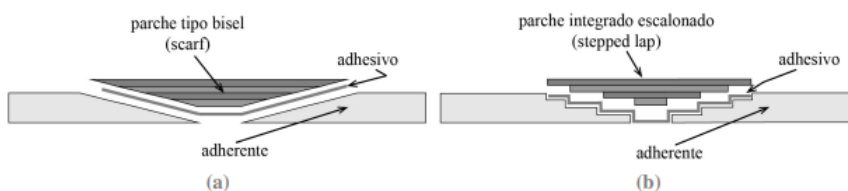


*Nota.* (a) doble uniforme (double doubler overlap), (b) parche escalonado.

Las reparaciones de tipo parche integrado, representadas en la Figura 22, se pueden clasificar en dos categorías: bisel scarf y escalonado interno (stepped lap). En la reparación bisel scarf, se lija continuamente la zona dañada para exponer una sección biselada con un ángulo específico. Por otro lado, en la reparación escalonada interna, el adherente se lija perpendicularmente en cada una de las capas, creando un acabado escalonado en el interior. Para ambas técnicas, se busca una reparación integrada y uniforme con el componente original. (Hou et al., 2012)

**Figura 22**

*Variantes de la reparación por parches integrados.*



*Nota.* (a) tipo bisel (scarf) y (b) tipo escalonado

Las reparaciones de tipo parche integrado, representadas en la Figura 22, se pueden clasificar en dos categorías: bisel scarf y escalonado interno (stepped lap). En la reparación bisel scarf, se lija continuamente la zona dañada para exponer una sección biselada con un ángulo específico.

Por otro lado, en la reparación escalonada interna, el adherente se lija perpendicularmente en cada una de las capas, creando un acabado escalonado en el interior. Para ambas técnicas, se busca una reparación integrada y uniforme con el componente original. (Jefferson et al., 2018)

### **Capítulo III: Metodología**

La presente investigación se basa en una metodología experimental utilizando el diseño de experimentos (DOE, por sus siglas en inglés). El objetivo principal es obtener un método adecuado para la fabricación y reparación de materiales compuestos, siguiendo los estándares de la industria aeronáutica. Se llevarán a cabo ensayos mecánicos destructivos para comparar y determinar las propiedades mecánicas del material compuesto, evaluando la resistencia mecánica y la integridad estructural de las reparaciones realizadas. (Montgomery, 2004)

El proceso de reparación en función de daño detectado, en donde se detalla los pasos a seguir y el orden de estos, está detallado en el Anexo A.

Las probetas para los ensayos de tracción y flexión han sido creadas basadas en la norma ASTM D3039, en la cual se especifica: las dimensiones, el límite de rotura y el proceso de experimentación. Al contrario, el ensayo de fatiga se enfoca en un modelo a escala con la forma del ala donde se coloca el parche de reparación, bajo este criterio no existe una norma que defina los parámetros de experimentación, por lo que se aplica un criterio según el análisis realizado con los ensayos estáticos.

#### **Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de tracción**

1. Recortar la tela “breather and bleeder”, utilizada para absorber el exceso de resina del componente.
2. Recortar la tela “Peel ply” utilizada para eliminar burbujas de aire, y para obtener una superficie uniforme en el compuesto.
3. Se realiza la mezcla de catalizador y resina, posteriormente se dispersa sobre la fibra de vidrio posicionada acorde a las especificaciones dadas del material.
4. Se dispersa la resina sobre la fibra de vidrio, se debe tener un correcto procesamiento en este paso, ya que, las fallas generadas por desconcentración o equivocación humana, pueden generar concentradores de esfuerzos que modifiquen las características, y, por tanto, comportamiento, del material.

5. Se recorta las láminas de fibra de vidrio y se las sobrepone tomando en cuenta la configuración dada y las dimensiones de 130mm x15mm, determinadas en la norma ASTM D3039.
6. Someter a pruebas y verificar que las probetas reparadas presenten un módulo de Young más alto que las probetas sin reparar.

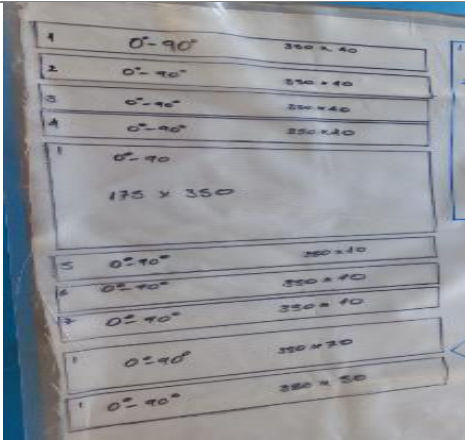

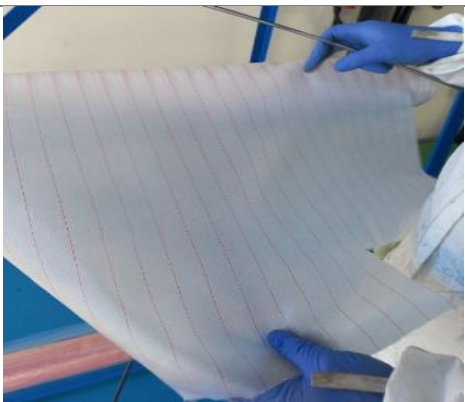
### **Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de flexión**

1. Recortar la tela “breather and bleeder”, utilizada para absorber el exceso de resina del componente
2. Recortar la tela “Peel ply” utilizada para eliminar burbujas de aire, y se obtenga una superficie uniforme
3. Se realiza la mezcla de catalizador y resina, posteriormente se dispersa sobre la fibra de vidrio, bajo las mismas consideraciones mencionadas en la fabricación de probetas para ensayos de tracción.
4. Se dispersa la resina sobre la fibra de vidrio, bajo las mismas consideraciones mencionadas en la fabricación de probetas para ensayos de tracción.
5. Se recorta las láminas de fibra de vidrio y se las sobrepone tomando en cuenta la configuración dada y las dimensiones de 145mm x13mm, determinadas en la norma ASTM D3039.
6. Someter a pruebas y verificando que las probetas reparadas presenten un módulo de Flexión más alto que las probetas sin reparar.



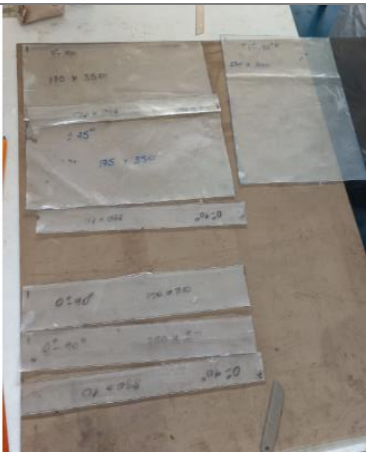
### **Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de fatiga**

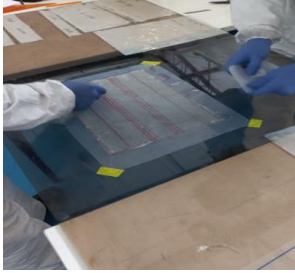



Se usa una resina epóxica para laminados con una película de 0,3 mm de grosor como matriz polimérica, como fibra de refuerzo se usó fibra de vidrio 7781 E-Glass.

**Tabla 2***Proceso de fabricación de probetas para el ensayo de fatiga*

Proceso	Imagen
<p>1. Se debe trazar sobre plástico transparente las diferentes láminas que conformarán al componente</p>	
<p>2. Recortar la tela “breather and bleeder”, utilizada para absorber el exceso de resina del componente</p>	
<p>3. Recortar la tela “Peel ply” utilizada para eliminar burbujas de aire.</p>	



Proceso	Imagen
4. Se realiza la mezcla de catalizador y resina, posteriormente se dispersa sobre la fibra de vidrio.	
5. Se pega el plástico mapeado sobre la fibra de vidrio. Con la ayuda de una espátula se dispersa la resina sobre toda la fibra de vidrio.	
6. Se recortan las láminas de fibra de vidrio impregnadas con resina.	

Proceso	Imagen
7. Se colocan las láminas siguiendo el mapeo especificado por el manual.	
8. Se toma el laminado y se lo coloca sobre el molde.	
9. Se coloca el laminado dentro de la bolsa de vacío. Se sella la bolsa.	
10. Con ayuda del compresor se extrae el aire de la bolsa.	

---

Proceso

Imagen

---

11. Se coloca el componente en el horno.




12. Se saca el componente del horno.







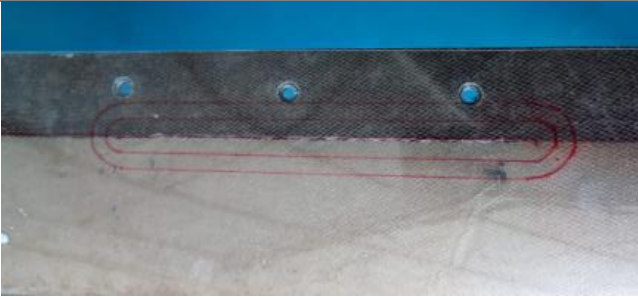
13. Se saca el peel ply y breather and bleeder.



Proceso	Imagen
Resultado	

*Proceso de ensayo de fatiga*

Proceso	imagen
1. Se instala y nivela el componente en la máquina de ensayos	
2. Se coloca una placa de 120mm x 50mm en la zona de interés	

Proceso	imagen
3. Se coloca los parámetros de entrada que son el desplazamiento en el cual debe actuar el ensayo que para el caso es de $-0.2\text{mm}$ a $-2.5\text{mm}$ y una frecuencia de 5 ciclos por minuto.	
4. Se debe esperar a que el componente se fracture	
5. Se traza la zona de fractura, considerando que, en este caso específico, el soporte colocado para el ensayo es un concentrador de esfuerzos.	



---

Proceso

imagen

---

6. Se de lámina.



7. Se realiza la reparación con la configuración especificada.



8. El componente reparado se somete a la misma prueba de fatiga, manteniendo los parámetros de entrada.



## Capítulo IV: Resultados

### Análisis de resultados experimentales

#### Pruebas de tracción

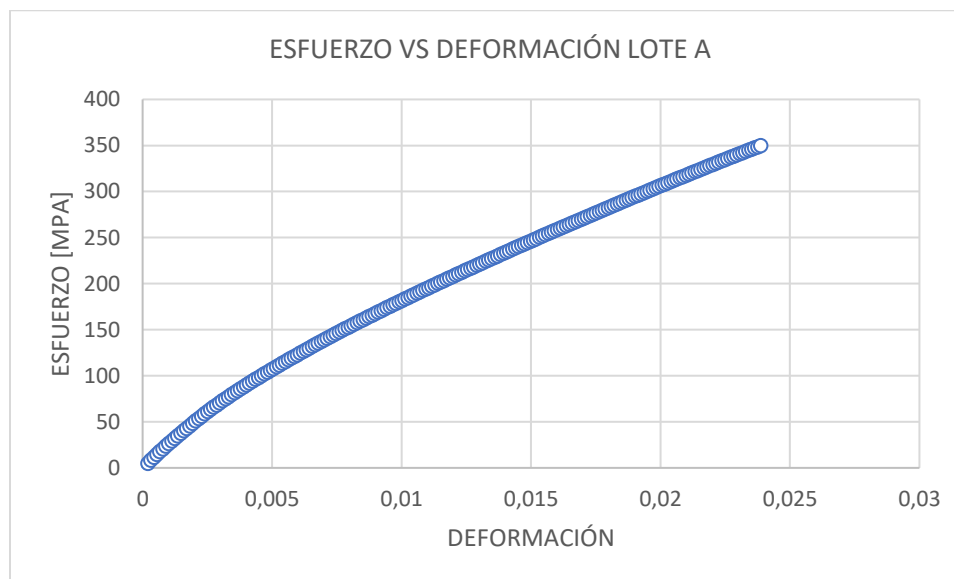
La prueba de tracción se aplicó para 3 grupos de probetas diferentes: Lote A de probetas sin reparación, Lote F de probetas reparadas a  $\frac{1}{2}$ ' y Lote K con probetas reparadas a  $\frac{3}{4}$ '. En cada lote se tiene un total de 5 probetas sometidas a ensayo. El experimento proporciona resultados respecto a la adhesión de los componentes que conforman el material compuesto.

Es importante destacar, que la relación existente entre probetas se analizó mediante la aplicación de tablas ANOVA y Tukey, las cuales arrojaron una similitud entre probetas como se indica en el anexo B.

Lote A- Probetas sin reparación

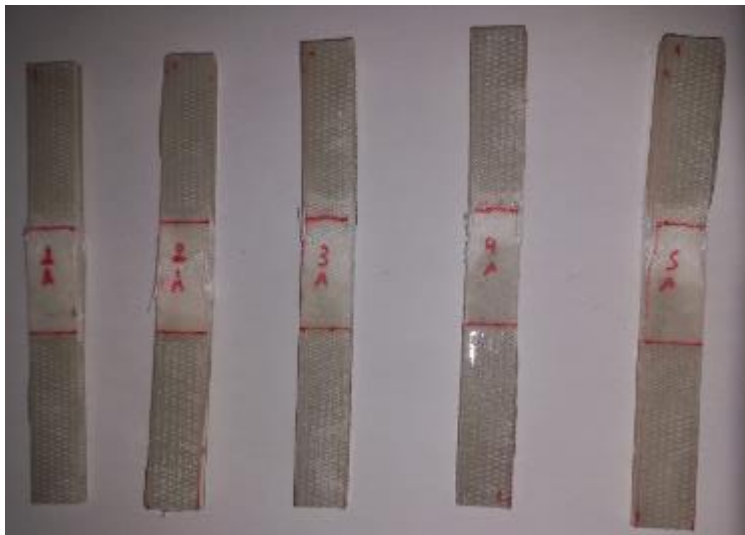
#### Figura 23

Diagrama esfuerzo vs deformación probetas sin reparar.



**Figura 24**

*Probetas Lote A, ensayo de tracción.*

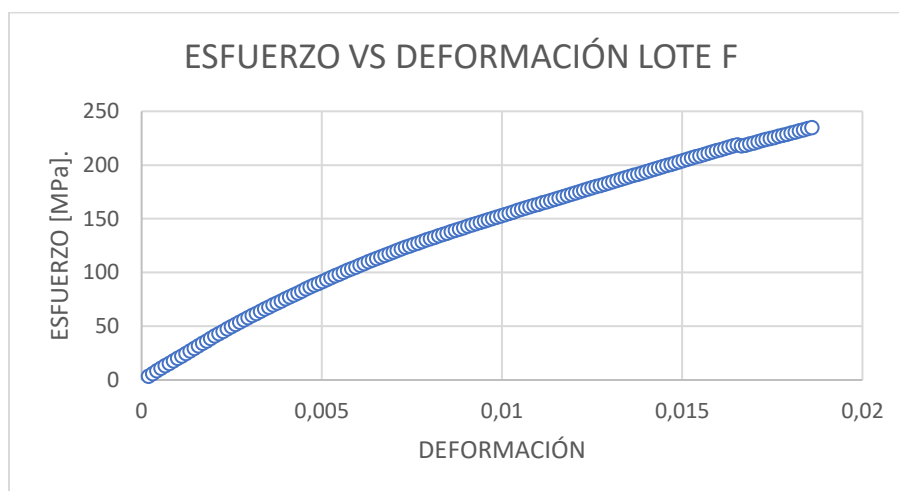


La figura 23 es el diagrama esfuerzo vs deformación de las probetas sin reparación, los valores tomados son el promedio de las 5 probetas experimentadas en el ensayo, considerando a la probeta que se rompió en el menor tiempo, para el punto de rotura, y por tanto de la caída de los datos. En este caso, el valor promedio del módulo de Young es de 21623.52 [MPa].

Lote F-Probetas reparadas a 1/2'

**Figura 25**

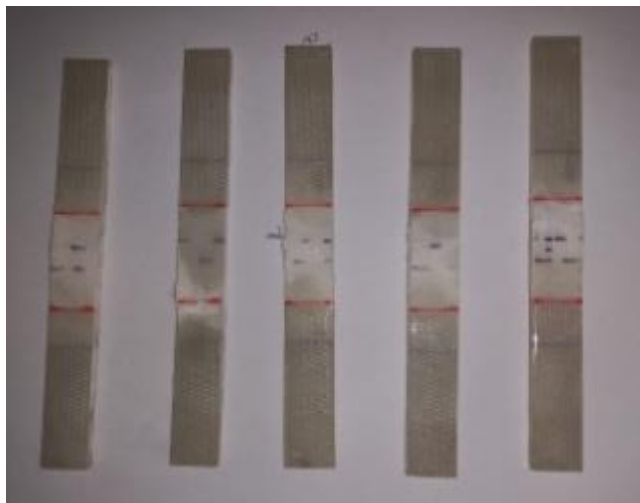
*Diagrama esfuerzo vs deformación probetas reparadas a 1/2'.*





**Figura 26**

*Probetas Lote F, ensayo de tracción.*

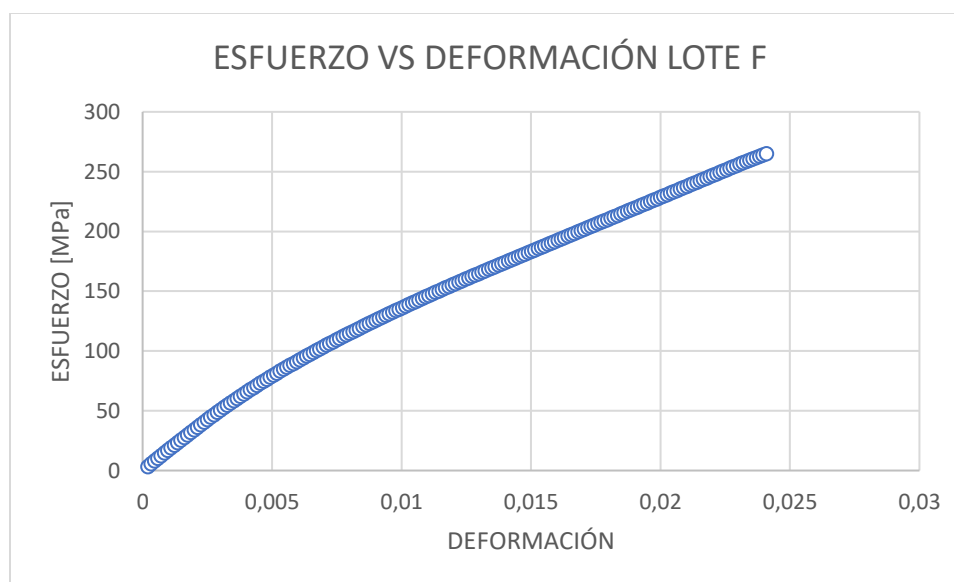


La figura 25 presenta los datos promedio obtenidos de las probetas reparadas a  $\frac{1}{2}$ ' , pese a que presenta una curvatura similar a las mostradas en el Lote A, el material tiende a ser menos elástico, presentando un módulo de Young de 21798.65 [MPa], lo que se interpreta como que, al reparar el material, este tiende a ser más fácil de deformar.

Lote K-Probetas reparadas a  $\frac{1}{4}$ '

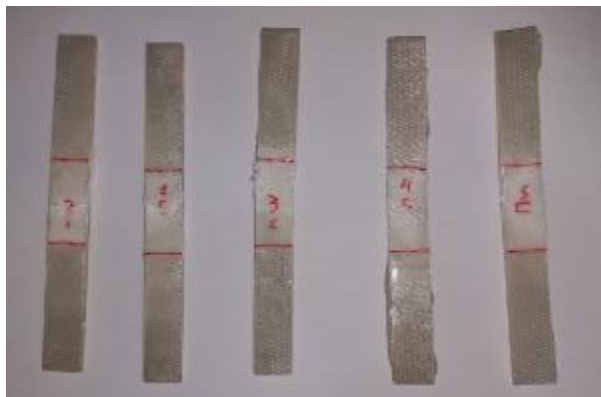
**Figura 27**

*Diagrama esfuerzo vs deformación probetas reparadas a  $\frac{1}{4}$ '.*



**Figura 28**

*Probetas Lote K, ensayo de tracción.*



En la gráfica presentada en la figura 27, se toma los valores promedio de las probetas del lote K, la curva obtenida con estos datos presenta una tendencia más línea, con una pendiente mucho menor a las anteriores, siendo así, su módulo de elasticidad es de 19196.39 [MPa], mostrando un comportamiento menos elástico que el anterior.

LOTE	MÓDULO DE YOUNG MPA
A (sin reparación)	21623.52
F (reparación a ½')	21798.65
K (reparación a ¼')	19196.39

Al comparar los módulos de elasticidad de las dos reparaciones con el obtenido en las probetas sin reparar, se obtiene que la reparación a ½' se acerca mucho más al valor nominal de la probeta sin reparar. Bajo este criterio, se decide trabajar con reparaciones a ½'.

Después de este ensayo, se realizó un nuevo experimento comparando probetas sin reparaciones y probetas reparadas a ½', lo resultados obtenidos se muestran en las tablas 3 y 4.

### Probetas sin reparación

**Tabla 3**

*Propiedades mecánicas obtenidas en el ensayo de tracción para probetas sin reparación.*

Módulo de Young	21490,2429	MPa
Fuerza Máxima	3274,84	N
Esfuerzo de cedencia	44,4028	MPa
Esfuerzo máximo	310.33	MPa

### Probetas reparadas

**Tabla 4**

*Propiedades mecánicas obtenidas en el ensayo de tracción para probetas con reparación.*

Módulo de Young	23601.4662	MPa
Fuerza Máxima	12971.287	N
Esfuerzo de cedencia	44.650	MPa
Esfuerzo máximo	320.27	MPa

### ***Ensayo de flexión***

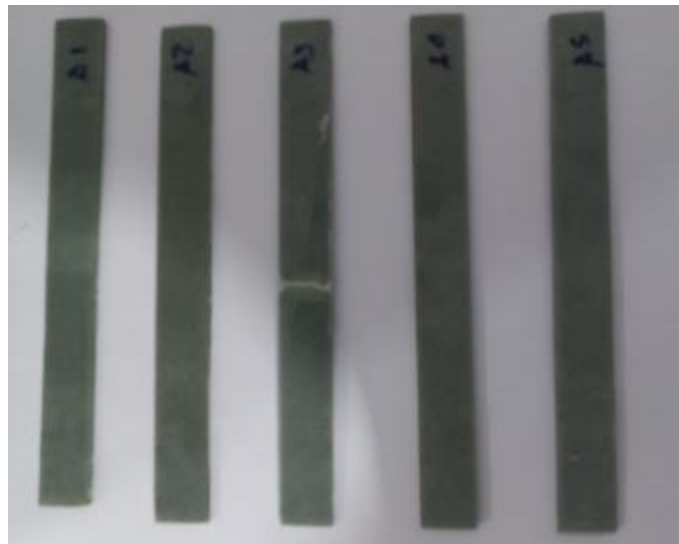
En la figura 29 se observa el promedio de los datos obtenidos al ensayar 5 probetas que no estaban sometidas a ninguna reparación. El módulo de elasticidad en flexión obtenido fue de 8686.79 [MPa] con una fuerza máxima de 277.9 [N] antes de que las probetas se rompieran.

**Figura 29**

*Diagrama esfuerzo vs deformación probetas sin reparación, ensayo de flexión.*

**Figura 30**

*Probetas Lote sin reparar, ensayo de flexión.*



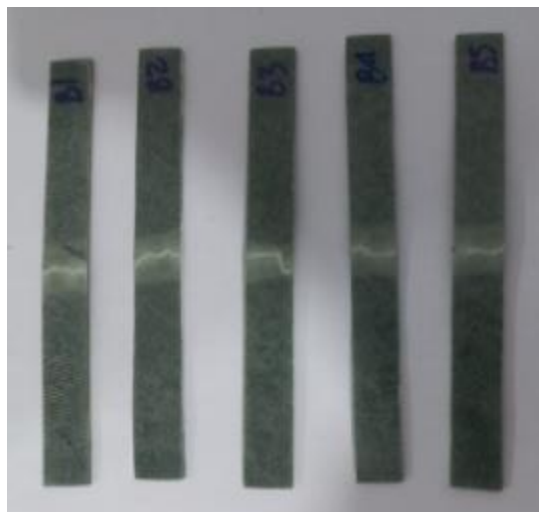
En la figura 31 se observa el promedio de los datos obtenidos al ensayar 5 probetas reparadas a  $\frac{1}{2}$ . El módulo de elasticidad en flexión obtenido fue de 4600.23 [MPa] con una fuerza máxima de 189.00 [N] antes de que las probetas se rompieran.

**Figura 31**

*Diagrama esfuerzo vs deformación probetas con reparación, ensayo de flexión.*

**Figura 32**

*Probetas Lote con reparación, ensayo de flexión.*



## Análisis de resultados teóricos

Se asume

- Una unión mecánica perfecta entre capas
- Deformación en los ejes Z es muy pequeña comparada con la deformación en los ejes X, Y

En las tablas 5 y 6 se presentan las propiedades mecánicas de los componentes del material compuesto estudiado en este trabajo. Además, en las tablas 7 y 8, las propiedades del material obtenidas mediante experimentación y análisis teórico.

**Tabla 5**

*Propiedades físicas de la Fibra de vidrio tipo E-glass 7781-50.*

<b>Módulo de elasticidad (<math>E_f</math>)</b>	<b>75.84 GPa</b>
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_f</math>)</b>	0.17
<b>Módulo de Cizallamiento (<math>G_f</math>)</b>	4.75 GPa
<b>Resistencia a la rotura a tracción (<math>X_T</math>)</b>	367 MPa
<b>Resistencia a la rotura a compresión (<math>X_C</math>)</b>	549 MPa
<b>Densidad (<math>\rho</math>)</b>	2.49 g/cm <sup>2</sup>

*Nota.* Los datos fueron tomados de la tesis Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave (Jácome Sangoquiza et al., 2022; Kotik, 2016)

**Tabla 6**

*Propiedades físicas de la Resina Epoxi*

<b>Módulo de elasticidad (<math>E_m</math>)</b>	<b>3.4 GPa</b>
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_m</math>)</b>	0.389
<b>Módulo de Cizallamiento (<math>G_m</math>)</b>	2.9 GPa
<b>Tensión a la rotura a tracción (<math>X_{tm}</math>)</b>	55 MPa
<b>Tensión a la rotura a compresión (<math>X_{cm}</math>)</b>	103 MPa

<b>Densidad (<math>\rho</math>)</b>	1.135 g/cm <sup>2</sup>
-------------------------------------	-------------------------

*Nota.* Los datos fueron tomados de la tesis Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave (Jácome Sangoquiza et al., 2022; Kotik, 2016)

**Tabla 7**

*Propiedades mecánicas del material compuesto del componente sin reparar.*

<b>Módulo de elasticidad longitudinal (<math>E_l</math>)</b>	<b><math>2.14 \times 10^4</math> [MPa]</b>
<b>Módulo de elasticidad transversal (<math>E_t</math>)</b>	$2.14 \times 10^4$ [MPa]
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_t</math>)</b>	0.26
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_t</math>)</b>	0.26
<b>Módulo de Cizallamiento (<math>G_{lt}</math>)</b>	$3.945 \times 10^3$ [MPa]
<b>Resistencia a la tracción (S)</b>	310.33 [MPa]
<b>Resistencia a la tracción en dirección transversal (<math>Y_t</math>)</b>	47.402[MPa]
<b>Resistencia a la compresión en dirección transversal (<math>Y_c</math>)</b>	285.50[MPa]

**Tabla 8**

*Propiedades mecánicas del material compuesto del componente reparado.*

<b>Módulo de elasticidad longitudinal (<math>E_l</math>)</b>	<b><math>2.36 \times 10^4</math> [MPa]</b>
<b>Módulo de elasticidad transversal (<math>E_t</math>)</b>	$2.36 \times 10^4$ [MPa]
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_t</math>)</b>	0.26
<b>Coefficiente de Poison (<math>\nu_t</math>)</b>	0.26
<b>Módulo de Cizallamiento (<math>G_{lt}</math>)</b>	$3.945 \times 10^3$ [MPa]
<b>Resistencia a la tracción (S)</b>	320 [MPa]
<b>Resistencia a la tracción en dirección transversal (<math>Y_t</math>)</b>	47.081[MPa]
<b>Resistencia a la compresión en dirección transversal (<math>Y_c</math>)</b>	294.4 [MPa]

### Capas

En la tabla 9 se muestra el número de capas constituyente del compuesto, y la dirección que las fibras toman en cada una de ellas. Es importante recordar, que el material compuesto trabajado es bidireccional, por lo tanto, cada capa presenta dos ángulos perpendiculares entre sí.

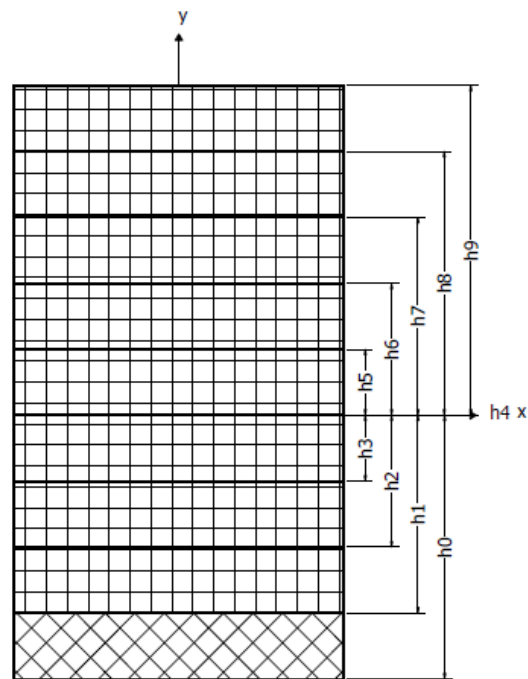
**Tabla 9 Dirección de las fibras por capa de material compuesto.**

Nº	Orientación
9	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
8	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
7	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
6	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
5	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
4	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
3	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
2	$0^{\circ}, 90^{\circ}$
1	$+/-45^{\circ}$



**Figura 33**

Representación de la dirección de las capas para cada lamina.



### Fuerzas

Fuerza de arrastre. En operaciones de vuelo recto-nivelado se utiliza un coeficiente de arrastre de 0.0078, obteniendo una fuerza de arrastre de:

$$F_D = 146.953 [N]$$

Tomando en cuenta el coeficiente de seguridad de 1.5, la fuerza de arrastre es:

$$F_D = 220.429 N$$

Utilizando un ancho de la reparación para el componente Wing Tip Leading Edge de 100 mm, se obtiene una fuerza distribuida en el eje x de:

$$N_x = \frac{F_D}{A_r} = 2.204 \times 10^3 \frac{N}{m}$$

Al utilizar un ancho de la reparación para el componente Wing Center Leading Edge de

150 mm, se obtiene una fuerza distribuida en el eje x de:

$$N_x = \frac{F_D}{A_r} = 1.47 \times 10^3 \frac{N}{m}$$

### ***Wing tip leading Edge***

En la tabla 10, se presentan los resultados de los esfuerzos obtenidos para el componente Wing Tip Leanding Edge sin reparación, los cuales están separados tanto para ejes locales como para ejes globales.

**Tabla 10**

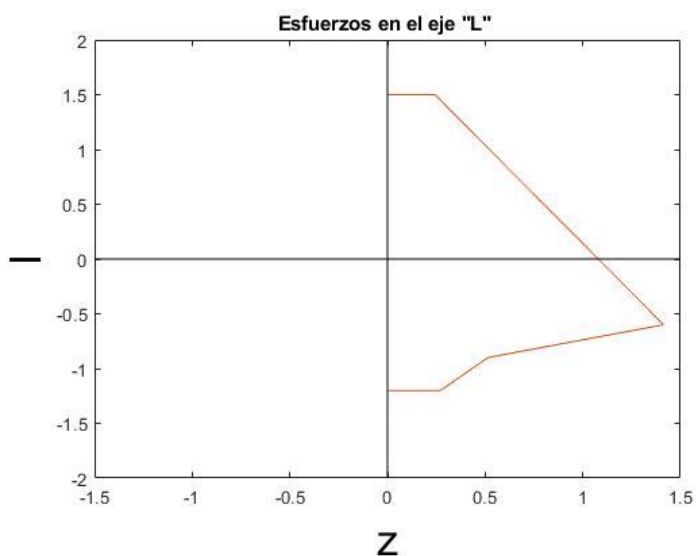
*Esfuerzos para el componente sin reparación Wing tip leading Edge, en los ejes globales y locales.*

<b>Esfuerzos [MPa]</b>						
<b>N° CAPAS</b>	<b>EJE X</b>	<b>EJEY</b>	<b>Plano XY</b>	<b>EJE L</b>	<b>EJET</b>	<b>Plano LT</b>
<b>9</b>	0.244	0.3	0	0.244	0.3	0
<b>8</b>	0.411	0.193	0	0.411	0.193	0
<b>7</b>	0.578	0.087	0	0.578	0.087	0
<b>6</b>	0.745	-0.02	0	0.745	-0.02	0
<b>5</b>	0.912	-0.126	0	0.912	-0.126	0
<b>4</b>	1.079	-0.232	0	1.079	-0.232	0
<b>3</b>	1.246	-0.339	0	1.246	-0.339	0
<b>2</b>	1.413	-0.445	0	1.413	-0.445	0
<b>1</b>	0.065	0.963	0	0.514	0.514	-0.498
<b>0</b>	0.038	1.051	0	0.272	0.272	-0.043

En la figura 34 se identifica como los esfuerzos incrementan desde la capa superior hasta la capa inferior del laminado, formando un pico de 0.244[MPa] hasta 1.413[MPa] y finalizando con 0.272 [MPa].

**Figura 34**

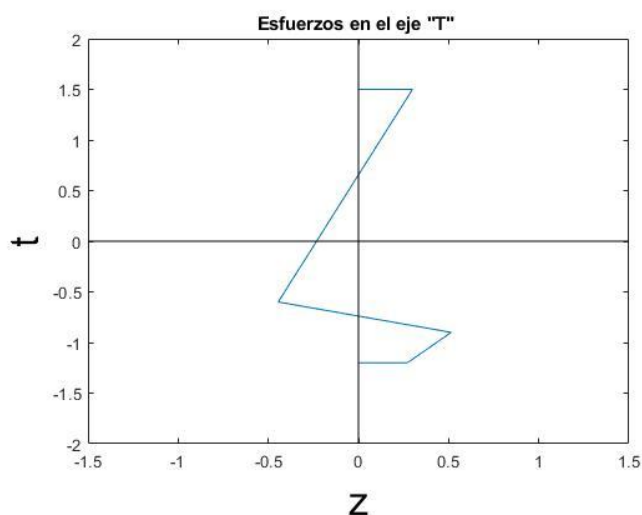
*Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*



En la figura 35 se visualiza como el laminado en la dirección transversal presenta una distribución de esfuerzos que se oponen entre ellos donde el mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.514 [MPa] y el menor es en la fibra 9 con 0.3[MPa].

**Figura 35**

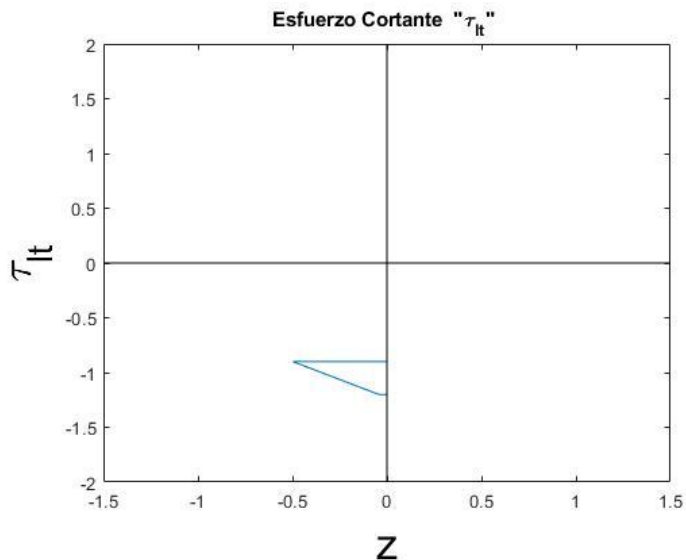
*Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*



La figura 36 presenta un pico en la fibra 1 formado por esfuerzos cortantes que va de -0.498 [MPa] a -0.043 [MPa].

**Figura 36**

*Esfuerzos cortantes para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*



En la tabla 11, se presentan los resultados de los esfuerzos obtenidos para el componente Wing Tip Leanding Edge con reparación, los cuales están separados tanto para ejes locales como para ejes globales.

**Tabla 11**

*Esfuerzos para el componente con reparación Wing tip leading Edge, en los ejes globales y locales.*

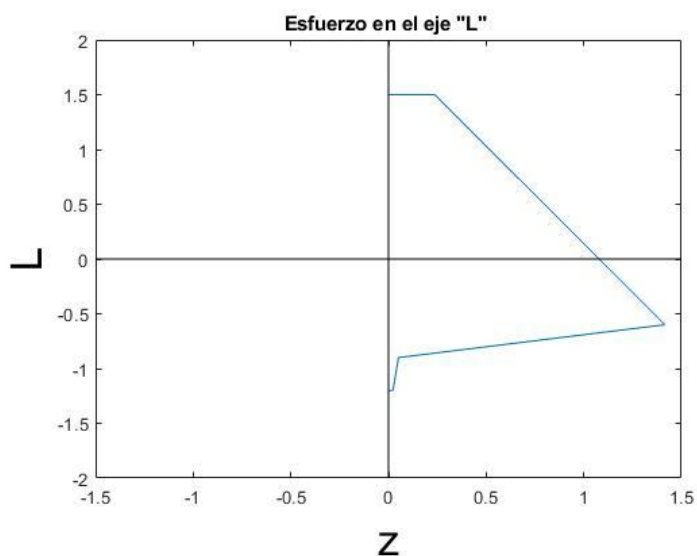
<b>Esfuerzos [MPa]</b>						
<b>Nº CAPAS</b>	<b>EJE X</b>	<b>EJEY</b>	<b>Plano XY</b>	<b>EJE L</b>	<b>EJET</b>	<b>Plano LT</b>
<b>9</b>	0.237	0.283	0	0.237	0.283	0
<b>8</b>	0.405	0.183	0	0.405	0.183	0
<b>7</b>	0.573	0.074	0	0.573	0.074	0
<b>6</b>	0.742	-0.036	0	0.742	-0.036	0
<b>5</b>	0.910	-0.145	0	0.910	-0.145	0
<b>4</b>	1.078	-0.254	0	1.078	-0.254	0
<b>3</b>	1.247	-0.364	0	1.247	-0.364	0
<b>2</b>	1.415	-0.473	0	1.415	-0.473	0

Esfuerzos [MPa]						
<b>1</b>	0.051	0.949	0	0.500	0.500	-0.449
<b>0</b>	0.023	1.036	0	0.265	0.265	-0.028

En la figura 37, se observa como los esfuerzos incrementan desde la capa superior hasta la capa inferior del laminado, formando un pico de 0.237[MPa] hasta 1.415[MPa] y finalizando con 0.265[MPa].

### Figura 37

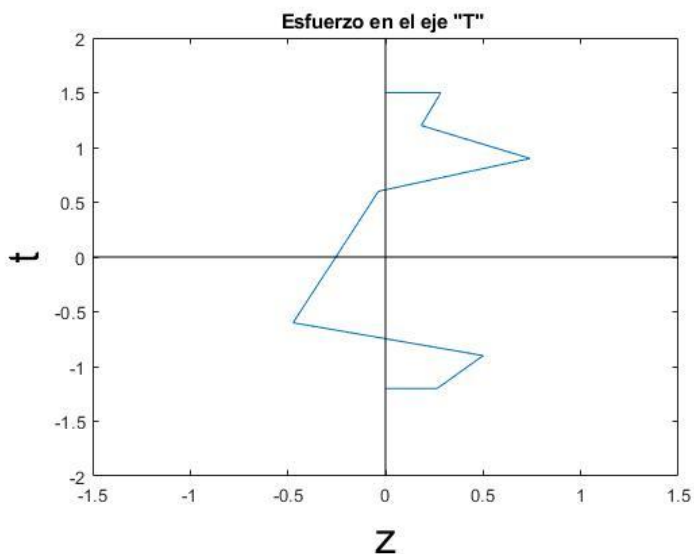
*Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.*



La figura 38 muestra que el laminado en la dirección transversal presenta una distribución de esfuerzos dispares donde el mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.5[MPa] y el menor es en la fibra 7 con 0.74[MPa].

**Figura 38**

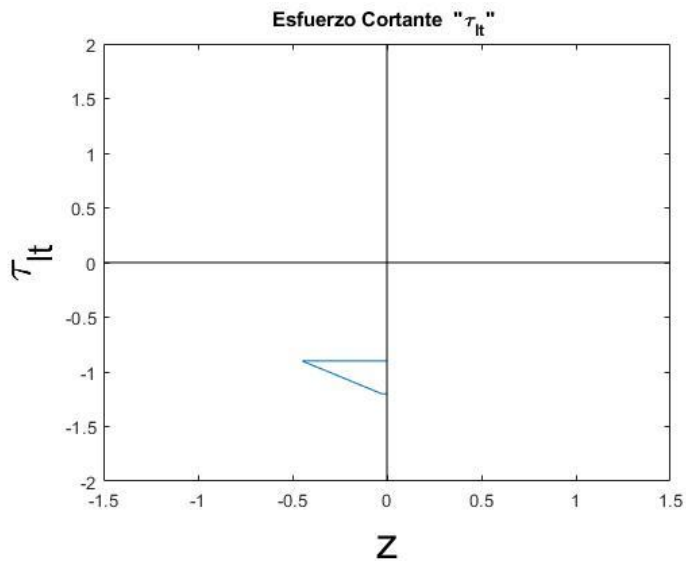
*Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.*



En el caso del cortante, como se muestra en la figura 9, se observa que existe un pico en la fibra 1 formado por el intervalo entre los esfuerzos  $-0.449[\text{MPa}]$  a  $-0.028[\text{MPa}]$ .

**Figura 39**

*Esfuerzos cortantes para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.*

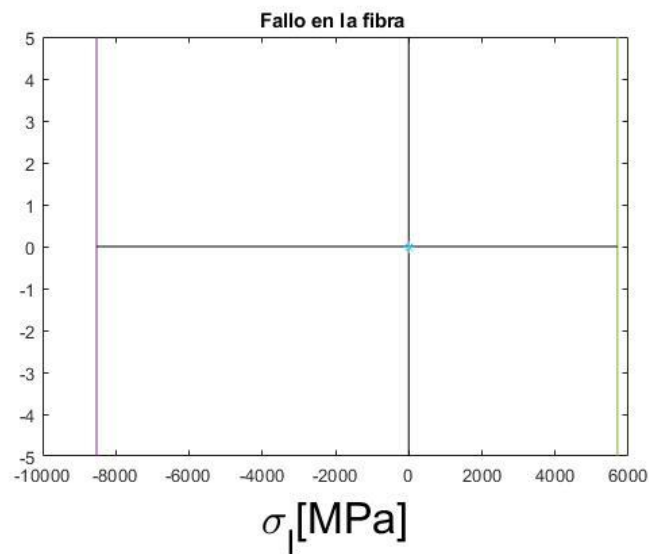


### Teoría de falla de Puck

Modo de falla FF. En la figura 40 se delimita el fallo de las fibras acorde a lo indicado en el criterio. Siendo así, los límites en los que puede fallar la fibra son a tracción 5700.58[MPa] y compresión -8527.571[MPa].

#### Figura 40

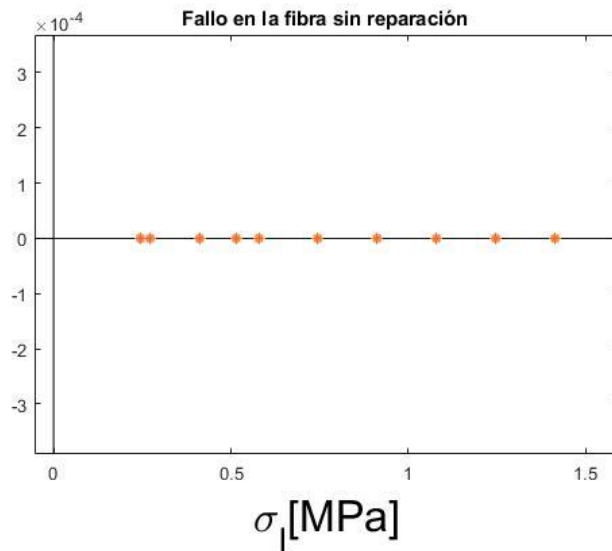
Límite para el modo de falla FF.



La figura 41 muestra los esfuerzos que presentan las fibras del material compuesto que no ha sido sometido a reparación, dado que todos los puntos coordenados se encuentran dentro de los límites establecidos, se determina que ninguna fibra falla.

**Figura 41**

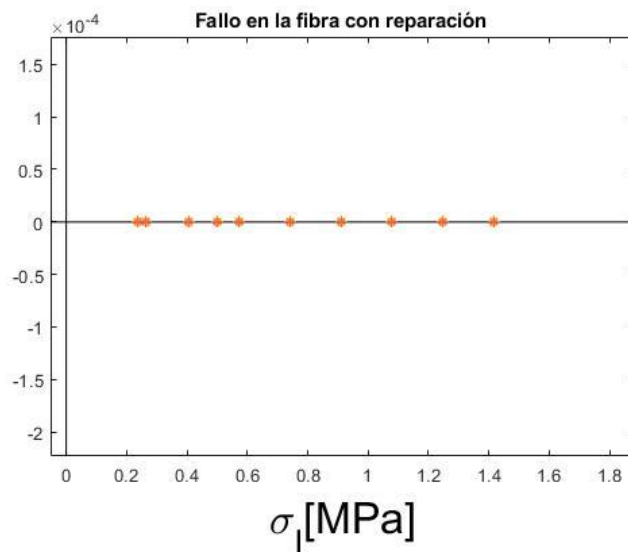
Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.



Los esfuerzos obtenidos para el material compuesto con reparación, mostrados en la figura 42, se encuentran dentro de los límites de fallo, or lo tanto, se concluye que ningunade las fibras falla.

**Figura 42**

Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.



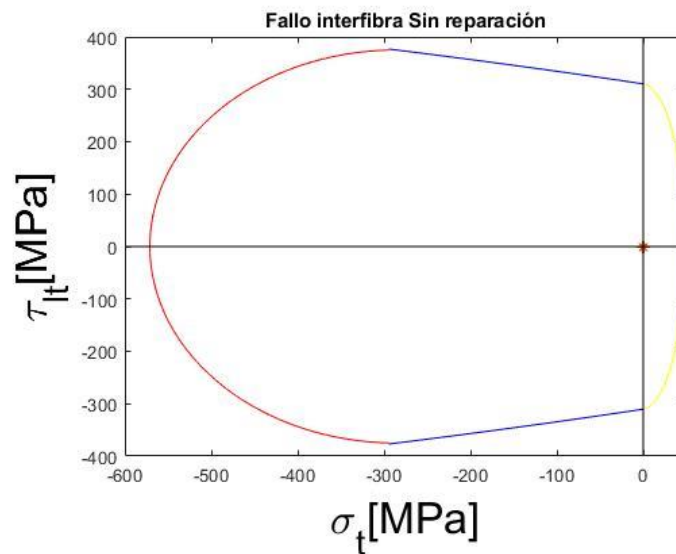


Con base a los resultados presentados, se determina que el material compuesto estudiado, no falla en las fibras, es decir, que las fibras no alcanzan una tensión crítica.

Modo de falla IFF. La figura 43 muestra el fallo interfibra en el material compuesto sin reparación en los diferentes modos que establece el criterio, y la figura 44 hace un acercamiento a los esfuerzos producidos dentro de los límites de la gráfica anterior. Al mantenerse los esfuerzos dentro de los límites, se determina que el material no falla al ser sometido a las cargas estudiadas.

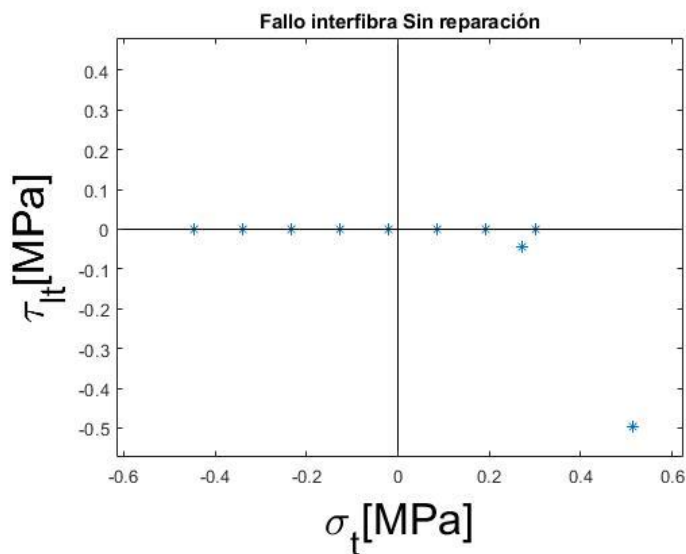
**Figura 43**

*Envoltura de fractura y esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*



**Figura 44**

*Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*



La figura 45 muestra el fallo interfibra en el material compuesto con reparación en los diferentes modos que establece el criterio, y la figura 46 hace un acercamiento a los esfuerzos producidos dentro de los límites de la gráfica anterior. Al mantenerse los esfuerzos dentro de los límites, se determina que el material no falla al ser sometido a las cargas estudiadas.

**Figura 45**

*Envolvente de fractura y esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.*

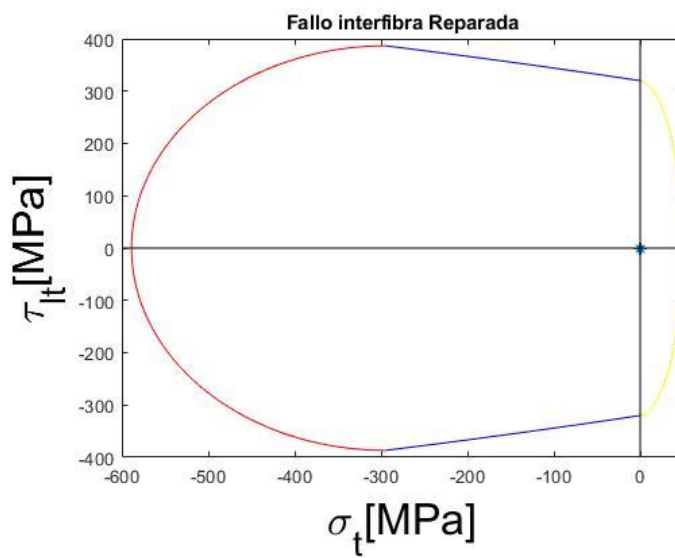
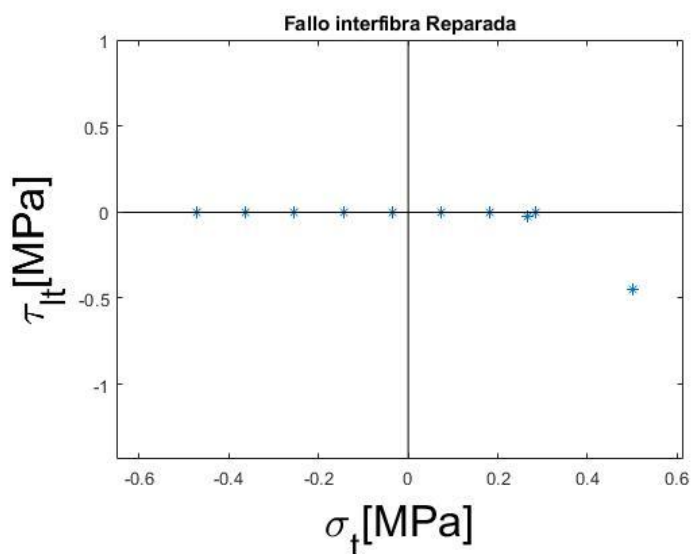


Figura 46

Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Tip Leading Edge con reparación.



### Componente Wing center leading Edge

En la tabla 12, se presentan los resultados de los esfuerzos obtenidos para el componente Wing Center Leanding Edge sin reparación, los cuales están separados tanto para ejes locales como para ejes globales.

Tabla 12

Esfuerzos para el componente sin reparación Wing Center leading Edge, en los ejes globales y locales.

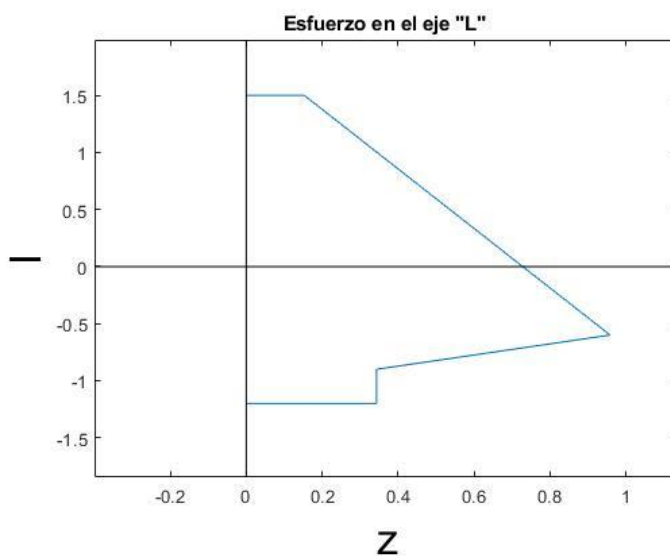
N° CAPAS	Esfuerzos [MPa]					
	EJE X	EJEY	Plano XY	EJE L	EJET	Plano LT
9	0.153	0.21	0	0.153	0.21	0
8	0.268	0.136	0	0.268	0.136	0
7	0.383	0.061	0	0.383	0.061	0
6	0.498	-0.014	0	0.498	-0.014	0
5	0.613	-0.088	0	0.613	-0.088	0
4	0.728	-0.163	0	0.728	-0.163	0

<b>3</b>	0.843	-0.238	0	0.843	-0.238	0
<b>2</b>	0.958	-0.313	0	0.958	-0.313	0
<b>1</b>	0.001	0.675	0	0.343	0.343	-0.332
<b>0</b>	-0.013	0.738	0	0.181	0.181	-0.029

En la figura 47 se identifica como los esfuerzos incrementan desde la capa superior hasta la capa inferior del laminado, formando un pico de 0.958[MPa] hasta 0.343[MPa] y finalizando con 0.181 [MPa].

#### Figura 47

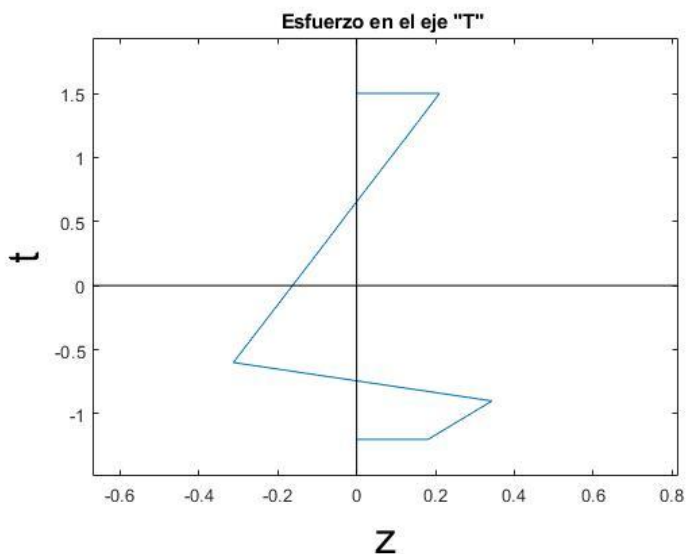
*Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*



En la figura 48 se visualiza como el laminado en la dirección transversal presenta una distribución de esfuerzos que se oponen entre ellos donde el mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.5 [MPa] y el menor es en la fibra 7 con 0.061[MPa].

**Figura 48**

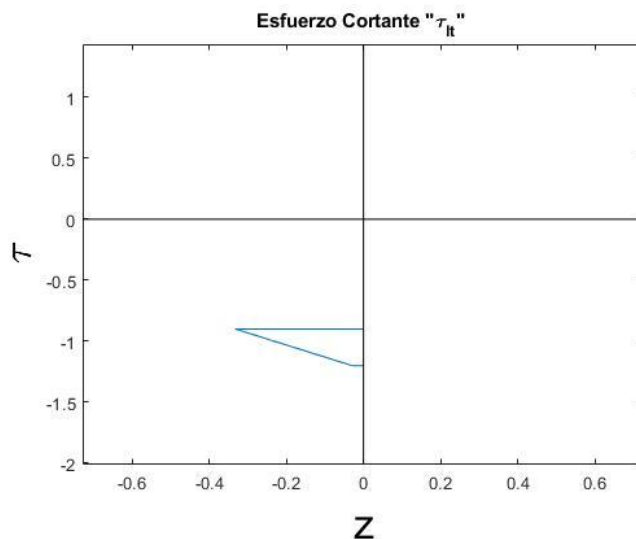
*Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*



La figura 49 presenta un pico en la fibra 1 formado por esfuerzos cortantes que va de -0.332 [MPa] a -0.029 [MPa].

**Figura 49**

*Esfuerzos cortantes para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*



En la tabla 13, se presentan los resultados de los esfuerzos obtenidos para el componente Wing Tip Leanding Edge con reparación, los cuales están separados tanto para ejes locales como para ejes globales.

**Tabla 13**

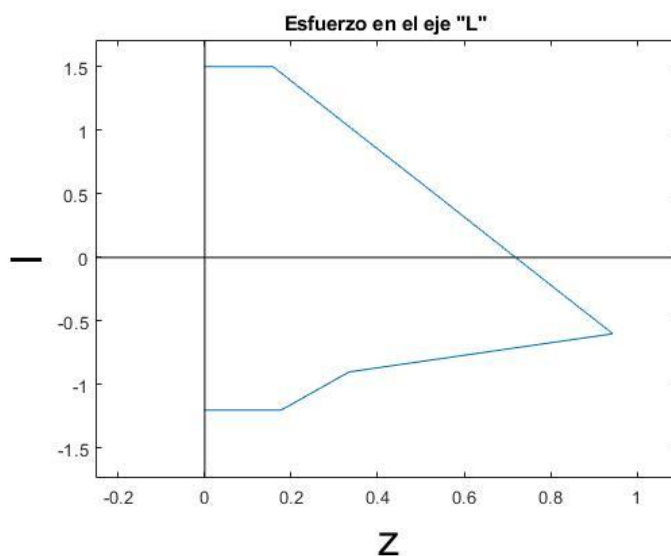
*Esfuerzos para el componente con reparación Wing Center leading Edge, en los ejes globales y locales.*

<b>Esfuerzos [MPa]</b>						
<b>N° CAPAS</b>	<b>EJE X</b>	<b>EJEY</b>	<b>Plano XY</b>	<b>EJE L</b>	<b>EJET</b>	<b>Plano LT</b>
<b>9</b>	0.158	0.195	0	0.158	0.195	0
<b>8</b>	0.27	0.122	0	0.27	0.122	0
<b>7</b>	0.382	0.049	0	0.382	0.049	0
<b>6</b>	0.495	-0.024	0	0.495	-0.024	0
<b>5</b>	0.607	-0.097	0	0.607	-0.097	0
<b>4</b>	0.719	-0.17	0	0.719	-0.17	0
<b>3</b>	0.831	-0.243	0	0.831	-0.243	0
<b>2</b>	0.944	-0.316	0	0.944	-0.316	0
<b>1</b>	0.034	0.633	0	0.334	0.334	-0.299
<b>0</b>	-0.015	0.691	0	0.177	0.177	-0.019

En la figura 50, se observa como los esfuerzos incrementan desde la capa superior hasta la capa inferior del laminado, formando un pico de 0.944[MPa] hasta 0.34[MPa] y finalizando con 0.1777[MPa].

**Figura 50**

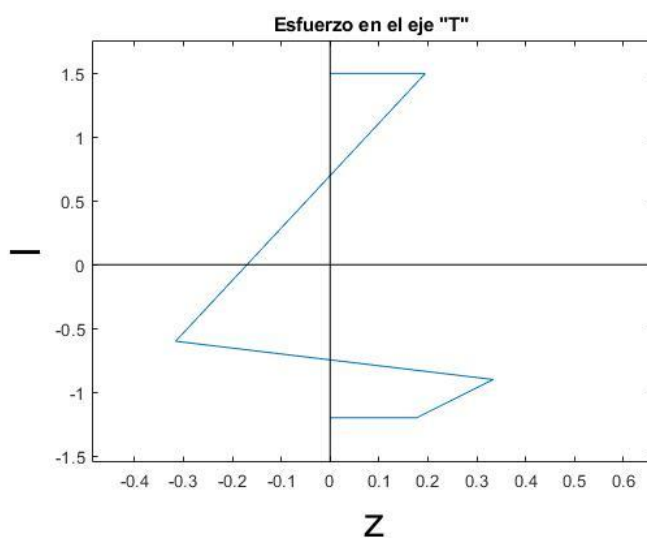
*Esfuerzos en el eje longitudinal para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.*



La figura 51 muestra que el laminado en la dirección Y presenta una distribución de esfuerzos dispares donde el mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.344[MPa] y el menor es en la fibra 7 con 0.049[MPa].

**Figura 51**

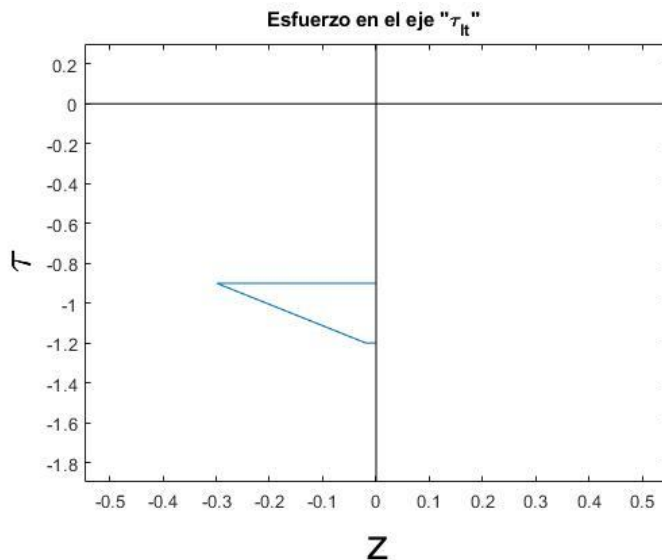
*Esfuerzos en el eje transversal para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.*



En el caso del cortante, como se muestra en la figura 52, se observa que existe un pico en la fibra 1 formado por el intervalo entre los esfuerzos -0.299[MPa] a -0.019[MPa].

**Figura 52**

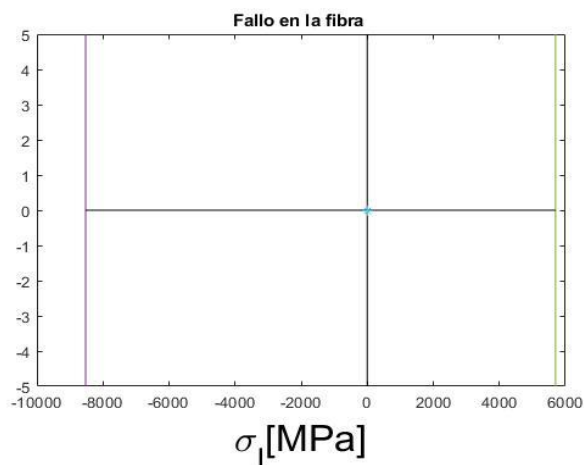
*Esfuerzos cortantes para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.*



Modo de falla FF. En la figura 53 se delimita el fallo de las fibras acorde a lo indicado en el criterio. Siendo así, los límites en los que puede fallar la fibra son a tracción 5700.58[MPa] y compresión -8527.571[MPa].

**Figura 53**

*Límite para el modo de falla FF.*

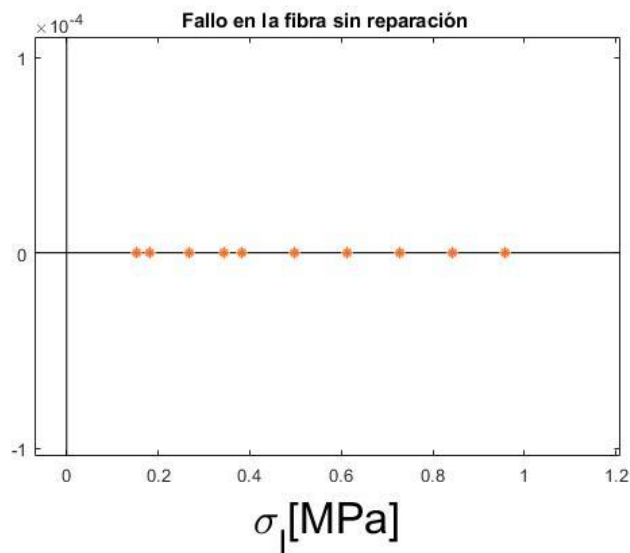


La figura 54 muestra los esfuerzos que presentan las fibras del material compuesto que no ha sido sometido a reparación, dado que todos los puntos coordenados se encuentran dentro de los límites establecidos, se determina que ninguna fibra falla.



**Figura 54**

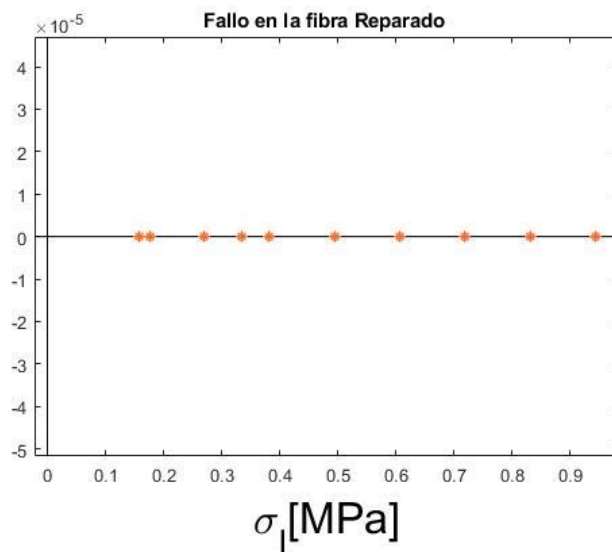
Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.



Los esfuerzos obtenidos para el material compuesto con reparación, mostrados en la figura 55, se encuentran dentro de los límites de fallo, por lo tanto, se concluye que ninguna de las fibras falla.

**Figura 55**

Acercamiento a los esfuerzos dentro de los límites de falla para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.

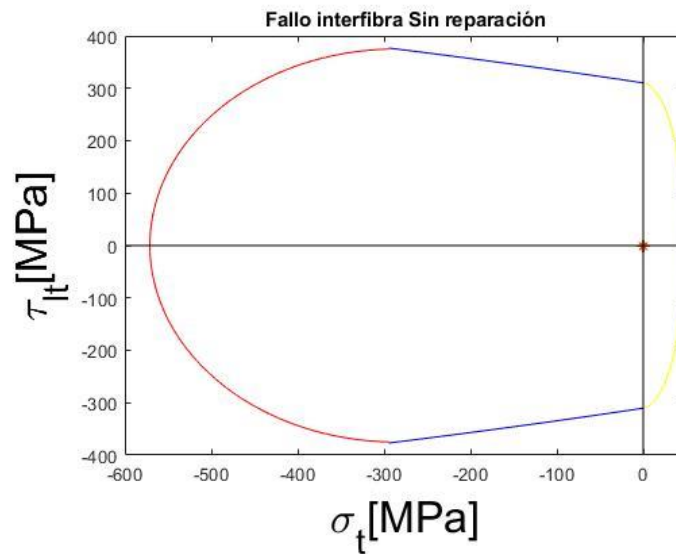


Con base a los resultados presentados, se determina que el material compuesto estudiado, no falla en las fibras, es decir, que las fibras no alcanzan una tensión crítica.

Modo de falla IFF. La figura 56 muestra el fallo interfibra en el material compuesto sin reparación en los diferentes modos que establece el criterio, y la figura 57 hace un acercamiento a los esfuerzos producidos dentro de los límites de la gráfica anterior. Al mantenerse los esfuerzos dentro de los límites, se determina que el material no falla al ser sometido a las cargas estudiadas.

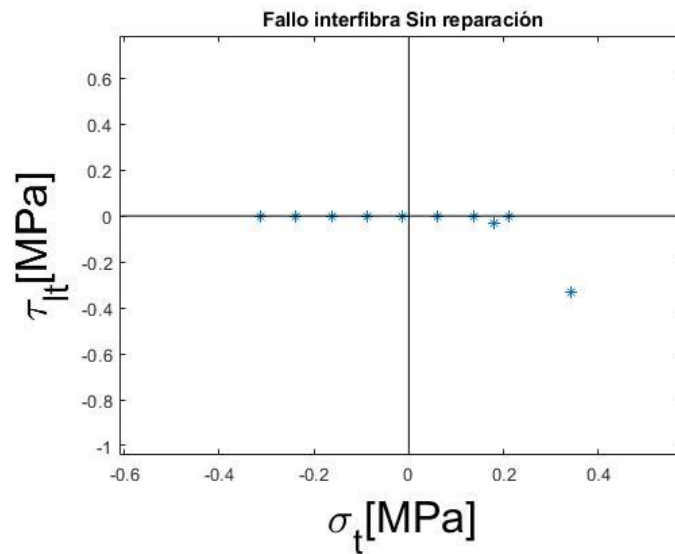
### Figura 56

*Envolvente de fractura y esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*



**Figura 57**

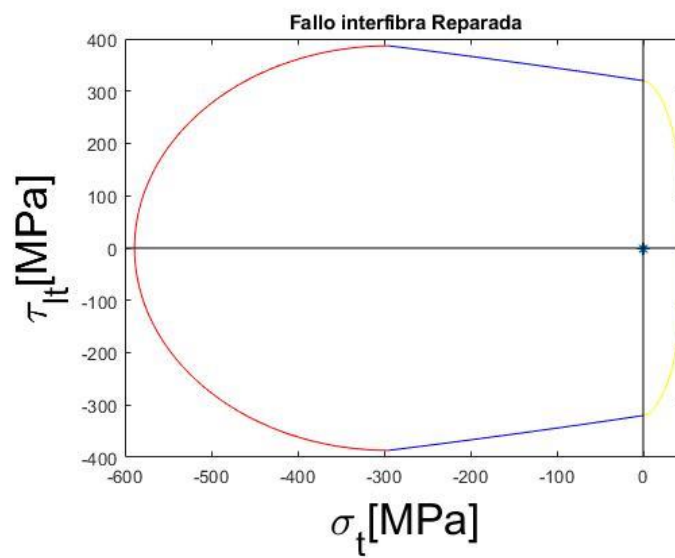
*Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*



La figura 58 muestra el fallo interfibra en el material compuesto con reparación en los diferentes modos que establece el criterio, y la figura 59 hace un acercamiento a los esfuerzos producidos dentro de los límites de la gráfica anterior. Al mantenerse los esfuerzos dentro de los límites, se determina que el material no falla al ser sometido a las cargas estudiadas.

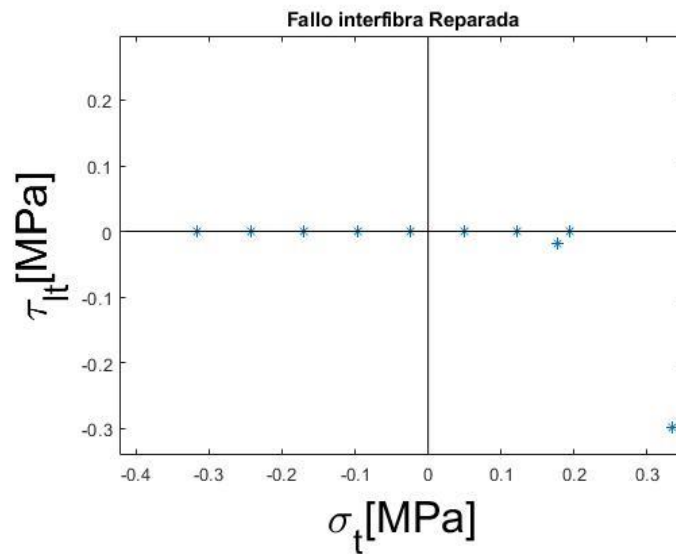
**Figura 58**

*Envolvente de fractura y esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.*



**Figura 59**

*Acercamiento de esfuerzos para el componente Wing Center Leading Edge con reparación.*



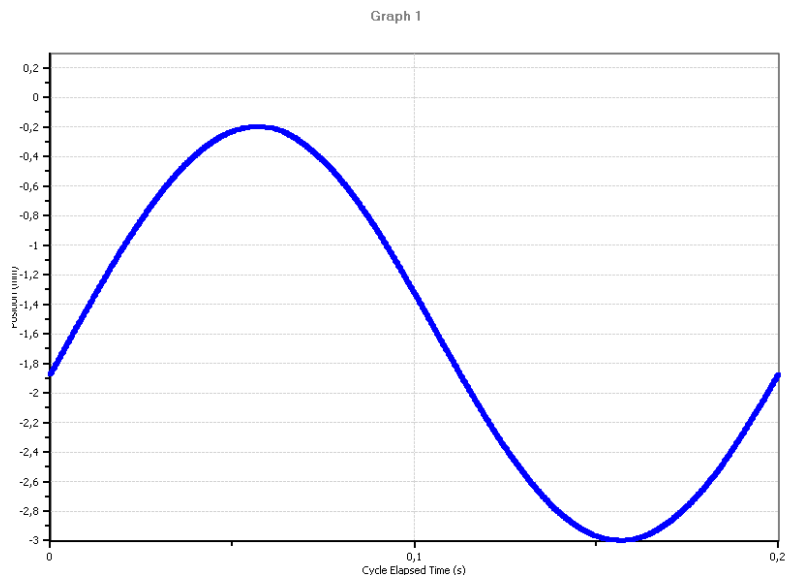
## Ensayo de Fatiga

### *Wing Tip Leading Edge*

La figura 60 muestra la gráfica sinusoidal obtenida por el ensayo de fatiga, la probeta sin reparación ensayada resistió una carga máxima de 45 kg. Uno de los principales problemas presentados dentro del ensayo, fue la generación de concentradores de esfuerzo producidos en el soporte.

**Figura 60**

*Comportamiento del componente Wing Tip Leading Edge sin reparación en el ensayo de fatiga.*



La tabla 14 muestra los datos obtenidos durante el ensayo de fatiga.

**Tabla 14**

*Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Tip Leading Edge sin reparación.*

<b>Probeta sin reparar</b>	
<b>Tiempo</b>	45 min
<b>Frecuencia</b>	5Hz
<b>Ciclos</b>	19110
<b>Fuerza</b>	45 Kg
<b>Desplazamiento Máximo</b>	-0.2 mm
<b>Desplazamiento Mínimo</b>	-2.5mm

**Figura 61**

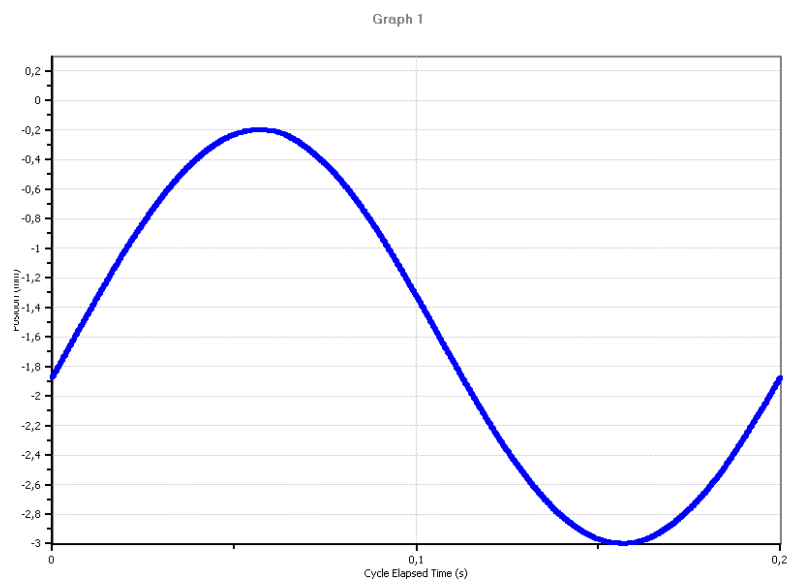
*Daño producido en el componente Wing Tip Leading Edge sin reparación tras el ensayo de fatiga.*



Una vez ensayado el componente, este mismo es sometido a reparación según lo planteado en el presente trabajo, la figura 62 muestra una gráfica prácticamente igual a la del componente sin reparación, esto debido a la aplicación de los mismos parámetros. En la tabla 15 se describen los datos obtenidos en el experimento.

**Figura 62**

*Comportamiento del componente Wing Tip Leading Edge con reparación en el ensayo de fatiga.*



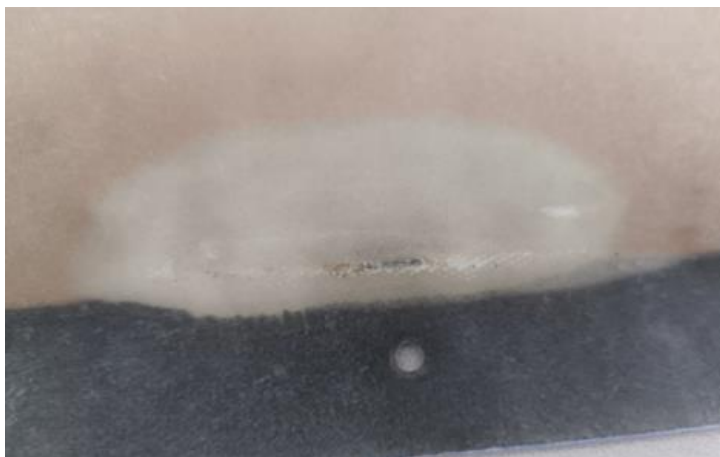
**Tabla 15**

*Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Tip Leading Edge con reparación.*

<b>Probeta reparada</b>	
<b>Tiempo</b>	64 min
<b>Frecuencia</b>	5Hz
<b>Ciclos</b>	19200
<b>Fuerza</b>	45 Kg
<b>Desplazamiento Máximo</b>	-0.2 mm
<b>Desplazamiento Mínimo</b>	-2.5mm

**Figura 63**

*Daño producido en el componente Wing Tip Leading Edge con reparación tras el ensayo de fatiga.*

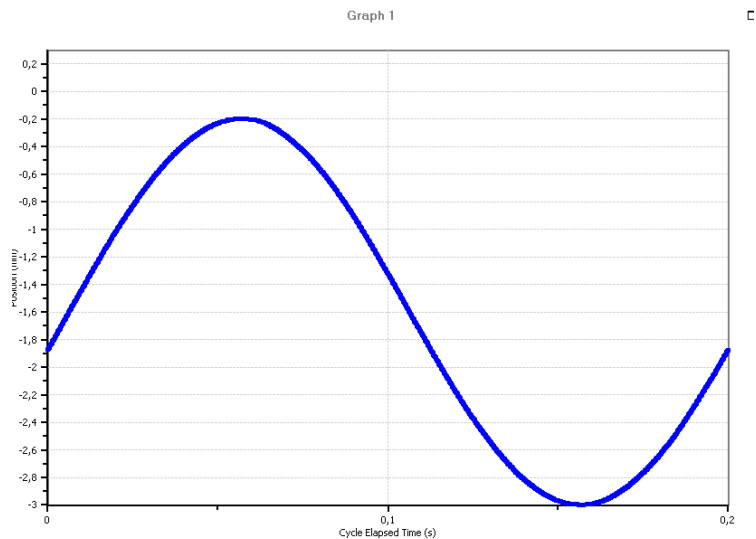


#### Wing Center Leading Edge

La figura 64 muestra la gráfica sinusoidal obtenida por el ensayo de fatiga, la probeta sin reparación ensayada resistió una carga máxima de 45 kg. Uno de los principales problemas presentados dentro del ensayo, fue la generación de concentradores de esfuerzo producidos en el soporte.

**Figura 64**

*Comportamiento del componente Wing Center Leading Edge sin reparación en el ensayo de fatiga.*



La tabla 16 muestra los datos obtenidos durante el ensayo de fatiga.

**Tabla 16**

*Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Center Leading Edge sin reparación.*

<b>Probeta sin reparar</b>	
<b>Tiempo</b>	45 min
<b>Frecuencia</b>	5Hz
<b>Ciclos</b>	19110
<b>Fuerza</b>	45 Kg
<b>Desplazamiento Máximo</b>	-0.2 mm
<b>Desplazamiento Mínimo</b>	-2.5mm



**Figura 65**

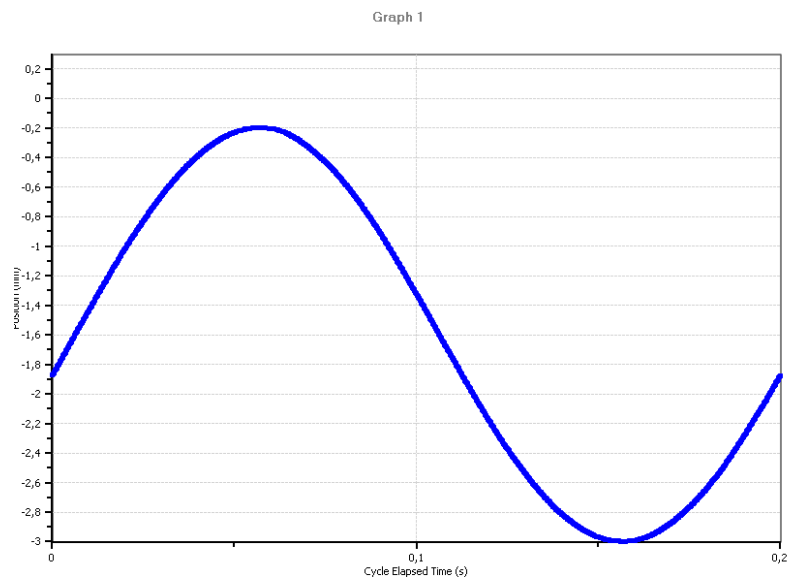
*Daño producido en el componente Wing Center Leading Edge sin reparación tras el ensayo de fatiga.*



Una vez ensayado el componente, este mismo es sometido a reparación según lo planteado en el presente trabajo, la figura 66 muestra una gráfica prácticamente igual a la del componente sin reparación, esto debido a la aplicación de los mismos parámetros. En la tabla 17 se describen los datos obtenidos en el experimento.

**Figura 66**

*Comportamiento del componente Wing Center Leading Edge con reparación en el ensayo de fatiga.*



**Tabla 17**

*Datos de experimentación y resultados para el ensayo de fatiga del componente Wing Center Leading Edge con reparación.*

<b>Probeta reparada</b>	
<b>Tiempo</b>	64 min
<b>Frecuencia</b>	5Hz
<b>Ciclos</b>	19200
<b>Fuerza</b>	45 Kg
<b>Desplazamiento Máximo</b>	-0.2 mm
<b>Desplazamiento Mínimo</b>	-2.5mm

**Figura 67**

*Daño producido en el componente Wing Center Leading Edge con reparación tras el ensayo de fatiga.*



## Capítulo V: Conclusiones y Recomendaciones

### Conclusiones

- El ensayo de tracción determinó que el esfuerzo máximo de las probetas sin reparación es de 44.39 [MPa] y de las probetas reparadas 44.64 [MPa]. Considerando que la carga soportada por el material reparado es mayor, se concluye que la reparación cumple con los requerimientos, y a la par, se mejoran las propiedades mecánicas.
- El ensayo de flexión obtuvo como esfuerzo para las probetas reparadas un esfuerzo de 20.67 [MPa] y para las probetas sin reparar un esfuerzo de 50.03 [MPa]. Estos datos señalan que el material al ser reparado tiene una mayor resistencia a la deformación producida al doblar el ala.
- El ensayo de fatiga para el componente Wing Tip Leading Edge presentó una deformación de -0.2mm a -2.5mm con una fuerza de 45kg por 45 minutos con una frecuencia de 5Hz mientras que el componente reparado soportó 64 minutos. Se concluye que debido a que el componente reparado soportó una cantidad mayor de ciclos, va a cumplir con las especificaciones planteadas.
- El ensayo de fatiga para el componente Wing Center Leading presentó una deformación de -0.2mm a -2.5mm con una fuerza de 45kg por 50 minutos con una frecuencia de 5Hz mientras que el componente reparado soportó 77. Se concluye que debido a que el componente reparado soportó una cantidad mayor de ciclos, va a cumplir con las especificaciones planteadas.
- El desarrollo de la teoría de Fractura de Puck para los componentes Wing Tip Leading Edge y Wing Center Leading tanto sin reparación y reparados arrojó que no fallan en las fibras ni en la matriz, por lo tanto, se concluye que el componente resiste las fuerzas a las que es sometido.

## Recomendaciones

- La fabricación de probetas es un eje importante dentro de la experimentación. Se recomienda tener cuidado con las condiciones y diseño del material, para evitar daños interiores que afecten la integridad de los componentes.
- Para evitar momentos interfibras, se recomienda utilizar un laminado simétrico.
- Se recomienda realizar un ensayo de impacto, el cual es más cercano a las condiciones a las que está sometido el avión durante el tiempo de vuelo,
- Si se realiza ensayos de fatiga, se recomienda diseñar un soporte que no interfiere al momento de experimentar, dado que la sujeción de las probetas a la maquina puede generar concentradores de esfuerzo que afecten el ensayo.

## Bibliografía

- Alfonso, I., Rodríguez-Iglesias, V., & Figueroa, I. A. (2015). Potencialidades computacionales del Método de los elementos finitos para la modelación y simulación de materiales compuestos: Revisión. *Revista Materia*, 20(2), 293–303. <https://doi.org/10.1590/S1517-707620150002.0030>
- Arroba Arroba, C., Telenchana Flores, M., Paredes Salinas, J., Fiallo Ortega, S., & Vaca Ortega, H. (2021). Ensayos experimentales y análisis numérico de la estructura del material compuesto alternativo para la reparación de superficies de vuelo en aeronaves. *Enfoque UTE*, 12(2), 37–51. <https://doi.org/10.29019/enfoqueute.723>
- Callejo J, R. A. V. F. (2012). *Optimización De Reparaciones Encoladas De Materiales Compuestos*.
- Castillo, S. (2016). *Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos*. 118. <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/72577/CASTILLO - Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos.pdf?sequence=4>
- Cruz, S., & Reinoso, P. (2021). *Estudio y reparación de la piel del borde de ataque de la pieza P/N 314-19390-402 mediante parches composites del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana*. 1–23.
- Dávila, J. L., Galeas, S., Guerrero, V. H., Pontón, P., Rosas, N. M., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). *Nuevos materiales: aplicaciones estructurales e industriales*.
- Guerrero, V., Dávila, J., Galeas, S., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2013). Nuevos materiales: aplicaciones estructurales e industriales. In *Journal of Chemical Information and Modeling* (Vol. 53, Issue 9).
- Hernández, P. C. L. (2013). *Análisis de la porosidad y su implicación en las propiedades mecánicas en un material compuesto de fibra de carbono- resina epóxica de interés para la Presenta Paulo Cesar López Hernández*.

- Hou, W., Zhang, W., & Tang, Q. (2012). *Progress in patch repair of aerospace composite structures*.
- Isay López Luqueño Asesores Higinio Juárez Ríos Dra Ma del Carmen Salazar Hernández, P., & Politécnico Nacional, I. (2016). *Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos TESIS Para la obtención del grado de Ingeniero en Aeronáutica*.
- Jácome Sangoquiza, B., Martínez Ortiz, M., Mora Pérez, L., Salazar Benites, G., & Simbaña Guayasamín, M. (2022). Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave Jácome. *Braz Dent J.*, 33(1), 1–12.
- Jefferson, A. J., Arumugam, V., & Dhakal, H. (2018). *Repair of Polymer Composites: Methodology, Techniques, and Challenges*. Woodhead.
- KEPİR, Y., GÜNÖZ, A., & KARA, M. (2021). Repairing of damaged composite materials and self-healing composites. *Turkish Journal of Engineering*, 6(2), 149–155.  
<https://doi.org/10.31127/tuje.866955>
- Kotik, H. G. (2016). *PhD Thesis: Fractura y fatiga de materiales compuestos de matriz polimérica empleados en palas de generadores eólicos de alta potencia*. XI,160.
- Máximo Llorente Sáinz. (2021). *Diseño y análisis de una semiala portante realizada en materiales compuestos para aviación ligera*. 96. <http://hdl.handle.net/10251/173548>
- Montgomery, D. (2004). Diseño y análisis de experimentos. In *Limusa Wiley*.
- Morocho Toaza, V. E. (2013). *Estudio del comportamiento a fatiga mecánica de polímeros compuestos con fibra natural y su incidencia en la aplicación para la fabricación de accesorios de la industria carrocera*.
- Oller, S. (2003). *Simulación numérica del comportamiento mecánico de los materiales compuestos*.
- Pérez Alonso, C. (2016). Naval Composites: Los materiales compuestos y la industria naval Trabajo Final de Grado (2016). *Universidad Politécnica de Cataluña*, 85.

[https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/88326/111451\\_FNB](https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/88326/111451_FNB) - Naval Composites - Los materiales compuestos y la industria naval.pdf

Pérez, M. A., & Sánchez, M. (2014). Fundamentos de la mecánica de los materiales compuestos. *Aplicaciones Avanzadas de Los Materiales Compuestos En La Obra Civil y La Edificación*, 19–50. <https://doi.org/10.3926/oms.200>

Radeva, V. (2006). *Dialnet-MaterialesCompuestosReforzadosConFibra-7439256*.

Ramírez Montes Luis Manual. (2020). *Valoración de Criterios de Fallo de una lámina de material compuesto en base a los resultados del World Wide Failure Exercise*. 1–105.

Salas, M. A., Salman, R. L., & Ojeda, R. (2003). *Instituto de Ciencias Navales y Marítimas. January*.

Sanz Lobera, A. (2015). *Fabricación con materiales compuestos en la industria aeronáutica*. <http://hdl.handle.net/10630/9893>

Stupengo, F. (2011). Materiales y materias primas. *Materiales y Materias Primas*, 43.

Tsai, S. ., & Miravete, A. (1988). *Diseño y análisis de materiales compuestos*.

Vallecillos, A. M. (2015). *Desarrollo de un modelo constitutivo tridimensional de daño anisotrópico para materiales compuestos basado en el criterio Puck: formulación teórica e implementación numérica*.

## Apéndice