



**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**

Cruz Martínez, Sebastián Esteban y Reinoso Vela, Patricio Stalin

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Goyos Pérez, Leonardo

04 de agosto del 2021



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**REPORTE DE VERIFICACIÓN DE SIMILITUD DE CONTENIDO**

**Curiginal**

**Document Information**

---

<b>Analyzed document</b>	Tesis Sebastián Cruz - Patricio ReinosoFINAL.pdf (D110989389)
<b>Submitted</b>	8/4/2021 6:25:00 PM
<b>Submitted by</b>	
<b>Submitter email</b>	llgoyos@espe.edu.ec
<b>Similarity</b>	3%
<b>Analysis address</b>	llgoyos.espe@analysis.arkund.com

Firma:



Firmado electrónicamente por:  
**LEONARDO**  
**GOYOS PEREZ**

---

**Ing. Goyos Pérez, Leonardo**

C.C. 1757783525



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo 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”** fue realizado por los señores **Cruz Martínez, Sebastián Esteban y Reinoso Vela, Patricio Stalin**, el cual ha sido revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 04 de agosto del 2021

Firma:



Firmado electrónicamente por:  
**LEONARDO**  
**GOYOS PEREZ**

---

**Ing. Goyos Pérez, Leonardo**

C.C. 1757783525



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA**

Nosotros, **Cruz Martínez, Sebastián Esteban**, con cédula de ciudadanía N° 1718531716 y **Reinoso Vela, Patricio Stalin**, con cédula de ciudadanía N° 1726846742, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo 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”** son 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.

Sangolquí, 04 de agosto del 2021

Firma:



Firmado electrónicamente por:  
**SEBASTIAN  
ESTEBAN CRUZ  
MARTINEZ**

**Cruz Martínez, Sebastián Esteban**

C.C. 1718531716



Firmado electrónicamente por:  
**PATRICIO  
STALIN  
REINOSO VELA**

**Reinoso Vela, Patricio Stalin**

C.C. 1726846742



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN**

Nosotros, **Cruz Martínez, Sebastián Esteban**, con cédula de ciudadanía N° 1718531716 y **Reinoso Vela, Patricio Stalin**, con cédula de ciudadanía N° 1726846742, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo 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”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 04 de agosto del 2021

Firma:



Firmado electrónicamente por:  
**SEBASTIAN  
ESTEBAN CRUZ  
MARTINEZ**

---

**Cruz Martínez, Sebastián Esteban**

C.C. 1718531716



Firmado electrónicamente por:  
**PATRICIO  
STALIN  
REINOSO VELA**

---

**Reinoso Vela, Patricio Stalin**

C.C. 1726846742

## Dedicatoria

Este proyecto de titulación lo dedico principalmente a Dios quien siempre estuvo presente siendo luz y guía, brindándome fortaleza, salud y sabiduría para seguir por el sendero correcto y poder culminar esta carrera con éxito.

A mis padres, Edison y Raquel, quienes con sus consejos me han ayudado a crecer, gracias por estar conmigo en todo momento y por estar pendientes durante toda esta etapa, nada de esto hubiera sido posible sin su sacrificio, arduo trabajo, perseverancia, apoyo incondicional y compañía.

A mis hermanos, Jairo y Stephanie, quienes siempre me motivaron con sus palabras, gracias por todo ese amor lleno de aprendizajes, gracias por continuar juntos ayudándonos día a día, mis recuerdos de la infancia son grandiosos gracias a ustedes.

A mi abuelita, Nila, quien con la sabiduría de Dios me ha enseñado que los valores más importantes son la gratitud y la humildad. Gracias por enseñarme el camino de la vida, gracias por los consejos, por el amor que me has dado y el apoyo incondicional en mi vida. Gracias por llevarme en tus oraciones porque estoy seguro que siempre lo haces y fueron las que nunca me dejaron desmayar.

A Liliana por ser un soporte en quién confiar y por ser un ejemplo de perseverancia, gracias por tus consejos y palabras de aliento, cada uno de los momentos vividos a tu lado los llevo en mi mente y en mi corazón.

**Sebastián Esteban Cruz Martínez**

Esta tesis está dedicada principalmente a Dios con mucho amor y gratitud, por siempre brindarme salud y fortaleza, pilares fundamentales que me han acompañado a lo largo de mi carrera y que me han permitido culminarla con éxito.

A mi madre Mercedes, ya que con su bendición, trabajo duro y sabios consejos me ha permitido alcanzar un anhelado sueño, gracias por ser un ejemplo de perseverancia, esfuerzo y honestidad, a quien cuyo sacrificio estaré eternamente agradecido.

A mi padre Marco que Dios lo tenga en su eterna gloria y sé que donde se encuentra, está orgulloso de su hijo y sé que día a día me brinda sus bendiciones.

Finalmente quiero dedicar esta tesis a mi familia quienes fueron una base fundamental con su apoyo incondicional, a todos ellos los llevo en mi corazón.

***Patricio Stalin Reinoso Vela***

## **Agradecimientos**

Un imperecedero agradecimiento a la Fuerza Aérea Ecuatoriana por permitirme alcanzar un nuevo logro en mi vida profesional, gracias por el apoyo brindado a lo largo de este periodo de formación académica.

A todos los docentes de esta prestigiosa carrera, quienes con sus enseñanzas han contribuido significativamente en mi formación académica y profesional.

A mi tutor de tesis, el Dr. Leonardo Goyos quien gracias a su dirección, experiencia, conocimiento, tiempo y predisposición se alcanzó el desarrollo del presente trabajo de titulación.

Al personal técnico que trabaja en el Laboratorio de Materiales Compuestos de la Universidad de las Fuerzas Armadas – “ESPE”, quienes por su calidad humana y conocimientos contribuyeron sustancialmente al desarrollo del presente trabajo de titulación.

A cada uno de los compañeros y amigos que se formaron en las aulas de clases, gracias por las experiencias y el apoyo brindando de inicio a fin en esta etapa universitaria.

***Sebastián Esteban Cruz Martínez***



Mi profundo agradecimiento a la Fuerza Aérea Ecuatoriana por haberme dado la oportunidad de alcanzar un peldaño en mi vida profesional y por todo el apoyo recibido a lo largo de mi formación académica.

A los docentes del DECEM por todas las enseñanzas brindadas en las aulas durante mi transición en tan noble establecimiento, ya que han aportado con un granito de arena en mi aprendizaje académico. A mi tutor de tesis Ing. Leonardo Goyos por su esfuerzo, quien gracias a su dirección, conocimiento y enseñanza permitió el desarrollo del presente trabajo.

A todos mis compañeros quiero expresar mi más grande agradecimiento ya que han sido un gran apoyo moral en los momentos más complicados de la carrera.

***Patricio Stalin Reinoso Vela***

**Índice de contenido**

Dedicatoria .....	6
Agradecimientos .....	8
Índice de tablas .....	13
Índice de figuras.....	15
Resumen .....	20
Abstract .....	21
Capítulo I.....	22
Generalidades.....	22
Introducción.....	22
Antecedentes .....	24
Hipótesis .....	29
Objetivos .....	29
Objetivo general.....	29
Objetivos específicos.....	29
Justificación e importancia.....	30
Alcance .....	31
Capítulo II.....	32
Revisión bibliográfica .....	32
Los materiales compuestos, su evolución y desarrollo en la Industria Aeronáutica ...	32
Estructuras tipo sándwich.....	34
Propiedades mecánicas (flexión y rigidez).....	38
Componentes de las estructuras tipo sándwich .....	39
Material de los revestimientos .....	39

Material del núcleo.....	11
Material del núcleo.....	45
Métodos de fabricación de estructuras tipo sándwich .....	48
Laminado Manual o “Hand Lay-up” .....	49
Moldeo por transferencia de resina o “Resin Transfer Molding” - RTM .....	50
Moldeo por transferencia de resina asistido por vacío o “Vacuum Assisted Resin Transfer Molding” - VARTM.....	51
Embolsado al vacío o “Vacuum Bagging” .....	52
Reparaciones estructurales en materiales compuestos .....	53
Capítulo III.....	63
Experimentación y ensayos.....	63
Metodología .....	63
Materiales, equipos y herramientas .....	65
Materiales.....	65
Equipos .....	74
Herramientas.....	80
Proceso de fabricación de la estructura tipo sándwich.....	82
Normativa técnica aplicable para la caracterización estática físico-mecánica de materiales compuestos de estructura tipo sándwich .....	92
Características de las probetas .....	93
Probetas para ensayo de tensión plana de los sándwiches.....	94
Probetas para ensayo de compresión plana de los sándwiches.....	97
Probetas para ensayo de densidad de los sándwiches.....	99
Probetas para ensayo de flexión de los sándwiches.....	100
Ejecución de los ensayos mecánicos.....	101
Ensayo de tensión plana de los sándwiches .....	103

	12
Ensayo de compresión plana de los sándwiches .....	105
Ensayo de densidad de los sándwiches .....	105
Ensayo de flexión de los sándwiches.....	106
Aplicación del Diseño de Experimentos (DOE) para el proceso de reparación .....	108
Parámetros analizados .....	108
Aplicación del Diseño de Experimentos .....	113
Proceso de reparación de las estructuras tipo sándwich manufacturadas .....	113
Capítulo IV .....	123
Análisis de resultados.....	123
Caracterización estática de la estructura tipo sándwich .....	123
Cálculos de los resultados del ensayo de tensión plana .....	123
Cálculos de los resultados del ensayo de compresión plana .....	124
Cálculos de los resultados del ensayo de densidad .....	125
Cálculos de los resultados del ensayo de flexión .....	126
Análisis y validación estadística del proceso de reparación.....	131
Resultados de los ensayos mecánicos .....	131
Análisis de Varianza (ANOVA) .....	136
Capítulo V .....	152
Conclusiones y recomendaciones.....	152
Conclusiones.....	152
Recomendaciones .....	154
Referencias bibliográficas.....	156
Anexos .....	163

## Índice de tablas

<b>Tabla 1</b> Campos de aplicación de los materiales compuestos .....	25
<b>Tabla 2</b> Comparación entre fibras empleadas como material de refuerzo .....	43
<b>Tabla 3</b> Características del núcleo tipo panal de abeja Nomex® .....	48
<b>Tabla 4</b> Propiedades de la fibra de vidrio 7781 E-Glass .....	66
<b>Tabla 5</b> Propiedades de la fibra de vidrio 6781 S2-Glass .....	66
<b>Tabla 6</b> Propiedades del Honeycomb HRH-10 Nomex® .....	68
<b>Tabla 7</b> Propiedades físicas de la resina 2000 x 2060 .....	69
<b>Tabla 8</b> Propiedades del Econostitch® Peel Ply .....	70
<b>Tabla 9</b> Propiedades del Nylon Bagging Film Below 300 °F .....	71
<b>Tabla 10</b> Propiedades del Breather and Bleeder .....	73
<b>Tabla 11</b> Propiedades del Yellow Sealant Tape .....	74
<b>Tabla 12</b> Características técnicas de la balanza digital .....	75
<b>Tabla 13</b> Características técnicas de la sierra de banda .....	76
<b>Tabla 14</b> Características técnicas del Dremel® Multi-Max MM40 .....	77
<b>Tabla 15</b> Características técnicas de la bomba de vacío .....	78
<b>Tabla 16</b> Características técnicas de la maquina universal de ensayos Shimadzu AGS-X Series .....	79
<b>Tabla 17</b> Secuencia de apilamiento de capas según SRM A-29B Super Tucano .....	86
<b>Tabla 18</b> Dimensiones recomendadas para el área mínima de cara de las probetas y del bloque de carga .....	95
<b>Tabla 19</b> Interpolación para obtener el ancho de la probeta .....	96
<b>Tabla 20</b> Selección de factores y niveles del DOE .....	108
<b>Tabla 21</b> Número de ensayos que se realizarán según el diseño factorial completo ..	113

	14
<b>Tabla 22</b> Determinación del esfuerzo último de tensión plana.....	124
<b>Tabla 23</b> Determinación del esfuerzo último de compresión plana .....	125
<b>Tabla 24</b> Determinación de la densidad .....	126
<b>Tabla 25</b> Determinación del esfuerzo máximo a corte del núcleo .....	127
<b>Tabla 26</b> Determinación del esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos .....	128
<b>Tabla 27</b> Determinación del módulo de elasticidad.....	129
<b>Tabla 28</b> Propiedades mecánicas del componente aeronáutico P/N 314-19390-402 .	130
<b>Tabla 29</b> Resultados del diseño experimental.....	132
<b>Tabla 30</b> ANOVA para la resistencia a tensión plana .....	136
<b>Tabla 31</b> ANOVA para la resistencia a compresión plana .....	137
<b>Tabla 32</b> ANOVA para la resistencia a corte del núcleo .....	137
<b>Tabla 33</b> ANOVA para la resistencia a flexión de los revestimientos .....	138
<b>Tabla 34</b> ANOVA para el módulo de elasticidad .....	138
<b>Tabla 35</b> ANOVA para la densidad.....	139
<b>Tabla 36</b> Coeficientes R2 de las diferentes propiedades .....	140
<b>Tabla 37</b> Análisis resultados - Resistencia a tensión plana .....	141
<b>Tabla 38</b> Análisis resultados - Resistencia a compresión plana .....	142
<b>Tabla 39</b> Análisis resultados - Resistencia a corte del núcleo .....	143
<b>Tabla 40</b> Análisis resultados – Resistencia a flexión de los revestimientos .....	144
<b>Tabla 41</b> Análisis resultados – Módulo de elasticidad.....	145
<b>Tabla 42</b> Análisis resultados – Densidad.....	146

## Índice de figuras

<b>Figura 2.1</b> Evolución de materiales compuestos en la industria aeronáutica civil y militar .....	34
<b>Figura 2.2</b> Elementos principales de las estructuras sándwich .....	35
<b>Figura 2.3</b> Estructura sándwich en comparación con una viga tipo “I” .....	37
<b>Figura 2.4</b> Panel sándwich sometido a flexión .....	38
<b>Figura 2.5</b> Comparación de resistencia y rigidez de una estructura tipo sándwich respecto a un laminado sólido.....	39
<b>Figura 2.6</b> Disposición de los ejes de simetría y estratificado en secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica .....	44
<b>Figura 2.7</b> Materiales del núcleo tipo panal de abeja.....	46
<b>Figura 2.8</b> Diferentes formas de núcleo de panal .....	47
<b>Figura 2.9</b> Diagrama esquemático del método de laminado manual .....	50
<b>Figura 2.10</b> Diagrama esquemático del método de moldeo por transferencia de resina .....	51
<b>Figura 2.11</b> Diagrama esquemático del método de moldeo por transferencia de resina asistido por vacío.....	52
<b>Figura 2.12</b> Diagrama esquemático del método de embolsado al vacío.....	53
<b>Figura 2.13</b> Proceso de reparación de materiales compuestos .....	55
<b>Figura 2.14</b> Reparación adhesiva tipo parche externo .....	59
<b>Figura 2.15</b> Reparación adhesiva tipo “scarf” o biselada.....	60
<b>Figura 2.16</b> Reparación adhesiva tipo “step” o escalonada.....	61
<b>Figura 3.1</b> Diagrama de flujo de las etapas a realizar en el presente trabajo de investigación .....	64

	16
<b>Figura 3.2</b> Fibra de vidrio.....	65
<b>Figura 3.3</b> Núcleo tipo panal de abeja o “honeycomb” .....	67
<b>Figura 3.4</b> Resina epóxica 2000.....	69
<b>Figura 3.5</b> Peel Ply.....	70
<b>Figura 3.6</b> Nylon Bagging Film .....	71
<b>Figura 3.7</b> Tela breather and bleeder.....	72
<b>Figura 3.8</b> Yellow Sealant Tape.....	73
<b>Figura 3.9</b> Balanza digital Camry.....	74
<b>Figura 3.10</b> Sierra de banda Century .....	75
<b>Figura 3.11</b> Dremel Multi-Max MM40 .....	76
<b>Figura 3.12</b> Bomba de vacío.....	77
<b>Figura 3.13</b> Máquina Universal de Ensayos “Shimadzu” .....	79
<b>Figura 3.14</b> Horno para el curado de materiales compuestos.....	80
<b>Figura 3.15</b> Herramientas manuales para corte y laminación .....	81
<b>Figura 3.16</b> Accesorios para embolsado al vacío .....	81
<b>Figura 3.17</b> Molde de aluminio .....	82
<b>Figura 3.18</b> Colocación de plástico para embolsado en el molde .....	84
<b>Figura 3.19</b> Marcación y corte de las telas de fibra de vidrio.....	84
<b>Figura 3.20</b> Determinación del peso de la fibra de vidrio y la resina .....	85
<b>Figura 3.21</b> Adición y dispersión de la resina por la fibra de vidrio .....	87
<b>Figura 3.22</b> Corte y colocación del peel ply y la tela “breather and bleeder” .....	88
<b>Figura 3.23</b> Proceso de embolsado al vacío y verificación de fugas.....	89
<b>Figura 3.24</b> Proceso de curado en horno.....	90
<b>Figura 3.25</b> Extracción de la estructura tipo sándwich manufacturada .....	90
<b>Figura 3.26</b> Proceso de corte y preparación de probetas.....	91



	17
<b>Figura 3.27</b> Probetas para ensayo de tensión plana .....	97
<b>Figura 3.28</b> Probetas para ensayo de compresión plana .....	98
<b>Figura 3.29</b> Probetas para ensayo de densidad .....	100
<b>Figura 3.30</b> Probetas para ensayo de flexión.....	101
<b>Figura 3.31</b> Máquina Universal de Ensayos “Shimadzu” .....	102
<b>Figura 3.32</b> Medición de las dimensiones geométricas, colocación de las probetas y ejecución del ensayo .....	103
<b>Figura 3.33</b> Acoples empleados para la ejecución del ensayo de tensión plana.....	104
<b>Figura 3.34</b> Probeta colocada en los acoples previo a la ejecución del ensayo.....	104
<b>Figura 3.35</b> Esquema de ejecución del ensayo de compresión plana .....	105
<b>Figura 3.36</b> Medición del peso para calcular la densidad.....	106
<b>Figura 3.37</b> Configuración para ensayo de flexión de 3 puntos .....	107
<b>Figura 3.38</b> Colocación de las probetas para ensayo de flexión .....	107
<b>Figura 3.39</b> Distancia de 1/4 de pulgada para remoción de daños .....	110
<b>Figura 3.40</b> Distancia típica de remoción de daños de acuerdo con el manual de Hexcel .....	111
<b>Figura 3.41</b> Distancia de remoción de daños de acuerdo con el manual Naval Air Systems Command.....	111
<b>Figura 3.42</b> Distancia típica de remoción de daños de acuerdo con el manual de Abaris .....	112
<b>Figura 3.43</b> Diagramación de la geometría de remoción del área dañada .....	114
<b>Figura 3.44</b> Remoción del área dañada capa por capa.....	115
<b>Figura 3.45</b> Corte de la tela de fibra de vidrio para los parches de reparación.....	116
<b>Figura 3.46</b> Adición de resina en las telas de fibra de vidrio .....	117
<b>Figura 3.47</b> Colocación del parche sobre las placas .....	118

	18
<b>Figura 3.48</b> Colocación de material auxiliar sobre las placas reparadas .....	119
<b>Figura 3.49</b> Embolsado al vacío de las placas reparadas .....	120
<b>Figura 3.50</b> Proceso de curado y extracción de las placas reparadas.....	121
<b>Figura 3.51</b> Corte y lijado de las placas para obtener las probetas.....	122
<b>Figura 4.1</b> Gráfica - Resistencia a tensión plana vs Configuración de reparación.....	133
<b>Figura 4.2</b> Gráfica - Resistencia a compresión plana vs Configuración de reparación	133
<b>Figura 4.3</b> Gráfica - Resistencia a corte del núcleo vs Configuración de reparación ..	134
<b>Figura 4.4</b> Gráfica - Resistencia a flexión de los revestimientos vs Configuración de reparación .....	134
<b>Figura 4.5</b> Gráfica – Módulo de elasticidad vs Configuración de reparación .....	135
<b>Figura 4.6</b> Gráfica - Densidad vs Configuración de reparación.....	135
<b>Figura 4.7</b> Gráfica de efectos principales para resistencia a tensión plana .....	141
<b>Figura 4.8</b> Gráfica de interacción para resistencia a tensión plana.....	141
<b>Figura 4.9</b> Gráfica de efectos principales para resistencia a compresión plana .....	142
<b>Figura 4.10</b> Gráfica de interacción para resistencia a compresión plana.....	142
<b>Figura 4.11</b> Gráfica de efectos principales para resistencia a corte del núcleo .....	143
<b>Figura 4.12</b> Gráfica de interacción para resistencia a corte del núcleo.....	143
<b>Figura 4.13</b> Gráfica de efectos principales para resistencia a flexión de los revestimientos.....	144
<b>Figura 4.14</b> Gráfica de interacción para resistencia a flexión de los revestimientos ...	144
<b>Figura 4.15</b> Gráfica de efectos principales para módulo de elasticidad.....	145
<b>Figura 4.16</b> Gráfica de interacción para módulo de elasticidad.....	145
<b>Figura 4.17</b> Gráfica de efectos principales para densidad.....	146
<b>Figura 4.18</b> Gráfica de interacción para densidad .....	146
<b>Figura 4.19</b> Gráfica de residuos para resistencia a tensión plana.....	148

	19
<b>Figura 4.20</b> <i>Gráfica de residuos para resistencia a compresión plana</i> .....	148
<b>Figura 4.21</b> <i>Gráfica de residuos para resistencia a corte del núcleo</i> .....	149
<b>Figura 4.22</b> <i>Gráfica de residuos para resistencia a flexión de los revestimientos</i> .....	149
<b>Figura 4.23</b> <i>Gráfica de residuos para módulo de elasticidad</i> .....	150
<b>Figura 4.24</b> <i>Gráfica de residuos para densidad</i> .....	150

## Resumen

La presente investigación consistió en el estudio de las propiedades mecánicas de materiales compuestos con estructura tipo sándwich, en específico de la secuencia de apilamiento de capas del componente aeronáutico Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) del avión A-29B Super Tucano. Para fabricar mencionada estructura se empleó el método de laminación manual de fibra de vidrio P/N 7781 E-Glass para los revestimientos, honeycomb para el núcleo y resina epóxica 2000 x 2060 como matriz. Posterior a su fabricación y fundamentados en los estándares ASTM se obtuvieron la cantidad necesaria de probetas para la ejecución de ensayos mecánicos de tensión plana, compresión plana, densidad y flexión de tres puntos, cuyos resultados permitieron caracterizar estáticamente las propiedades mecánicas del material del componente aeronáutico. Para complementar el estudio y mediante un Diseño de Experimentos (DOE), específicamente de un diseño factorial completo se experimentaron reparaciones estructurales en placas con la misma secuencia de apilamiento, considerando tres parámetros: material de reparación, distancia entre capas para remoción del área dañada y el tipo de daño (parcial o total). De cada una de las placas reparadas se obtuvieron probetas y en base a los estándares ASTM se ejecutaron similares ensayos mecánicos con la finalidad de analizar, comparar y validar los resultados del proceso de reparación. Finalmente se establecieron los parámetros más influyentes que serán considerados para el desarrollo de futuras reparaciones de los componentes aeronáuticos de las aeronaves de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Palabras clave:

- **MATERIAL COMPUESTO**
- **PROPIEDADES MECÁNICAS**
- **DISEÑO DE EXPERIMENTOS**
- **REPARACIÓN ESTRUCTURAL**

## Abstract

The present investigation consisted of the study of the mechanical properties of composite materials with sandwich-type structure, specifically of the sequence of stacking layers of the aeronautical component Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) of aircraft A-29B Super Tucano. To manufacture said structure, the manual lamination method of fiberglass P/N 7781 E-Glass was used for the coatings, honeycomb for the core and 2000 x 2060 epoxy resin as matrix. After its manufacture and based on the ASTM standards, the necessary number of specimens were obtained for the execution of mechanical tests of plane tension, plane compression, density and three-point bending, the results of which allowed statically characterizing the mechanical properties of the aeronautical component material. To complement the study and through a Design of Experiments (DOE), specifically a full factorial design, structural repairs were experimented on plates with the same stacking sequence, considering three parameters: repair material, distance between layers for removal of the damaged area and the type of damage (partial or total). Specimens were obtained from each of the repaired plates and based on ASTM standards, similar mechanical tests were carried out in order to analyze, compare and validate the results of the repair process. Finally, the most influential parameters that will be considered for the development of future repairs of the aeronautical components of the Ecuadorian Air Force aircraft were established.

Keywords:

- **COMPOSITE MATERIAL**
- **MECHANICAL PROPERTIES**
- **DESIGN OF EXPERIMENTS**
- **STRUCTURAL REPAIR**

## Capítulo I

### Generalidades

#### Introducción

El uso de materiales compuestos en la industria aeronáutica ha crecido de forma significativa en los últimos años debido a que las estructuras fabricadas con materiales compuestos han demostrado sus ventajas para aplicaciones de altas prestaciones. Por ello, su proporción se encuentra entre el 35-50% del peso estructural en la aviación civil, entre el 60-80% del peso estructural en helicópteros y entre el 40-50% en aviones de combate, la incorporación de este tipo de materiales sigue en aumento motivo por el cual la industria ha mostrado un creciente interés en la optimización no sólo de los procesos de fabricación, sino también de los procesos de mantenimiento y reparación. Este uso masivo de materiales compuestos provoca la necesidad de desarrollar técnicas de reparación específicas más rápidas, más eficaces y económicas, por ello las mejoras en el proceso de reparación y sus beneficios son objeto de estudio e investigación.

Actualmente las técnicas de reparación requieren un tiempo significativo de inmovilización e inoperatividad de las aeronaves. Este hecho es especialmente costoso para la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ya que un porcentaje considerable de los costos operativos están ligados al mantenimiento y reparación de los componentes aeronáuticos. Por esta razón es fundamental reducir mencionados tiempos y costos de reparación para tener mayor disponibilidad de aeronaves.

Este proyecto de investigación está enfocado en optimizar las reparaciones de los componentes aeronáuticos de material compuesto de los aviones A-29B Super Tucano, mediante la aplicación de un estudio experimental en cual se definan los factores y/o

parámetros para la fabricación y caracterización mecánica de material compuesto con estructura tipo sándwich mediante ensayos mecánicos que permitan la determinación de las propiedades mecánicas de los revestimientos, del material del núcleo y la estructura tipo sándwich en general; para su posterior aplicación en la reparación del componente aeronáutico Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) del avión Super Tucano A-29B mediante parches de material compuesto, de tal manera que las reparaciones se realicen de manera eficaz, con un bajo costo y cumplan las prestaciones mecánicas.

El enfoque experimental de la investigación se llevará a cabo de manera planificada, estructurada y estandarizada, en base a los resultados obtenidos y análisis estadístico, siguiendo las siguientes etapas:

- Fabricación del material compuesto con estructura tipo sándwich.
- Análisis de Normas ASTM para la realización de ensayos.
- Obtención de probetas de acuerdo con la normativa ASTM.
- Ejecución de ensayos mecánicos: tensión plana, compresión plana y flexión en diferentes probetas.
- Determinación de las propiedades mecánicas de la estructura tipo sándwich.
- Definición de los parámetros a emplear en el proceso de reparación del laminado con núcleo de honeycomb mediante un diseño de experimentos.
- Ejecución de reparaciones estructurales en el material compuesto con estructura tipo sándwich de acuerdo con los parámetros definidos.
- Ejecución de ensayos mecánicos: tensión plana, compresión plana y flexión en diferentes probetas obtenidas de las placas reparadas.

- Comparación de los valores obtenidos de propiedades mecánicas de la estructura tipo sándwich en relación con los valores obtenidos de propiedades mecánicas en las diferentes combinaciones de reparación.
- Análisis y validación estadística de los resultados obtenidos.
- Redacción del documento científico.
- Establecimiento de conclusiones y recomendaciones.

### **Antecedentes**

Según el estudio “Análisis de mercado, acciones y tendencias de materiales compuestos” realizado por Grand View Research y publicado en julio del 2020, el tamaño global del mercado de materiales compuestos se estimó en USD 89.04 mil millones en 2019 y se espera que se expanda a una tasa de crecimiento anual compuesta (CAGR<sup>1</sup>) del 7.6% de 2020 a 2027. El mercado está impulsado principalmente por la creciente demanda de material liviano de alta resistencia y la eficiencia de combustible mejorada.

Algunas de las aplicaciones típicas de los materiales compuestos desde su introducción hasta la actualidad se detallan a continuación:

---

<sup>1</sup> CAGR: Compound Annual Growth Rate



**Tabla 1***Campos de aplicación de los materiales compuestos*

	Componentes aeronáuticos para los Boeing 777, Northrop Grumman B-2 Spirit, Bell-Boeing V-22 Osprey, etc.
Aviones comerciales y militares	El 24% del avión Lockheed Martin F-22 Raptor está constituido de materiales compuestos, empleados en el fuselaje, puertas y alas.
Planeadores	Construidos de fibra de carbono, fibra de aramida y fibra de vidrio.
Naves espaciales	El "brazo robot" y las compuertas de carga del primer transbordador espacial fueron manufacturadas de material compuesto. Los materiales compuestos están presentes en las estructuras principales de soporte del telescopio espacial Hubble, soportes de paneles solares y cubiertas para cohetes.
Autos de carreras	Carrocerías, alerones, ajustes, frenos y embragues para los IndyCar y Formula 1,
Embarcaciones	Yates de carreras, cascos para cazaminas, mástiles para veleros, superestructuras para embarcaciones navales grandes, etc. El Visby-Class Corvette (barco de la marina sueca), hace uso extensivo de la fibra de carbono. De hecho el casco está fabricado de estructura tipo sándwich con un núcleo de PVC, revestimientos de fibra de carbono y resina de viniléster.
Artículos Recreativos/Deportivos	Palos de golf, raquetas de tenis, cañas de pescar, rines, cuadros para bicicletas, mástiles para windsurf, máquinas de hacer ejercicio, palos de hockey, esquíes para agua y nieve, etc.
Ingeniería Civil	Refuerzos para puentes, especialmente contra terremotos. Reforzamiento para concreto, refuerzos para chimeneas y muelles.
Artículos Médicos	Sillas de ruedas, riostras para pierna/rodilla, dispositivos protéticos de todo tipo y mesas para rayos X.
Transportación/Automotriz	La mayoría de los bastidores y carrocerías de autos de alta gama como el Mercedes SLR y el Chevrolet Corvette están fabricados de fibra de carbono/epoxi, también se emplean en la fabricación de tanques de combustible, carros de monorriel, letreros para carreteras, tarimas para carga, carros de ferrocarril, etc.
Producción de energía	Las palas de aerogeneradores están experimentando importantes mejoras con la introducción de la fibra de carbono (permite llegar a 90 m de diámetro).

A lo largo de la historia, la ciencia y la tecnología han avanzado fundiéndose en una dinámica que ha terminado atando el progreso de una de ellas a la evolución de la otra, cabe decir que la disponibilidad de nuevos materiales y procesos de fabricación ha contribuido significativamente durante todas las etapas de desarrollo de la humanidad, llegando a convertirse en motor de la innovación. El uso de nuevos materiales es necesario ya que con el transcurrir de los años se han presentado nuevas necesidades y lo que se busca con la implementación de los nuevos materiales es poderlas suplir y mejorar la calidad de vida de la sociedad. Uno de estos materiales son los materiales compuestos, por lo tanto, estudiar e investigar sobre ellos resulta de mucha utilidad (Guerrero et al., 2011).

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, haciendo referencia a tratarlos para evitar su deterioro completo o para que nuevamente se vuelvan funcionales.

La implacable necesidad por mejorar el rendimiento de los aviones comerciales y militares impulsa constantemente el desarrollo de materiales estructurales mejorados de alto rendimiento. Los materiales compuestos son una de esas clases de materiales que juegan un papel importante en los componentes aeronáuticos actuales y futuros. Los materiales compuestos son particularmente atractivos para la aplicación debido a su excepcional resistencia, excelente relación rigidez/densidad y propiedades físicas superiores (Quilter, 2004).

Los materiales compuestos son cada vez más importantes en la industria aeronáutica. Los componentes aeronáuticos fabricados de materiales compuestos, como carenados, spoilers, superficies de control de vuelo, puertas del tren de aterrizaje, estabilizadores y hélices, fueron desarrollados a partir de la década de 1960 para ahorrar peso con respecto a las piezas de acero y aluminio. Los aviones de las nuevas generaciones en su gran mayoría están diseñados con las estructuras del fuselaje y alas completamente de material compuesto, y la reparación de estos materiales compuestos avanzados requiere un conocimiento profundo de las estructuras, materiales y herramientas que permitan realizar reparaciones satisfactorias (Federal Aviation Administration, 2018).

Rajak (2019) afirma que aumentar el uso de materiales compuestos para reemplazar el acero y el aluminio en la fabricación de elementos estructurales produce numerosas ventajas de rendimiento, como la potencial reducción de peso (debido a una mayor resistencia y módulo específicos), una mayor flexibilidad de diseño (debido a la capacidad de desarrollar rendimiento en direcciones específicas), mayor resistencia a la corrosión y mejor resistencia a la fatiga. La reducción de peso conduce a una mayor eficiencia del combustible. Además, el número reducido de sujetadores en estructuras compuestas proporciona una superficie más aerodinámica al avión en comparación con el aluminio remachado.

La Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) ha tenido la necesidad de afrontar esta nueva realidad al adquirir nuevas aeronaves como la avioneta Diamond DA-20, el avión Embraer EMB 314 también denominado A-29B Super Tucano, el avión de entrenamiento de pilotos militares Grob G-120TP y los helicópteros de rescate Airbus H145, que son aeronaves

fabricadas casi en su totalidad de aleaciones y materiales compuestos, por esta razón es necesario realizar una investigación en este campo. Existe interés institucional por incursionar en la investigación enfocada en el área de materiales compuestos, por tal motivo la FAE en conjunto con ESPE-INNOVATIVA han consolidado el proyecto: “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos”, mismo que pretende ampliar el tipo de reparaciones menores a otro tipo de reparaciones de mayor complejidad en estas aeronaves, por tal razón 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”, será de utilidad como complemento del mismo, cuyos resultados contribuirán al proyecto interinstitucional de materiales compuestos.

Hasta el momento el macroproyecto se ha enfocado en el modelamiento de bordes de ataque y perfiles alares, en la caracterización del material compuesto del que se encuentran fabricadas las aeronaves antes mencionadas, cuáles han sido los daños estructurales más recurrentes y el generar parches de material compuesto que reemplacen los que estén afectados o que hayan sufrido algún daño; la idea de la institución es mejorar, optimizar y reducir los costos de los procesos de reparación que se realizan actualmente en los repartos de la FAE, de aquí nace la idea de esta investigación. Dentro de la FAE actualmente se encuentran desarrollando proyectos de investigación enfocados en mencionado tema, por ende, esta investigación se enfoca en desarrollar parches elaborados de material compuesto que cumplan o mejoren las propiedades mecánicas del material original de la aeronave objeto de estudio y determinar un procedimiento de reparación de los componentes aeronáuticos deteriorados.

## **Hipótesis**

Las reparaciones estructurales mediante parches de material compuesto permiten recuperar las propiedades mecánicas del componente aeronáutico Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) de la aeronave Super Tucano A-29B.

## **Objetivos**

### ***Objetivo general***

Establecer los parámetros idóneos para desarrollar parches de material compuesto que permitan recuperar las propiedades mecánicas del componente aeronáutico P/N 314-19390-402 del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

### ***Objetivos específicos***

- Fabricar material compuesto de acuerdo con la secuencia de apilamiento de capas del componente aeronáutico P/N 314-19390-402 del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
- Caracterizar estáticamente el material compuesto de la piel del borde de ataque del componente aeronáutico P/N 314-19390-402 del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
- Establecer los parámetros influyentes para la fabricación de los parches de material compuesto mediante un diseño de experimentos (DOE), que permitirá realizar la reparación con el fin de obtener propiedades mecánicas similares o mejores comparadas con el material original.

## **Justificación e importancia**

Los costos en aviación tanto para materiales, repuestos, operación e investigación son sumamente elevados, por esta razón el presente trabajo de investigación tiene por objetivo optimizar el proceso de elaboración de parches de material compuesto para realizar reparaciones de los componentes aeronáuticos de las aeronaves antes mencionadas con el fin de reducir costos destinados a reparaciones, las mismas que permitirán tener mayor disponibilidad de aeronaves. La Fuerza Aérea Ecuatoriana ha desarrollado un proyecto de investigación que busca en un futuro realizar reparaciones de componentes aeronáuticos fabricados de material compuesto en sus aeronaves de manera segura, eficaz y económica.

En el trabajo desarrollado por Budhe (2018), se hace referencia a que el uso creciente de materiales compuestos en la industria aeronáutica da lugar a la cuestión de la reparación en lugar de la sustitución como la primera solución. La necesidad de reparar un componente puede surgir de daños físicos debido a un impacto accidental, impacto de aves, granizo, caída de rayos o por el deterioro causado por la absorción de humedad o fluido hidráulico. El costo de las estructuras fabricadas de material compuesto es demasiado alto para simplemente reemplazarlas y, por lo tanto, una reparación local mediante parches composites puede considerarse una solución válida, siempre y cuando se pueda lograr el rendimiento mecánico requerido.

Según la investigación de Baldan (2004) la cual se enfoca en el estudio de factibilidad y viabilidad de las reparaciones, se han realizado análisis de criterios de costos para reparaciones típicas de parches de material compuesto, mostrando que en comparación con los métodos de reparación mecánicos fijos convencionales,

generalmente remachados, la unión adhesiva de parches compuestos conduce a un costo efectivo y altamente tolerante al daño reparaciones estructurales.

Sin embargo, como indica Mohammadi (2020), el rendimiento de una estructura reparada que usa unión adhesiva depende no solo del proceso de unión, sino también del diseño del parche. Para garantizar la máxima eficiencia, se deben definir estrategias de unión adecuadas. Por ejemplo, un principio básico es que un parche/unión siempre es más fuerte que el material original.

### **Alcance**

La delimitación espacial del proyecto; se define en la fabricación y caracterización estática de las propiedades mecánicas de la estructura compuesta del borde de ataque del avión A-29B Super Tucano; así como en obtener un procedimiento adecuado de reparación en el cual se establezcan los parámetros significativos para la ejecución de reparaciones estructurales de daños menores en componentes aeronáuticos mediante parches de material compuesto con las materias primas y condiciones disponibles en el Laboratorio de Materiales Compuestos de la Universidad de Fuerzas Armadas – “ESPE”. Para identificar mencionados parámetros de reparación se ejecutarán ensayos mecánicos de tensión plana, compresión plana y flexión; y el análisis de propiedades que de ellos se derivan, las cuales nos permitirán validar las prestaciones mecánicas de la estructura compuesta posterior al proceso de reparación y de esta manera establecer los parámetros en futuras reparaciones de componentes aeronáuticos de las aeronaves de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

## Capítulo II

### Revisión bibliográfica

#### **Los materiales compuestos, su evolución y desarrollo en la Industria Aeronáutica**

Durante los últimos años, el uso de estructuras primarias y secundarias fabricadas con materiales compuestos se ha visto impulsado en el sector aeronáutico. Con el propósito de reducir el impacto negativo del transporte aéreo en el medio ambiente, resulta de gran interés disminuir el consumo de combustible de las aeronaves. Este objetivo se puede alcanzar mediante una reducción significativa del peso estructural (Botelho et al., 2006). Por este motivo, el número de componentes fabricados con materiales compuestos que conforman una aeronave ha incrementado en las últimas décadas como consecuencia de la disminución de peso que suponen respecto de una estructura convencional metálica equivalente (Lawrence, 2009).

Basado en el libro “Engineering Materials: Properties and Selection” de Budinski , los materiales compuestos se forman a partir de una combinación de materiales para lograr propiedades estructurales específicas, los materiales independientes en los compuestos no se disuelven o fusionan por completo, sino que actúan juntos como uno. Al unir las diversas propiedades, se produce un material con propiedades superiores.

De manera más específica, los componentes de un material compuesto se denominan matriz y refuerzo, mientras que la superficie de conexión entre estos se denomina interfaz. En términos de la cantidad de cada uno de ellos, en su mayor parte, la matriz está en mayor proporción en comparación con el refuerzo, que a su vez actúa como la "fase del huésped" y la matriz, como el "anfitrión". Sin embargo, en algunos



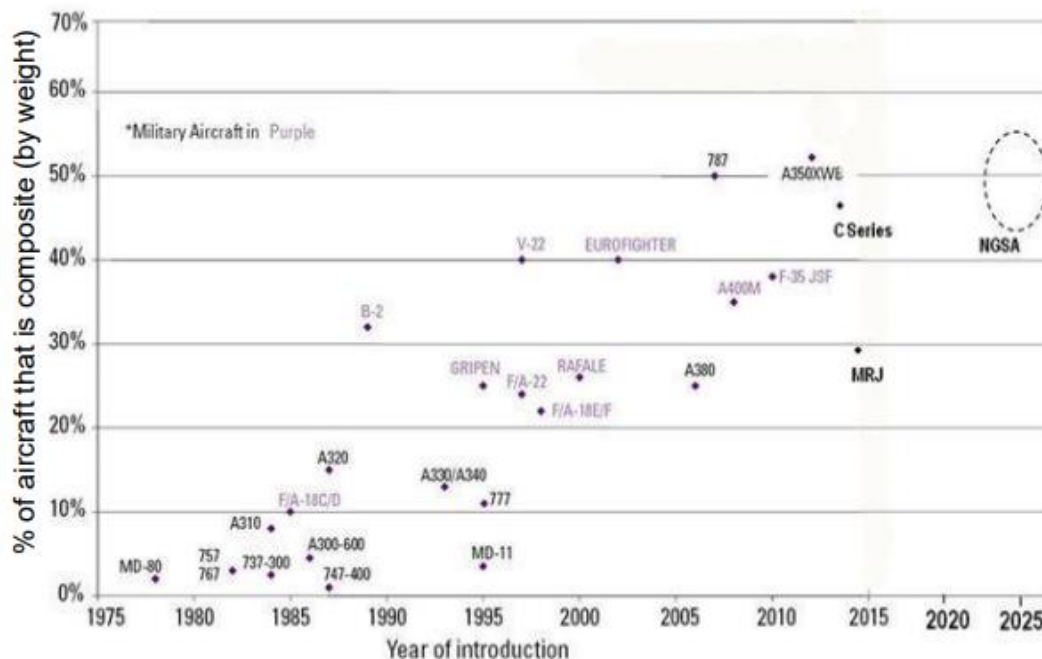
casos, como en los compuestos usados en aviación, la fracción de volumen de fibra puede ser superior al 50%, llegando a menudo al 70%. El origen del término refuerzo radica en el hecho de que los primeros compuestos se diseñaron para mejorar las propiedades mecánicas de un material como: la dureza, la resistencia a la tensión, la resistencia a la compresión, la resistencia al desgaste, etc., de tal manera que su función sea reforzar la matriz. Por esta razón, el papel de la interfaz matriz/refuerzo en el rendimiento mecánico del material compuesto siempre se destacó notablemente (Pech-Canul & Valdez, 2015).

Con la finalidad de aprovechar las mejoras que ofrecen mencionados materiales, se introdujo la aplicación de las estructuras sándwich. Desde su aparición se han convertido en una alternativa a las grandes estructuras metálicas usadas en los aviones. Las estructuras sándwich ofrecen ligereza, al aumentar el grosor del núcleo aumenta la rigidez, mientras que el peso es mínimo, presentan buen aislamiento térmico, debido a la alta rigidez no es necesario usar refuerzo externos, como largueros y marcos, la variedad de estructuras sándwich utilizadas viene dado por las propiedades del tipo de estructura en el que se desee aplicar (Federal Aviation Administration, 2018).

Hoy en día, con continuos desarrollos en materiales, diseño y tecnología de fabricación, los materiales compuestos tienen más ventajas que otros materiales, por lo que con el paso de los años los fabricantes de aviones han incrementado su uso considerablemente como se puede observar en la siguiente figura:

**Figura 2.1**

*Evolución de materiales compuestos en la industria aeronáutica civil y militar*



*Nota. Tomado de Teal Group, Boeing, Airbus, Composite Market Reports, 2018.*

### **Estructuras tipo sándwich**

Las estructuras sándwich juegan un papel importante en las industrias manufactureras modernas, como la aeroespacial, automotriz, marítima y de ingeniería civil (Pydah, 2018), ya que pueden proporcionar una mayor rigidez a la flexión bajo la misma densidad de volumen, lo que conlleva a la reducción de peso en las estructuras y a la disminución del consumo de combustible (Liu et al., 2017). También tienen una alta resistencia a los impactos estructurales porque son capaces de absorber grandes cantidades de energía en una colisión repentina (Mamalis et al., 2005). Con la creciente demanda de materiales ligeros y basados en el rendimiento en el campo estructural, los nuevos materiales compuestos como la espuma, la fibra y el panel de abeja se han utilizado cada vez más (Monaldo et al., 2019).

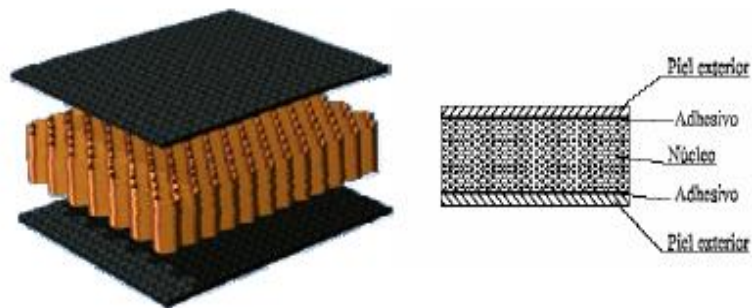
Una estructura tipo sándwich es una forma especial de compuestos laminados, constituida por dos revestimientos frontales paralelos relativamente delgados de alta resistencia, unidos a un núcleo grueso, liviano y por lo general, de baja densidad (Rocca & Nanni, 2005). Este núcleo, si bien aumentará el espesor y en mínima medida el peso de la nueva estructura comparada con una estructura simple, reportará grandes beneficios desde el punto de vista de la rigidez y peso del conjunto (He et al., 2019).

Pero en una estructura sándwich también hay que tener en cuenta el adhesivo de unión; es por ello por lo que la estructura está compuesta en realidad por dos materiales estructurales y uno auxiliar:

- a) Los revestimientos exteriores.
- b) El núcleo del sándwich.
- c) La interfase de unión entre el núcleo y los revestimientos (adhesivo).

## Figura 2.2

*Elementos principales de las estructuras sándwich*



*Nota.* Tomado de Rocca & Nanni, 2005.

Cada uno de los elementos que conforman la estructura sándwich cumplen una función determinada. Los revestimientos exteriores son los elementos resistentes, generalmente elaborados con materiales de mejores propiedades que el resto; el núcleo, de material ligero, cuyas funciones principales son mantener separadas los revestimientos exteriores, brindar aislamiento térmico, absorber la energía de impacto y transmitir los esfuerzos cortantes de una cara a la opuesta; y por último la interfase o unión adhesiva, que tiene como función principal mantener unido todo el conjunto.

En las estructuras tipo sándwich, los revestimientos frontales son en su mayoría idénticos en material y espesor. Estas estructuras se denominan estructuras sándwich simétricas. Sin embargo, en algunos casos especiales, mencionados revestimientos pueden variar en grosor o material debido a diferentes condiciones de carga o entorno de trabajo. Esta configuración se denomina estructuras sándwich asimétricas.

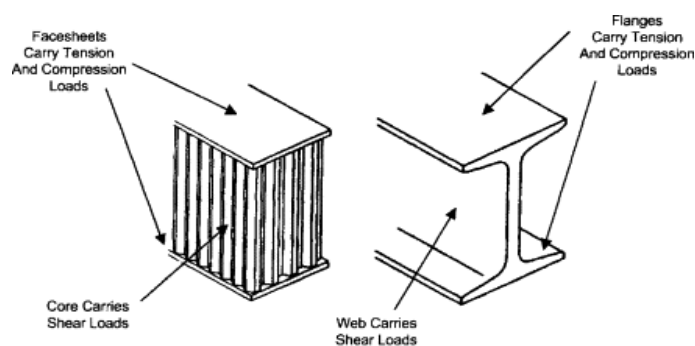
El concepto básico de una estructura sándwich es que los revestimientos frontales soportan las cargas de flexión mientras que el núcleo soporta las cargas de corte. Los revestimientos frontales son fuertes y rígidos en tensión y compresión en comparación con el material de núcleo de baja densidad cuyo propósito principal es mantener los revestimientos frontales separados para mantener un módulo de sección alto (un alto "momento de inercia" o "segundo momento del área") (Adams, 2006). El material del núcleo tiene una densidad relativamente baja (p. ej., panel o espuma), lo que da como resultado propiedades mecánicas específicas altas, en particular, alta flexión, propiedades de resistencia y rigidez relativas a la densidad total del panel.

Por lo tanto, los paneles sándwich son eficientes para transportar cargas de flexión. Además, proporcionan una mayor resistencia al pandeo a paneles de corte y miembros de compresión. La construcción en sándwich da como resultado deformaciones laterales más bajas y mayor resistencia al pandeo (Vinson & Sierakowski, 2002).

Una estructura sándwich funciona de la misma manera que una viga tipo “I” tradicional, que tiene dos patines y un alma que conecta los patines (Figura 2.3). El alma de conexión hace posible que los patines actúen juntos y resistan los esfuerzos cortantes. La estructura tipo sándwich y una viga tipo “I” difieren entre sí en que, en una estructura sándwich, el núcleo y los laminados son materiales diferentes y el núcleo proporciona un soporte continuo para los laminados en lugar de estar concentrado en un alma estrecha. Cuando la estructura sometida a flexión los laminados actúan juntos, resistiendo el momento de flexión externo de manera que un laminado se carga en compresión y el otro en tensión. El núcleo resiste fuerzas transversales, al mismo tiempo, sostiene los laminados y los estabiliza contra pandeo y arrugamiento (pandeo local) (Norlin & Reuterlöv, 2002).

### Figura 2.3

*Estructura sándwich en comparación con una viga tipo “I”*

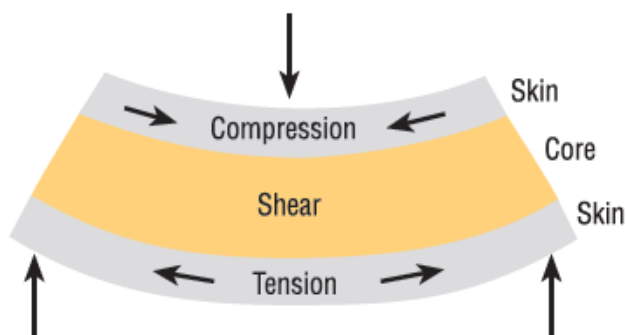


*Nota. Tomado de Campbell, 2003.*

En la figura 2.4 se puede observar un panel sándwich sometido a flexión, donde los revestimientos exteriores experimentarán esfuerzos diferentes como se describió en el párrafo anterior.

### Figura 2.4

*Panel sándwich sometido a flexión*



*Nota.* Tomado de Gurit – *Guide to Composites*, 2016.

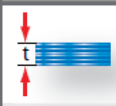
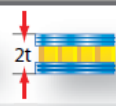
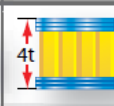
### **Propiedades mecánicas (flexión y rigidez)**

En el estudio de Kandola & Kandare (2008), se determina que la rigidez a la flexión de cualquier panel es proporcional al cubo de su espesor. El propósito del núcleo en un laminado de material compuesto es, por lo tanto, aumentar la rigidez del laminado al incrementar el espesor con un material de núcleo de baja densidad. Esto puede proporcionar un aumento considerable en la rigidez y con poco peso adicional.

La figura 2.5 ilustra las ventajas de usar una construcción de panel. Al aumentar el grosor del núcleo aumenta en gran medida la rigidez de la construcción de panel, mientras que el aumento de peso es mínimo. Debido a la alta rigidez de una construcción de panel, no es necesario usar refuerzos externos.

### Figura 2.5

Comparación de resistencia y rigidez de una estructura tipo sándwich respecto a un laminado sólido

	Solid Material	Core Thickness $t$	Core Thickness $3t$
			
Thickness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

Nota. Tomado de *Federal Aviation Administration, 2018*.

La resistencia de los paneles laminados o sándwich depende del tamaño del panel, del material de revestimiento utilizado y del número o densidad de las celdas que contiene el núcleo (Vinson & Sierakowski, 2002).

### Componentes de las estructuras tipo sándwich

Existen una gran variedad de materiales para la fabricación de estructuras sándwich, ya sea para los revestimientos frontales o para el núcleo y cada combinación posible de estos componentes da como resultado construcciones en sándwich que tienen diferentes comportamientos mecánicos. Es importante fabricar una estructura tipo sándwich que tenga las propiedades requeridas según el entorno de trabajo.

### Material de los revestimientos

En una estructura sándwich, los revestimientos frontales pueden estar hechos de diferentes materiales, pueden ser isotrópicos, ortotrópicos, anisotrópico o un material compuesto. Los materiales isotrópicos presentan las mismas propiedades en cualquier

dirección, los materiales anisotrópicos presentan direccionalidad en sus propiedades mecánicas y los materiales orto-trópicos presentan diferentes propiedades en cualquier dirección (Romano et al., 2004). Sin embargo, con el fin de minimizar el peso de la estructura, generalmente se prefieren los revestimientos frontales de material compuesto.

**Revestimientos de material compuesto.** El espesor de los revestimientos varía de 0,25 mm a 40 mm según la especificación de diseño. La flexibilidad de diseño es una ventaja para el fabricante porque no solo puede eliminar material innecesario de áreas con poca tensión, sino que también se puede reducir el peso innecesario. Otra razón para utilizar material compuesto es que tienen una resistencia superior en la mayoría de las aplicaciones y pueden ser utilizados por la mayoría de las personas sin una gran inversión en equipos, además, se pueden moldear fácilmente en formas complejas. El objetivo del uso del material compuesto debe ser claro para seleccionar el material de matriz constituyente y el refuerzo adecuados.

En estos materiales compuestos, la función de la fibra es soportar la carga ejercida sobre la estructura compuesta y proporcionar rigidez, resistencia, estabilidad térmica y otras propiedades estructurales. El material de la matriz realiza varias funciones en una estructura compuesta, algunas de las cuales unen las fibras y transfieren la carga a las fibras, y brindan protección a las fibras de refuerzo contra el ataque químico, daños mecánicos y otros efectos ambientales como la humedad (Turgut, 2007). La mayoría de las estructuras de material compuesto utilizadas en la construcción de aviones, poseen como material del revestimiento: fibra de vidrio, fibra de carbono, fibra de aramida, fibra de basalto o Kevlar®. Los revestimientos frontales de fibra de carbono no se pueden usar con material de núcleo de panel de aluminio, porque hace que el aluminio se corra.



**Materiales de la matriz del revestimiento.** El rendimiento mecánico y la durabilidad de los laminados compuestos a base de matriz polimérica están estrechamente vinculados al rendimiento mecánico de la matriz. Dado que los polímeros se comportan como sólidos viscoelásticos/viscoplásticos dependiendo de la velocidad de deformación/tensión, incluso a temperatura ambiente. La fluencia es otro factor a considerar durante el diseño. Los efectos combinados de la fluencia, la fatiga, la humedad y la temperatura sobre las propiedades mecánicas y el tiempo de falla son muy complejos y aún se están investigando. Se puede esperar que las propiedades viscoelásticas de los materiales dependan tanto de la temperatura como del tiempo (Guedes, 2010).

La selección del material de la matriz es un paso importante y las propiedades de los materiales de la matriz y el tipo de fabricación del material compuesto deben considerarse cuidadosamente. Hay dos tipos principales de resinas: termoendurecibles y termoplásticas.

Las resinas termoendurecibles más utilizadas son las epóxicas, el poliéster insaturado y el éster vinílico. Se puede obtener una amplia gama de propiedades físicas y mecánicas empleando estas resinas. La formación de sólido rígido a partir de resina líquida se realiza durante la fabricación del material compuesto. Las propiedades mecánicas de la resina dependen tanto del químico de resina como del químico de curado. El químico de resina controla las propiedades mecánicas mientras que el químico de curado controla la densidad y la longitud de la red formada. El curado se completa generalmente mediante un proceso que implica calentar y mantener la resina a uno o más niveles de temperatura en los tiempos prescritos. De esta manera se pueden lograr las propiedades óptimas de reticulación y unión.

En comparación con los termoplásticos, se puede ver fácilmente que los termoplásticos pueden sufrir deformaciones plásticas mientras que los termoestables son frágiles. Sin embargo, los termoestables tienen propiedades diferentes cuando se comparan entre sí. Por ejemplo, las resinas epóxicas son generalmente más resistentes que los poliésteres insaturados o los ésteres vinílicos. Además, las resinas epóxicas tienen buena resistencia a la distorsión por calor y se encogen menos durante el curado en comparación con el poliéster. De hecho, las resinas epóxicas son mejores en la mayoría de las propiedades que otras resinas termoendurecibles. Las resinas epóxicas se usan en aplicaciones de peso crítico, alta resistencia y dimensionalmente precisas. Las resinas de poliéster son menos costosas, ofrecen más resistencia a la corrosión y son más tolerantes que las resinas epóxicas. Por este motivo, son las más utilizadas.

Las resinas termoplásticas no están reticuladas, pero son unidades monoméricas y tienen un peso molecular muy alto, lo que garantiza una alta concentración de entrelazamientos moleculares que actúan como reticulaciones. Los termoplásticos, en comparación con los termoendurecibles, tienen elevadas deformaciones de rotura, buena resistencia a los productos químicos y estabilidad térmica. Muchos termoplásticos, excepto el nylon, muestran una buena resistencia a la absorción de agua.

***Materiales de refuerzo del revestimiento.*** Las propiedades físicas de los materiales compuestos generalmente se atribuyen a las fibras. Cuando se combinan resina y fibra, su rendimiento sigue siendo más parecido a las propiedades de cada fibra. Por esta razón, la selección de la tela es fundamental al diseñar estructuras compuestas. Hay muchos materiales de refuerzo disponibles para usar en sistemas de matriz, pero todos los materiales de refuerzo tienen alta rigidez, densidad relativamente baja y tienen

numerosos tipos y estilos. Las fibras de vidrio, carbono y aramida se utilizan ampliamente en la manufactura de componentes aeronáuticos por lo que a continuación en la tabla 2, se describen y comparan sus principales propiedades y características.

**Tabla 2**

*Comparación entre fibras empleadas como material de refuerzo*

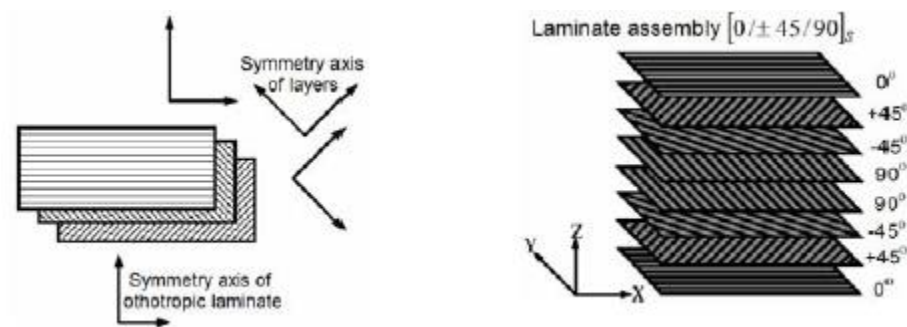
<b>Fibra de Vidrio</b>	<b>Fibra de Carbono</b>	<b>Fibra de Aramida</b>
Se basan en sílice (SiO <sub>2</sub> ) con adiciones de óxidos de calcio, boro, sodio, hierro o aluminio.	Es un refuerzo moderno que se caracteriza por un peso extremadamente bajo, una alta resistencia a la tensión y una gran rigidez.	Se desarrollan a partir de poliamidas aromáticas y forman el grupo de fibras poliméricas de alto módulo más importante.
Tipo "E" - Eléctrico: es la fibra de vidrio más utilizada, ya que tiene buena resistencia, rigidez y excelentes propiedades eléctricas.	Se maneja fácilmente y se puede moldear como fibra de vidrio.	Fueron desarrolladas por primera vez por Du Pont bajo el nombre comercial Kevlar™.
Tipo "C" - Corrosión: se emplea cuando se necesita más resistencia a la corrosión con respecto a la fibra tipo "E", pero la fibra tipo "C" tiene menor resistencia.	Son necesarias algunas técnicas avanzadas de manufactura para conseguir las máximas propiedades de este material.	Kevlar exhibe la densidad más baja de cualquier refuerzo de fibra, alta resistencia a la tensión para su peso y dureza superior. Tiene un precio entre fibra de vidrio y fibra de carbono.
Tipo "E" - Resistencia: se utiliza para aplicaciones donde se necesita una mayor resistencia que la fibra tipo "E", tiene un módulo de Young y una resistencia a la temperatura más altos en comparación con la fibra tipo "E".	Es la más cara de las fibras de refuerzo, motivo por el cual su uso es limitado.	El Kevlar es difícil de cortar y mecanizar durante la fabricación de la pieza. También tiene una temperatura de servicio baja y malas propiedades de compresión.
El diámetro de la fibra de vidrio está generalmente entre 8 y 15 µm.	Están formadas por pequeños cristallitos de grafito y generalmente tienen un diámetro de aproximadamente 8 µm.	Es posible combinar Kevlar con otros materiales creando un laminado híbrido para compensar las deficiencias.

**Estratificado y orientación de las fibras.** La resistencia y rigidez de un material compuesto depende de la secuencia de orientación de las capas y el número de ellas. La selección adecuada de la orientación de las capas en materiales compuestos es necesaria para proporcionar un diseño estructuralmente eficiente. De igual manera, la resistencia y la rigidez en una fibra unidireccional se ejecutan en la dirección de esta, las fibras en un material bidireccional se ejecutan en dos direcciones, generalmente separadas a  $90^\circ$ .

Un componente aeronáutico de material compuesto puede requerir capas de  $0^\circ$  para reaccionar a cargas axiales, capas de  $\pm 45^\circ$  para reaccionar a cargas cortantes y capas de  $90^\circ$  para reaccionar a cargas laterales (Federal Aviation Administration, 2018). A la unión de varias capas de fibra se le llama estratificado, como se aprecia en el esquema siguiente:

**Figura 2.6**

*Disposición de los ejes de simetría y estratificado en secuencia de apilamiento cuasi-isotrópica*



*Nota.* Tomado de Shevtsov et al., 2014.

Generalmente los compuestos estratificados tienen orientaciones de  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $-45^\circ$  y  $90^\circ$ , como se muestra la figura 2.6. Los impactos y golpes provocan un efecto llamado delaminación, este fenómeno es la separación de dos capas adyacentes. Cuando los estratificados se calientan o se enfrían, las dilataciones no son uniformes, esto se traduce en una distorsión de la pieza, para evitarla, se requiere que el estratificado tenga lo que se conoce como simetría espejo, esto significa que las orientaciones de las fibras en las diferentes capas deben tener simetría respecto del plano medio.

### ***Material del núcleo***

El otro componente principal de las estructuras sándwich es el material del núcleo. Para todas las estructuras sándwich, tanto en el plano como en flexión (carga primaria) son soportadas por los revestimientos frontales, y el núcleo soporta cargas de corte transversales. Por lo general, las hojas frontales son idénticas en material y grosor. La variedad de tipos de construcciones tipo sándwich depende básicamente de la configuración del núcleo (Rocca & Nanni, 2005).

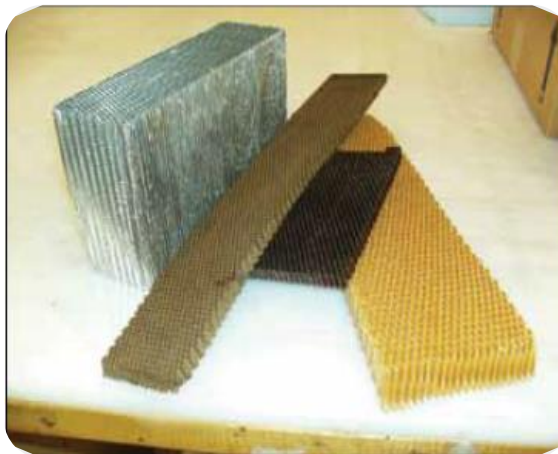
Para mantener la eficacia de la estructura sándwich, el núcleo debe ser lo suficientemente fuerte para soportar la carga a compresión o aplastante colocada sobre el panel. El núcleo también debe resistir las fuerzas cortantes involucradas. Si el núcleo colapsa, se pierde la ventaja de la rigidez mecánica. Los materiales centrales se dividen generalmente en cuatro tipos. Estos son de espuma o núcleo sólido, núcleo de panel, núcleo de banda y núcleo corrugado o de celosía.

**Núcleo de panal de abeja o “Honeycomb”.** El núcleo de honeycomb es una serie de celdas, anidadas juntas para formar paneles similares en apariencia a la sección transversal de una colmena. Se utiliza principalmente para aplicaciones estructurales en la industria aeronáutica. Las estructuras de panal de abeja se fabrican de diferentes materiales como se muestra en la figura 2.7 y su empleo depende de la aplicación prevista y las características requeridas. Cada material proporciona ciertas propiedades y tiene beneficios específicos.

El material para el núcleo más común utilizado para estructuras de panal de abeja en aeronaves es el papel de aramida (Nomex® o Korex®).

### Figura 2.7

*Materiales del núcleo tipo panal de abeja*



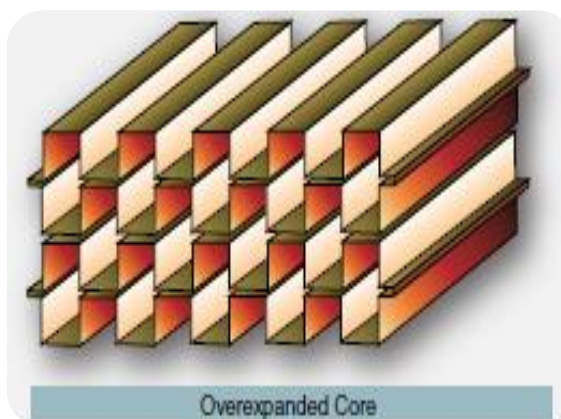
*Nota.* Tomado de *Federal Aviation Administration, 2018.*

Las celdas del núcleo de panal para aplicaciones aeronáuticas suelen ser hexagonales. Las celdas se forman uniendo hojas apiladas en ubicaciones especiales. El núcleo sobreexpandido o “overexpanded core”, se forma ampliando las hojas más de lo

necesario para formar hexágonos. El panel es un 90-99% de espacio abierto. Las células del núcleo sobreexpandido son rectangulares (figura 2.8). El núcleo sobreexpandido es flexible y se utiliza en paneles con curvas simples y complejas.

### Figura 2.8

*Diferentes formas de núcleo de panel*



*Nota.* Tomado de *Federal Aviation Administration, 2018.*

El núcleo de panel de abeja o "honeycomb" está disponible con diferentes tamaños de celda. Los tamaños de celda pequeños brindan un mejor soporte para las láminas frontales sándwich. Los paneles también están disponibles en diferentes densidades. El núcleo de mayor densidad es más fuerte y rígido que el núcleo de menor densidad.

**Tabla 3***Núcleo tipo panal de abeja Nomex®*

<b>Características</b>
Ignifugo (que no se quema o retarda el fuego).
Flexible y liviano.
Buenas propiedades aislantes y bajas propiedades dieléctricas.
Buena resistencia al impacto.
Buena formabilidad.
Ofrece la mejor relación resistencia/peso de los materiales del núcleo.
Baja densidad de volumen.
Alta resistencia a la compresión.
Alta resistencia al corte.
Buena procesabilidad para la unión con otros materiales.
Buena resistencia a la fatiga.

Aminanda (2005), estudió el panal de abeja de Nomex y el panal de abeja de aluminio, y descubrió que los paneles de abeja de Nomex tienen una tensión de plataforma más estable y un mejor rendimiento de absorción de energía que los paneles de panal de abeja de aluminio. Así también, Kolopp (2013), llevó a cabo una investigación experimental sobre la estructura de sándwich sometida a un impacto de velocidad media (120 m/s) como armadura de aviación, y descubrió que los paneles de panal de abeja de Nomex tienen un peso más ligero y una mayor resistencia al impacto.

### **Métodos de fabricación de estructuras tipo sándwich**

Existen diferentes métodos de fabricación utilizados en la producción de compuestos estructurales. Estos métodos incluyen laminado manual, moldeo por transferencia de resina asistido por vacío (VARTM), pultrusión, moldeo en bolsa al vacío, moldeo por presión y moldeo en autoclave (Zureick, et al. 1995).



### ***Laminado Manual o “Hand Lay-up”***

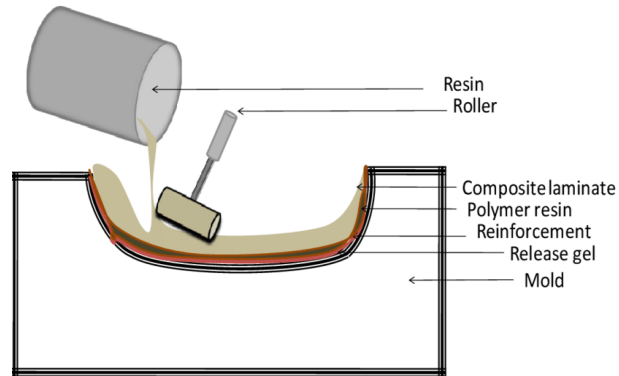
Se trata de un enfoque manual en el que se aplican sucesivamente capas de tela y resina sobre un molde. Este método es quizás el más simple, antiguo, menos complicado pero requiere más mano de obra. Es un método tradicional de fabricación de materiales compuestos y normalmente se usa para producir componentes grandes de una sola pieza (Guerrero et al., 2011).

El molde se diseña en primer lugar con la forma de la estructura compuesta final. El moldeo manual a veces llamado moldeado en húmedo, también llamado moldeado por contacto es un proceso en cual el molde se usa en un lado del componente mientras que el otro lado del componente está expuesto. Las capas de fibra están orientadas de tal manera que desarrollen la resistencia y rigidez deseadas. Después de colocar cada capa de tela, se utiliza un rodillo o espátula sobre el material compuesto para que se produzca una unión fuerte y se exprima el exceso de resina. El apilado de materiales de tela y resina se realiza hasta lograr el grosor requerido. Este método requiere mucha mano de obra y solo es adecuado para la producción en bajo volumen (Meier, 2020).

También tiene la desventaja de un control de calidad bajo e inconsistencia en las propiedades de varias partes del producto terminado. Sin embargo, con este método, se pueden fabricar compuestos de formas complicadas. En los últimos años, los avances en la tecnología de fabricación han dado como resultado algunas mejoras en este proceso manual. Hoy en día, la colocación manual se ha automatizado en varias aplicaciones.

**Figura 2.9**

*Diagrama esquemático del método de laminado manual*



*Nota. Tomado de Aljibori et al., 2016.*

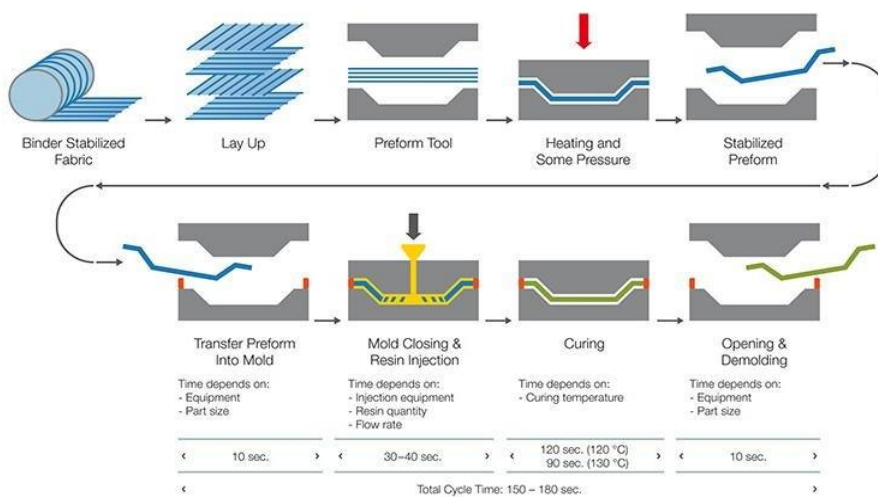
### ***Moldeo por transferencia de resina o “Resin Transfer Molding” - RTM***

En el moldeo por transferencia de resina (RTM), la resina se inyecta en un molde en el que las fibras y el material del núcleo se colocan en la posición deseada. La resina se alimenta por gravedad o presión externa. El curado ocurre dentro del molde, a menudo asistido por calentamiento.

El molde generalmente está hecho de metal, lo que proporciona una buena transferencia de calor y dura muchas operaciones de moldeo. De esta forma se pueden fabricar piezas relativamente grandes.

**Figura 2.10**

*Diagrama esquemático del método de moldeo por transferencia de resina*



*Nota.* Tomado de *Ahmadova, 2018.*

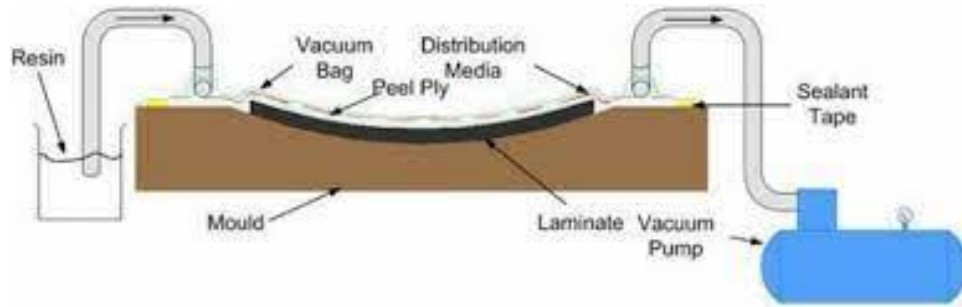
### ***Moldeo por transferencia de resina asistido por vacío o “Vacuum Assisted Resin Transfer Molding” - VARTM***

En este proceso, los tejidos secos necesarios para producir el componente estructural se apilan juntos sucesivamente. La tela se coloca en una superficie de molde abierta sin tapa. Cuando se completa la operación de laminado, se cubre el molde y se aplica vacío para consolidar el material. Luego, la resina se deja fluir y dispersarse a través de toda la red estructural, manteniendo el molde al vacío. La resina se cura en condiciones ambientales. Este proceso tiene la gran ventaja de un costo de producción comparativamente bajo, ya que los materiales, moldes y equipos son económicos.

También es ventajoso sobre muchos otros métodos debido a los peligros ambientales minimizados de las toxinas asociadas con el proceso. El molde se sella durante la aplicación de la resina, controlando así las amenazas ambientales y reduciendo los riesgos para la salud de los trabajadores.

**Figura 2.11**

*Diagrama esquemático del método de moldeo por transferencia de resina asistido por vacío*



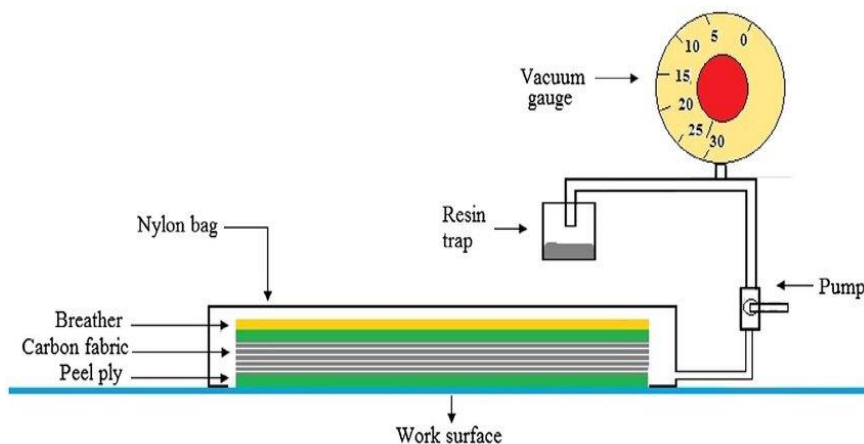
*Nota. Tomado de Krishnarajb & Kumar, 2014.*

### **Embolsado al vacío o “Vacuum Bagging”**

En esta técnica, los tejidos se humedecen con la resina en un molde, el material del núcleo se coloca entre los tejidos después de la laminación y se sella una bolsa de vacío sobre el laminado. Al agregar presión al laminado, se puede eliminar el exceso de resina, lo que reducirá el peso total y optimizará la resistencia. El ensacado al vacío se utiliza para agregar presión sin aplastar la pieza y el vacío se ejecuta en el área sellada. La presión de vacío resultante exprime el exceso de resina. Se requiere una bomba de vacío y el proceso generalmente se realiza mientras la pieza está en un molde.

**Figura 2.12**

*Diagrama esquemático del método de embolsado al vacío*



*Nota.* Tomado de *Siddique et al., 2018.*

### **Reparaciones estructurales en materiales compuestos**

La naturaleza frágil que caracteriza a los materiales compuestos los hace susceptibles al daño a lo largo de su vida útil. Algunos de los motivos que pueden llegar a provocar el daño en el material compuesto afectando negativamente su comportamiento están causados por defectos que aparecen durante el proceso de fabricación, acumulación de daños debidos a las cargas a las que está sometida la estructura, efecto de cargas que superan los límites de diseño, impactos a baja velocidad durante el mantenimiento de la aeronave o condiciones meteorológicas adversas como el granizo (Miravete & Castejón, 2002).

Como consecuencia de estos daños, y debido al alto nivel de integración de las estructuras fabricadas con materiales compuestos junto con el gran tamaño de los mismos, ha sido necesario el desarrollo de técnicas de reparación que permitan la recuperación de las propiedades mecánicas de la estructura previas al daño (Soutis &

Hu, 1997). Dichas técnicas suponen un ahorro en términos económicos y una reducción del impacto medioambiental al disminuir la cantidad de residuos (Katnam et al., 2013).

El propósito principal de una reparación estructural es restaurar la resistencia inicial del componente dañado, asegurando su integridad estructural, así como su correcto comportamiento al estar sometido a diferentes estados de carga durante su vida en servicio. Asimismo, debe evitar cambios en la rigidez global de la estructura y garantizar una correcta transferencia de carga de manera que la distribución de tensiones sea similar a la original a través del área reparada, todo ello sin suponer un aumento de peso (Banea & da Silva, 2009).

Existen dos tipos de reparaciones aplicables a estructuras de materiales compuestos: reparaciones mecánicas y reparaciones adhesivas. Las reparaciones adhesivas presentan ventajas con respecto a las mecánicas, como un mejor comportamiento a fatiga, menor sensibilidad a la corrosión al no introducir piezas metálicas adicionales, mejor adaptación a formas complejas y menor peso.

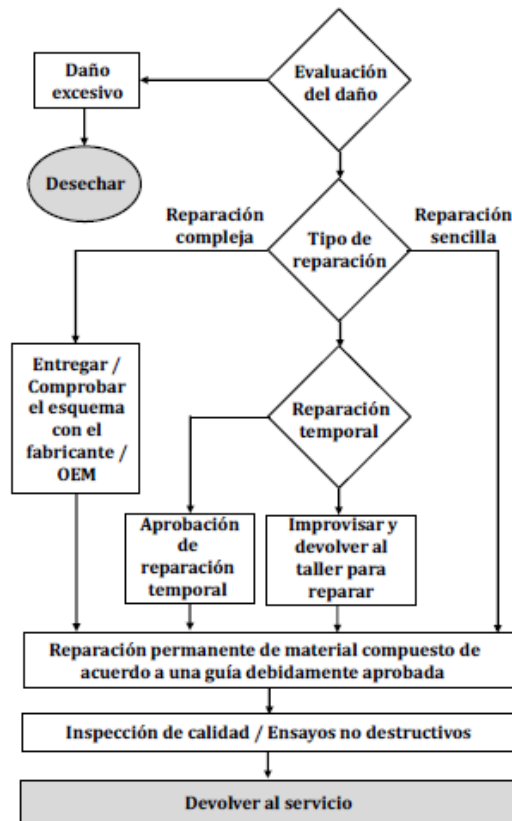
Cabe destacar que las reparaciones mecánicas no son aplicables a reparaciones de laminados delgados con espesores menores a 8 mm debido a las cargas inducidas por los remaches (Baker, 1996), mientras que las reparaciones adhesivas son aplicables a laminados delgados de espesor inferior a 3 mm. De esta forma, constituyen una alternativa creciente frente a las reparaciones mecánicas dentro de los diferentes campos de la ingeniería (Budhe et al., 2016).

Antes de llevar a cabo una reparación es necesario evaluar los daños existentes para determinar el método más adecuado a utilizar. De esta forma es posible establecer de manera correcta la técnica de reparación y el material a emplear, así como los procesos que son necesarios llevar a cabo sobre el área dañada (Figura 2.13).

La decisión de reparar o desechar un componente tras evaluar el daño se determina en base a la naturaleza del daño y su alcance, el tipo de reparación a realizar para recuperar la resistencia inicial, los costes derivados de la misma, su posición y accesibilidad, y la disponibilidad de los materiales necesarios.

**Figura 2.13**

*Proceso de reparación de materiales compuestos*



*Nota. Tomado de Hexcel Corporation, 2007.*

Una vez evaluado el daño y determinada el área a reparar sobre el componente, el paso previo a la ejecución de la propia reparación es la eliminación de material de la zona dañada mediante la realización de un agujero (Caminero et al., 2013). Este agujero puede provocar un cambio en el estado tensional de la estructura, reduciendo su capacidad resistente y vida en fatiga debido a la aparición de concentración de tensiones en las zonas cercanas al mismo (Erçin et al., 2013). La cantidad de material que debe ser removido depende no sólo del alcance del propio daño, sino también de los parámetros geométricos con los que se diseña la reparación.

Un exceso en la eliminación de material puede provocar un efecto adverso sobre el componente. Por ello, una reparación debe estar diseñada de manera tal que se minimice la concentración de tensiones del agujero en el laminado debidas tanto a la cantidad de material eliminado (tamaño del agujero) como a la geometría de la reparación, considerado que actúa sobre un área determinada del laminado (Katnam et al., 2013).

La preparación superficial, previa a la realización de la reparación, resulta fundamental para conseguir la correcta adhesión de los diferentes elementos (Schmid et al., 2015), de tal forma que las cargas se transmitan de manera adecuada. Por ello, es necesario asegurar que la superficie a unir se encuentre libre de contaminantes e impermeabilizada, llevando a cabo un tratamiento básico según el cual la superficie quede limpia y activa para la posterior adhesión, el cual, dependerá del material empleado (Budhe et al., 2016). Algunos autores han demostrado que la durabilidad de las reparaciones depende de la preparación superficial previa al proceso de adhesión (Azari et al., 2010).



El proceso de adhesión es uno de los aspectos relevantes que deben ser considerados, ya que influye sobre el desarrollo del daño, el modo de fallo y la resistencia de la reparación (Mohan et al., 2014). La reparación de sustratos de material compuesto puede llevarse a cabo mediante diferentes métodos, como son la co-reparación, el co-curado, la reparación secundaria y la reparación mediante el uso de diferentes materiales (Schmid et al., 2015). El proceso de co-reparación consiste en el curado simultáneo del parche y el adhesivo. El co-curado es el curado simultáneo de adherente, parche y adhesivo. En el caso de la reparación secundaria, el adherente y el parche se encuentran curados, y es el adhesivo el que se cura en último lugar.

De entre los métodos anteriores, el co-curado es más comúnmente empleado frente a la reparación secundaria, ya que el número de partes y ciclos de curado disminuye respecto del anterior. Sin embargo, cuando la estructura a reparar es de gran tamaño la reparación secundaria se convierte en la alternativa óptima (Budhe et al., 2016). Además, existen estudios que demuestran que uniones llevadas a cabo mediante el método de reparación secundaria presentan una resistencia más elevada que las anteriores bajo diferentes modos de carga (Mohan et al., 2014).

Se pueden distinguir diferentes tipos de reparaciones adhesivas dependiendo del alcance del daño. Las más sencillas, son las reparaciones cosméticas, las cuales se relacionan con un tipo de daño que no es significativo desde un punto de vista estructural, como puede ser un roce, una abolladura o la pérdida de láminas superficiales. Con el objetivo de restaurar la uniformidad de la superficie afectada, se extiende un material o adhesivo líquido sobre el área dañada que toma la forma del contorno del daño (Hexcel Corporation, 2007).

Las reparaciones por inyección se emplean sobre pequeñas delaminaciones o despegues. En este caso, se realizan pequeños agujeros taladrados hasta llegar al foco del daño sobre uno de los cuales se introduce una resina, sometida previamente a calor, hasta que rebosa por los agujeros restantes. También se puede aplicar presión para asegurar la correcta repartición del material inyectado en el interior de la estructura.

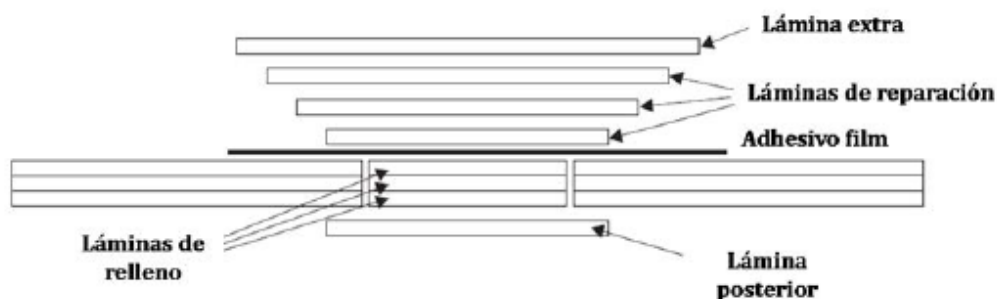
El último tipo de reparación es aquella en la cual el daño ha producido una pérdida notable en la capacidad resistente de la estructura, siendo necesaria la adición de material en forma de refuerzo o parche. Éste suele estar fabricado del mismo material del componente dañado, aunque puede ser diferente en función de los requisitos establecidos. Dependiendo de la técnica empleada se puede distinguir diferentes tipos de reparaciones adhesivas: las reparaciones de parche externo simple o doble, y las reparaciones de parche alineado o integrado, las cuales a su vez pueden ser tipo “scarf” o tipo “step” (Ahn & Springer, 2000). A continuación, se describen brevemente los diferentes tipos de reparaciones tipo parche:

Las reparaciones de tipo parche externo son aquellas en las que el material de refuerzo se une a la superficie del laminado, pudiendo colocar el mismo en el exterior del laminado (parche simple), o tanto en el exterior como en el interior (parche doble), siendo las de parche simple son las más empleadas debido a su relación entre simplicidad y eficiencia. El agujero puede ser o no rellenado con capas de laminado original que refuerce la zona interior del agujero, o de un material auxiliar que, a pesar de no aportar un aumento en la resistencia de la estructura, facilite la colocación del parche (Figura 2.14).

Son el tipo más sencillo de reparación, y aunque requiere una buena preparación superficial para lograr una adhesión óptima, suponen un menor coste temporal si se comparan con las reparaciones de parche integrado. Además, se pueden emplear en componentes curvados, ya que se adaptan a la geometría durante el proceso de curado. Sin embargo, el grosor del laminado reparado es mayor que el inicial, lo que supone un ligero aumento del peso total de la estructura que dependerá del tamaño del parche.

**Figura 2.14**

*Reparación adhesiva tipo parche externo*



*Nota.* Tomado de *Hexcel Corporation, 2007.*

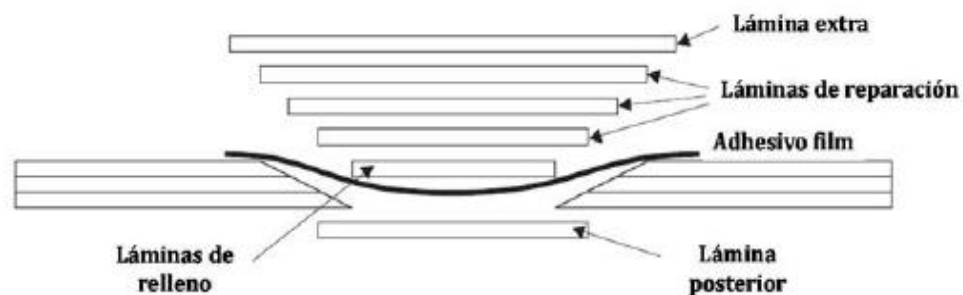
Los parches externos pueden estar compuestos por láminas del mismo tamaño, o de diferentes tamaños. En este último caso, la sección más pequeña debe ser suficiente para cubrir el daño por completo, aumentando progresivamente el tamaño del resto de láminas de abajo hacia arriba. Este tipo de apilamiento se emplea para conseguir una mejor distribución de la carga y evitar grandes esfuerzos en los extremos del parche. El adhesivo, por su parte, tiene el tamaño máximo del parche de manera que está en contacto con todas las láminas.

Las reparaciones tipo “scarf” o biseladas son aquellas en las que la zona externa alrededor del orificio se lija de manera continua, dejando expuesta una sección biselada de cada capa de laminado con un ángulo determinado (Figura 2.15). Como regla general, la relación empleada para realizar el ángulo de biselado se comprende entre 1:20 y 1:40 de longitud de solape respecto de espesor de laminado (Okafor et al., 2005). El parche se une al laminado de manera que cada capa se encuentra superpuesta con el mismo, siendo en ocasiones necesaria la colocación de alguna lámina de relleno para conseguir una superficie más plana. De este modo, el espesor final del laminado reparado es prácticamente igual que el original.

Estas reparaciones se han desarrollado para laminados de hasta 10 mm de espesor, y se recomiendan para áreas dañadas de hasta 150 mm de diámetro aproximadamente. Se utilizan para aquellas aplicaciones en las que la cara posterior del laminado dañado no es accesible. Sin embargo, llevar a cabo este tipo de configuración requiere una gran cantidad tiempo y habilidad del operario debido a la dificultad que conlleva el proceso.

### Figura 2.15

*Reparación adhesiva tipo “scarf” o biselada*



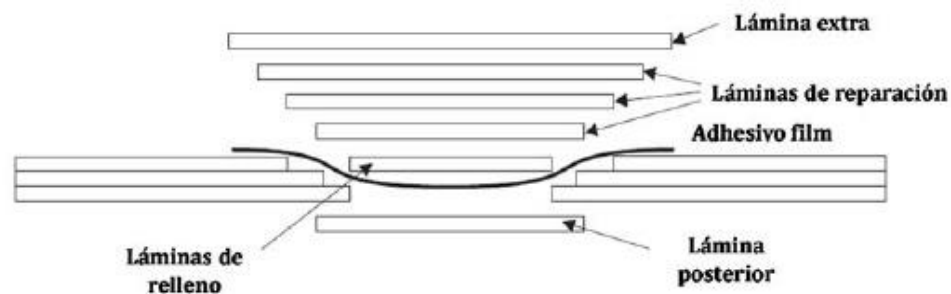
*Nota. Tomado de Hexcel Corporation, 2007.*

Las reparaciones tipo “step” o escalonadas son aquellas en las que el laminado se lija perpendicularmente a la superficie del laminado en cada una de las láminas, de manera que se produce un acabado escalonado sobre el cual se coloca el parche (Figura 2.16). Así, el espesor de la reparación es muy similar al del laminado inicial, aunque, al igual que las anteriores, requiere una gran cantidad de tiempo para su preparación y realización.

Cabe destacar la importancia del escalado de cada lámina del parche ya que ejerce una elevada influencia sobre el comportamiento global de la estructura. En cada uno de los extremos de las diferentes láminas aparecen valores elevados de tensión, cuyo aumento puede llegar a dar lugar a una pérdida de efectividad del parche si se comparan con las reparaciones tipo “scarf”. Por este motivo, es imprescindible dimensionar de manera adecuada la longitud de escalonado.

**Figura 2.16**

*Reparación adhesiva tipo “step” o escalonada*



*Nota. Tomado de Hexcel Corporation, 2007.*

A la vista del procedimiento de reparación de materiales compuestos presentado y los diferentes tipos de reparaciones existentes, es posible afirmar que se trata de un proceso complejo que depende de numerosos parámetros. Éstos deben ser analizados

para conocer la influencia individual y conjunta de cada uno de ellos sobre la respuesta de la reparación bajo un estado de carga determinado. Este hecho dificulta la predicción del comportamiento de un componente reparado y, por consiguiente, su implementación en la industria.

En la actualidad, se dispone de manuales no estandarizados que presentan procedimientos de reparación de estructuras de material compuesto definidos, en general, por los operadores. De esta forma, las reparaciones adhesivas no están certificadas, al contrario de lo que ocurre con las reparaciones mecánicas, que sí lo están (Moreno, 2018).

## Capítulo III

### Experimentación y ensayos

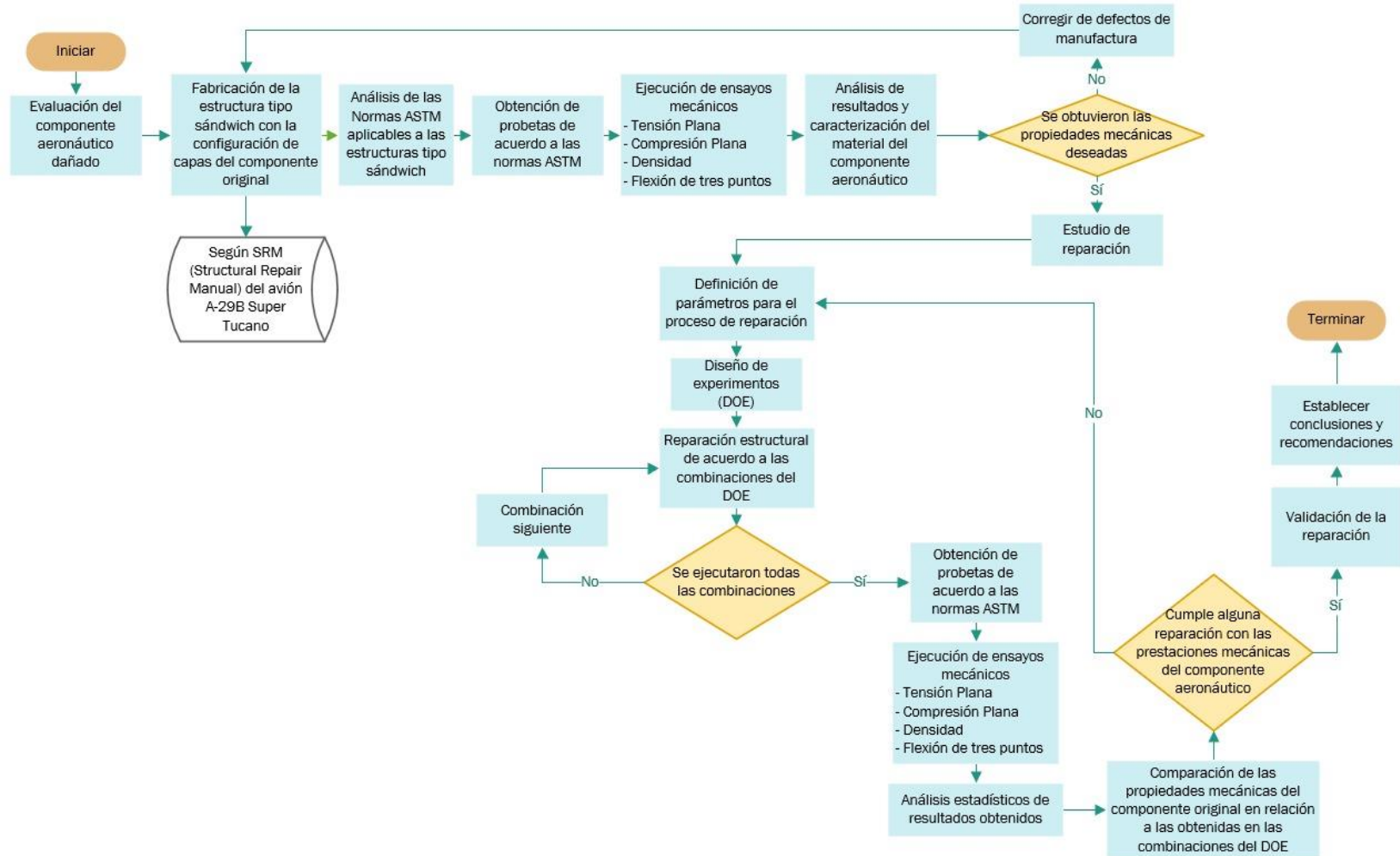
#### Metodología

La presente investigación se centra en una metodología experimental, ya que la idea principal es obtener un método adecuado de fabricación y reparación de material compuesto tipo sándwich que esté alineado a la industria aeronáutica; y comparativa ya que mediante ensayos mecánicos destructivos se buscará determinar las propiedades mecánicas del material compuesto tipo sándwich y validar el proceso de reparación evaluando la resistencia mecánica y la integridad estructural de las reparaciones.

El enfoque experimental de la investigación se llevará a cabo de manera planificada, estructurada y estandarizada, en base a los resultados obtenidos y análisis estadístico, siguiendo el diagrama de flujo de la figura 3.1, en donde se indica cada una de las etapas a desarrollarse:

Figura 3.1

Diagrama de flujo de las etapas a realizar en el presente trabajo de investigación





## **Materiales, equipos y herramientas**

### ***Materiales***

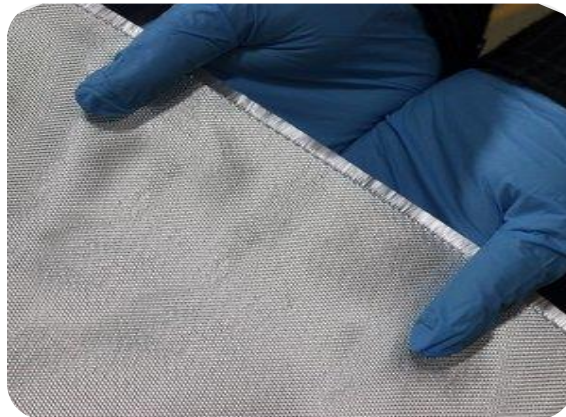
En la presente investigación se utilizaron los materiales que se describen a continuación:

#### **Fibra de Vidrio**

La fibra de vidrio se utiliza para múltiples procedimientos de reparación de aeronaves. La tela seca se impregna previamente con una resina para la posterior ejecución del proceso de laminado o trabajo de reparación.

#### **Figura 3.2**

*Fibra de vidrio*



Para la fabricación de los revestimientos de los laminados tipo sándwich, así como para las reparaciones, se utilizaron las telas de fibra de vidrio asignadas al proyecto de investigación “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves

de Combate, reparados con Materiales Compuestos” que mantiene la Fuerza Aérea Ecuatoriana con ESPE-INNOVATIVA, las mismas que se detallan a continuación:

**a) Style 7781 E-Glass**

**Tabla 4**

*Fibra de vidrio 7781 E-Glass*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Nomenclatura	7781
Resinas compatibles	Poliéster, viniléster y epoxi.
Patrón de tejido	Satin 8H (Harness)
Descripción del hilo	Urdimbre: ECG 75 2/2 Trama: ECG 75 2/2
Peso	9 oz/yd <sup>2</sup>
Fuerza de ruptura	Urdimbre: >150 lb/in Trama: >150 lb/in
Espesor	0.008 in

*Nota. 7781 E-Glass. Recuperado de Fibre Glast Developments Corp.*

**b) Style 6781 S2-Glass**

**Tabla 5**

*Fibra de vidrio 6781 S2-Glass*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Nomenclatura	6781
Resinas compatibles	Poliéster, viniléster y epoxi.
Patrón de tejido	Satin 8H (Harness)
Descripción del hilo	Urdimbre: SCG 75 1/0 Trama: SCG 150 1/0
Peso	9 oz/yd <sup>2</sup>
Fuerza de ruptura	Urdimbre: >200 lb/in Trama: >200 lb/in
Espesor	0.009 in

*Nota. 6781 S2-Glass. Recuperado de Fibre Glast Developments Corp.*

### **Honeycomb HRH-10 Nomex® P/N 1562**

Los fabricantes de aeronaves en su mayoría para la fabricación de sus componentes aeronáuticos emplean núcleos sándwich de panal de abeja Nomex®, ya que requieren un peso mínimo. Este tipo de núcleo al estar constituido de celdas expandidas permite que sea bastante flexible, lo que lo hace perfecto para usar en curvas de radio estrecho, como es el caso del componente aeronáutico objeto de estudio.

### **Figura 3.3**

*Núcleo tipo panal de abeja o “honeycomb”*



El núcleo empleado en la fabricación de la estructura tipo sándwich y en las diferentes configuraciones de reparación fue el Honeycomb HRH-10 Nomex® asignado al proyecto de investigación “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos” que mantiene la Fuerza Aérea Ecuatoriana con ESPE-INNOVATIVA, del cual sus principales propiedades y características se detallan a continuación:

**Tabla 6***Honeycomb HRH-10 Nomex®*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Material	Fibra de aramida (DuPont Nomex®)
Recubrimiento	Resina fenólica
Densidad	1.8 lb/ft <sup>3</sup> – 29 Kg/m <sup>3</sup>
Espesor de corte	0.210 in
Tamaño de celda	Celdas expandidas de 3/16 in
Características	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Alta relación resistencia/peso</li> <li>• Resistente a la corrosión</li> <li>• Excelente rendimiento de fluencia y fatiga</li> </ul>

*Nota.* Nomex® Honeycomb. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### **Resina epóxica 2000**

La resina epoxi 2000 para laminados es una resina de viscosidad media diseñada para fabricar piezas y otras aplicaciones estructurales exigentes. Permite maximizar las propiedades físicas de los laminados de fibra de carbono, Kevlar® y fibra de vidrio.

Hay tres sistemas de endurecedores de alto rendimiento disponibles para la resina 2000. Las opciones varían de acuerdo con el tiempo de trabajo o vida útil de la resina, siendo estos 20 minutos, 60 minutos y 120 minutos. Esta variedad de opciones permite seleccionar el sistema más adecuado para el tamaño, la complejidad o el periodo de tiempo que se necesite trabajar con la resina.

**Figura 3.4***Resina epóxica 2000*

Para la manufactura de los revestimientos, la adhesión del núcleo a los revestimientos y las reparaciones en esta investigación se empleará la resina epóxica 2000 x 2060, en la cual el tiempo de vida útil o tiempo de manipulación de la resina es de 60 minutos. Se debe cumplir con las proporciones de mezcla adecuadas y mantener una temperatura de curado de al menos 60 °C por un tiempo de 45 minutos.

**Tabla 7**

*Propiedades físicas de la resina 2000 x 2060*

<b>Propiedad</b>	<b>Detalle</b>	<b>Norma ASTM</b>
Relación de mezcla por peso y volumen	100:27	PTM&W
	3:1	
Vida útil o tiempo de trabajo	1 hora	D2471
Color	Ámbar claro	Visual
Viscosidad de la mezcla	900-950 cps	D2393

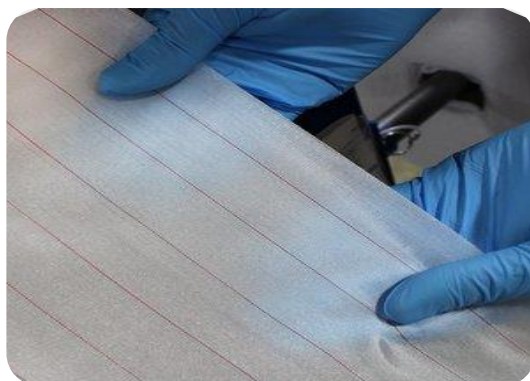
*Nota.* Data Sheet Epoxy Resin 2000 x 2060. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### Econostitch® Peel Ply P/N 1582

El tejido sintético Econostitch® Peel Ply, crea un acabado de superficie uniforme y texturizado en los laminados, que reduce o elimina la necesidad de lijar una vez que se completa el proceso de curado. Presenta un tejido fino, al colocar sobre el laminado permite que fluya el exceso de resina y aire, eliminando las burbujas presentes en el laminado.

**Figura 3.5**

*Peel Ply*



**Tabla 8**

*Econostitch® Peel Ply*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Material	Nylon
Color	Blanco
Espesor nominal	0.006 in
Color de los trazadores	Rojos
Ancho	60 in
Temperatura máxima de uso	375 °F – 190 °C

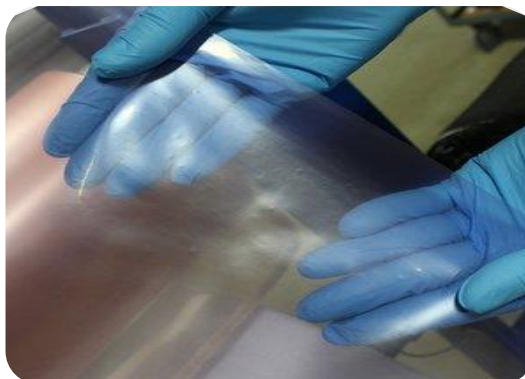
*Nota.* Data Sheet Econostitch® Peel Ply. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### Nylon Bagging Film Below 300 °F P/N 1785

Esta lámina se emplea para el embolsado al vacío, es suave y conformable sin la posibilidad de crear arrugas no deseadas. Reduce la afección creada por la humedad ambiental, lo que significa que no se secará y se volverá quebradizo como muchas otras láminas de embolsado. Las láminas frágiles no solo son difíciles de trabajar, sino que también tienden a perforarse durante el manejo y durante todo el proceso de vacío.

#### Figura 3.6

*Nylon Bagging Film*



**Tabla 9**

*Nylon Bagging Film Below 300 °F*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Material	Nylon
Espesor nominal	0.002 in
Resistencia a la tensión	>6,000 psi
Porcentaje de elongación	>400 %
Ancho	60-120 in
Temperatura máxima de uso	338 °F – 170 °C

*Nota.* Data Sheet Nylon Bagging Film. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

**Tela Breather and Bleeder P/N 579**

Este poliéster no tejido de alto relleno cubre y se ajusta fácilmente a los contornos de los laminados o componentes que están siendo reparados. No contiene ningún aglutinante que pueda cerrar el flujo de aire dentro del molde, y absorberá fácilmente el exceso de resina. Se utilizan en el proceso de embolsado al vacío para evacuar todo el aire de la bolsa mientras se aplica el vacío.

Permite aplicar una presión uniforme sobre toda la superficie del laminado y que los gases producidos durante el curado sean evacuados del laminado a su fuente de vacío. Otra de sus funciones es absorber el exceso de resina que se aplicó durante el proceso de apilado de capas. Una vez que se completa el proceso de embolsado al vacío, se retira y desecha.

**Figura 3.7**

*Tela breather and bleeder*





**Tabla 10***Tela "Breather and Bleeder"*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Material	Poliéster
Espesor nominal	0.125 in
Peso superficial	4 oz/yd <sup>2</sup>
Ancho	60 in
Temperatura máxima de uso	400 °F – 204 °C

*Nota.* Data Sheet Breather and Bleeder. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### **Yellow Sealant Tape P/N 580**

La cinta de sellado de la bolsa de vacío, también llamada cinta adhesiva, se usa para sellar la bolsa de vacío a la superficie del molde de aluminio que contiene el componente o los laminados previo al proceso de curado.

**Figura 3.8***Yellow Sealant Tape*

**Tabla 11***Yellow Sealant Tape*

<b>Propiedad</b>	<b>Descripción</b>
Espesor nominal	0.125 in
Ancho nominal	0.5 in
Color	Amarillo
Temperatura máxima de uso	400 °F – 204 °C
Gravedad específica	1.2 +/- 0.05 g/cc

*Nota.* Data Sheet Yellow Sealant Tape. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### **Equipos**

En la presente investigación se utilizaron los equipos que se describen a continuación:

#### **Balanza electrónica**

Es una balanza de alta precisión, rápida respuesta y rendimiento confiable. Nos permite pesar las fibras para determinar la cantidad correcta de resina y catalizador y nos permite pesar las probetas para determinar su masa y su posterior densidad.

**Figura 3.9***Balanza digital Camry*

**Tabla 12***Características técnicas de la balanza digital*

<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>
Marca	Camry
Modelo	ACS-ZE20
Capacidad	6 Kg
Apreciación	0.5 gr
Fuente de alimentación	110 V
Iluminación	LED ajustable

*Nota. Recuperado de Manual de Usuario Balanza Camry - Zhongshan Camry Electronic Co. Ltd.*

### **Sierra de banda**

Se emplea para cortar los diferentes laminados y probetas.

**Figura 3.10***Sierra de banda Century*

**Tabla 13***Características técnicas de la sierra de banda*

<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>
Marca	Century
Potencia del motor	350 W
Ancho	230 mm
Capacidad de corte	90 mm
Velocidad de corte	800 m/min
Tamaño de la cuchilla	151 mm x 6.5 mm x 0.35 mm
Tamaño de la mesa de corte	300 mm x 300 mm

*Nota.* Recuperado de *Manual de Usuario Century Band Saw - Century Drill & Tool Co.*

### **Dremel® Multi-Max MM40**

Es una herramienta de corte giratorio, empleada en el proceso de remoción del área dañada previo al proceso de reparación, cada uno de sus accesorios esta diseñados para cortar y dar forma a los laminados de material compuesto con gran precisión evitando dañar las superficies.

**Figura 3.11***Dremel Multi-Max MM40*

**Tabla 14**

*Características técnicas del Dremel® Multi-Max MM40*

<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>
Angulo de oscilación	3,2°
Voltaje	220 V
Potencia	270 W
Rotación (RPM)	10.000 - 21.000
Velocidad	Variable
Peso	1.47 Kg
Cambio de accesorios	Quick Lock

*Nota. Recuperado de Manual de Usuario Dremel® Multi-Max MM40 - Bosch Power Tools B.V.*

### **Bomba de vacío Industrial de 0.6 HP P/N 2228**

Esta bomba de vacío es adecuada para aplicaciones de infusión de resina o embolsado al vacío de cualquier tamaño. Cuenta con una operación de paleta rotativa 100% sin aceite, y está diseñada para funcionar continuamente con muy poco mantenimiento.

### **Figura 3.12**

*Bomba de vacío*



**Tabla 15***Características técnicas de la bomba de vacío*

<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>
Tipo de motor	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Paleta rotativa.</li> <li>• Libre de aceite.</li> </ul>
Potencia nominal	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Totalmente cerrado, enfriado por ventilador.</li> </ul> 0.6 HP
RPM	3200
Flujo de aire	5.4 CFM
Presión de vacío	25.1 inHg
Emisión de ruido	61 (dB(A)/39.4in)
Peso	25.4 lbs
Fuente de alimentación	110 V

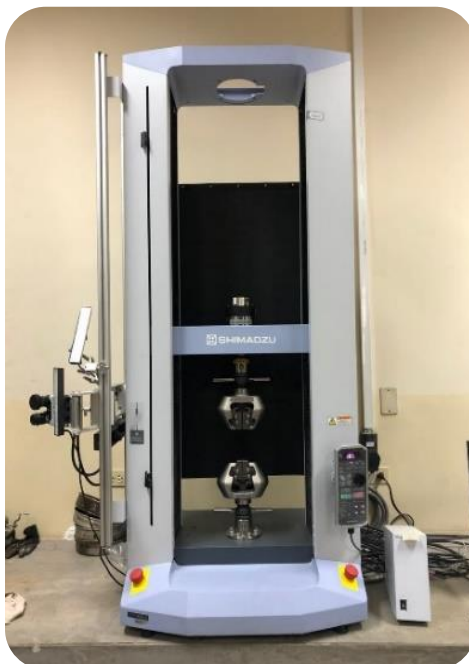
*Nota.* Data Sheet Industrial 0.6 HP Vacuum Pump. Recuperado de *Fibre Glast Developments Corp.*

### **Máquina Universal de Ensayos**

Se utilizó la máquina Universal de Ensayos Shimadzu AGS-X con capacidad de carga de 50 KN, del Laboratorio de “Suelos” de la Universidad de las Fuerzas Armadas - “ESPE”.

**Figura 3.13**

*Máquina Universal de Ensayos “Shimadzu”*

**Tabla 16**

*Características técnicas de la maquina universal de ensayos Shimadzu AGS-X Series*

<b>Característica</b>	<b>Descripción</b>
Marca	Shimadzu
Modelo	AGS-50kNX
Dimensiones	1633 mm x 718 mm x 641 mm
Peso	260 Kg
Accesorios	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Celda de carga (con cable CAL).</li> <li>• Cable de alimentación (5 m)</li> <li>• Varilla giratoria y abrazaderas de cable.</li> </ul>
Tasa de captura de datos	1000 Hz máximo
Ancho de prueba efectivo	425 mm
Fuente de alimentación	220 V

*Nota. Recuperado de Manual de Usuario Shimadzu AGS-50kNX - Shimadzu Corporation.*

## Horno

Los materiales compuestos se pueden curar en hornos utilizando varios métodos de aplicación de presión (Figura 3.14). El horno utiliza aire caliente que circula a alta velocidad en su interior para curar los laminados, estructuras tipo sándwich y componentes en reparación. Las temperaturas de curado dependen de la resina que se esté empleando como matriz.

### Figura 3.14

*Horno para el curado de materiales compuestos*



## Herramientas

### Herramientas manuales

En el transcurso del proceso de fabricación y reparación de las estructuras sándwich se emplearon varias herramientas manuales, para el proceso de corte de las telas y demás materiales, se emplearon tijeras y bisturís. Mientras para impregnar las fibras secas con resina se usó una espátula de goma facilitando el apilamiento de capas.



Los marcadores, las reglas y las plantillas de círculo se utilizan para realizar los diseños de reparación.

### **Figura 3.15**

*Herramientas manuales para corte y laminación*



### **Accesorios para generar vacío**

Los accesorios, tubos y conectores de vacío son una parte esencial de cualquier sistema de embolsado al vacío. Se utilizan para crear una conexión hermética entre los laminados o componentes y la fuente de vacío.

### **Figura 3.16**

*Accesorios para embolsado al vacío*

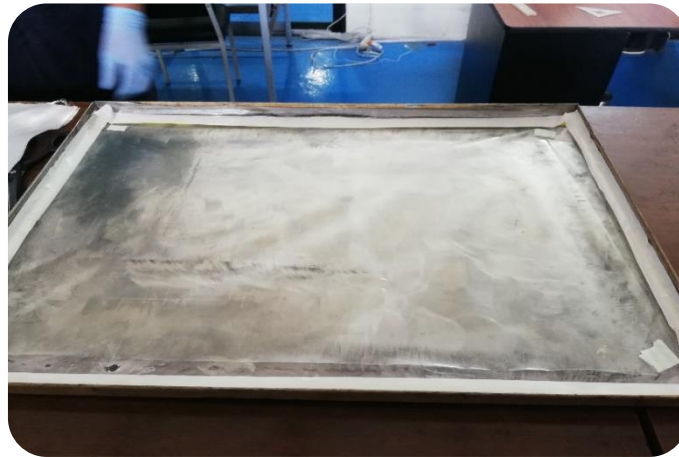


### **Molde de aluminio**

Se utilizó un molde de aluminio para sostener los laminados y el componente en reparación durante el ciclo de curado. Se aplicó una lámina de separación (Nylon Bagging Film) a la placa para evitar la adherencia de los laminados o componentes lo que pudiera causar el desprendimiento de las fibras. El molde proporciona un área de transferencia de calor más uniforme y proporciona un mejor acabado superficial del laminado de material compuesto.

### **Figura 3.17**

*Molde de aluminio*



### **Proceso de fabricación de la estructura tipo sándwich**

Se usó una resina epóxica 2000 x 2060 para laminados con una película de 0,9 mm de grosor ( $SG = 1,11 \text{ g/cm}^3$ ) como matriz polimérica, se usó fibra de vidrio 7781 E-Glass ( $\rho = 9 \text{ oz/yd}^2$ ) como fibra de refuerzo, y HRH-10 Nomex® Honeycomb (3/16" de tamaño de celda expandida) ( $\delta = 0,029 \text{ g/cm}^3$ ) como material del núcleo. Las propiedades físicas y mecánicas de las materias primas se detallan en las tablas 4, 5, 6 y 7. Cada una de las telas y el núcleo se impregnaron y laminaron en base a la técnica

manual de apilamiento de capas o “Hand Lay-up”, de acuerdo con la secuencia de apilamiento de capas que determina el Manual de Reparación Estructural del avión A-29B Super Tucano que se detalla en la tabla 17. Para el proceso de curado se utilizó un embolsado al vacío dentro de una cámara térmica. La temperatura de curado para la fabricación de los laminados y la estructura tipo sándwich se estableció en 60°C durante un tiempo de 45 minutos. Para la manufactura de la estructura tipo sándwich de acuerdo con la técnica anteriormente descrita, se deben seguir una serie de tareas y subprocesos que se describen a continuación:

### **Preparación del área de trabajo**

Se debe limpiar previamente la mesa de trabajo eliminando todas las impurezas que se encuentren sobre la superficie. Así como también se debe colocar sobre la mesa las diferentes herramientas a utilizar.

### **Preparación del molde**

Como siguiente punto se debe preparar el molde sobre el cual se ejecutará el proceso de apilamiento de capas, debiendo eliminar todo residuo e impureza con alcohol o acetona; además es importante recubrir la superficie de contacto con un desmoldante ya que durante los procesos de laminación y curado la matriz puede adherirse al molde, en este caso se colocó como primera capa plástico para embolsado o “bagging film” en el interior del molde, lo que nos permitirá que se forme un material homogéneo, eliminar los excesos de resina y evitar daños en el acabado superficial al momento de desprender el laminado, finalmente se procede a enmascarar los exteriores del molde con cinta de sellado de color amarillo como se detalla en las siguientes figuras:

**Figura 3.18**

*Colocación de plástico para embolsado en el molde*

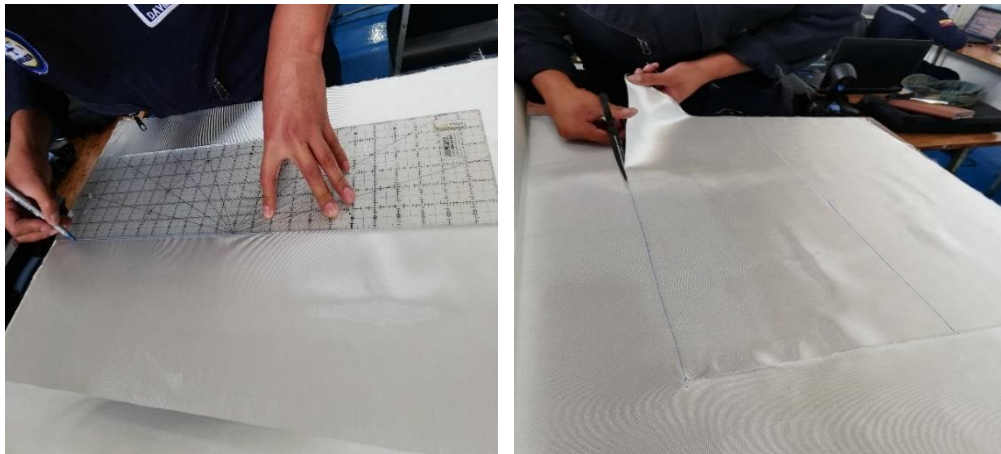


### **Proceso de corte**

Consiste en señalar en el rollo de tela de fibra de vidrio 7781 E-Glass y en la plancha de honeycomb las dimensiones y la cantidad de capas necesarias de acuerdo con el orden y orientación de las fibras utilizando la regla Olfa® Ruler, finalizada esta actividad utilizando las tijeras se procede a cortar cada una de las capas señaladas tanto de fibra de vidrio como de honeycomb, en nuestro caso se cortaron diez capas de tela de fibra de vidrio como de honeycomb, en nuestro caso se cortaron diez capas de tela de fibra de vidrio: 8 capas con orientación de  $0^{\circ}$  -  $90^{\circ}$  y 2 capas con orientación de  $\pm 45^{\circ}$ .

**Figura 3.19**

*Marcación y corte de las telas de fibra de vidrio*



## Preparación y mezcla de la resina

Con las telas cortadas y el molde listo, se procede a realizar el cálculo de la cantidad de resina que se va a utilizar, para lo cual se debe conocer el peso total de la fibra de vidrio que se va a utilizar y se aplica la relación 100:27 recomendada por el fabricante de la resina, la cual nos indica que por cada 100 gr de resina se debe añadir 27 gr de catalizador y así evitar cualquier desperdicio. Se prepara la mezcla resina-catalizador en recipiente. En la figura 3.20, se puede observar el desarrollo de la medición del peso de la fibra así como la preparación y mezcla de la resina.

### Figura 3.20

*Determinación del peso de la fibra de vidrio y la resina*



### Proceso de impregnación de resina

Con la resina mezclada uniformemente con el catalizador se procede a esparcirla sobre las seis primeras capas con ayuda de una espátula de goma las cuales posterior a su apilamiento formaran el revestimiento frontal exterior, a continuación se ubicó sobre las seis capas el núcleo de honeycomb como se observa en la figura 3.21 y sobre este se laminó las cuatro capas restantes que formarán el revestimiento posterior interno. Se puede visualizar como la fibra absorbe la mezcla ya que esta cambia su tonalidad, lo que significa que se ha humedecido o impregnado completamente (figura 3.21). Las telas de fibra de vidrio impregnadas en resina se apilaron una sobre la otra obteniendo un espesor promedio de 1,35 mm en la parte exterior y 1,05 mm en la parte interior. La secuencia de apilamiento de capas se realizó de acuerdo con el Manual de Reparación Estructural (SRM<sup>2</sup>) del avión A-29B Super Tucano como se detalla en la tabla 17.

**Tabla 17**

*Secuencia de apilamiento de capas según SRM A-29B Super Tucano*

Codificación	Orden	Orientación
50	A3	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A4	+/- 45 <sup>0</sup>
	A5	+/- 45 <sup>0</sup>
20	A6	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A7	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A8	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
40	HONEYCOMB CORE	
20	A9	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A11	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A12	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>
	A14	0 <sup>0</sup> -90 <sup>0</sup>

<sup>2</sup> SRM: Structural Manual Repair

**Figura 3.21**

*Adición y dispersión de la resina por la fibra de vidrio*

**Colocación del Peel ply, breather & bleeder.**

Una vez completado el proceso de laminación, se procedió a la colocación sobre la estructura tipo sándwich del peel-ply, el mismo que debe ser colocado sobre la última capa, lo que permitirá crear una superficie limpia, eliminar los excesos de resina, crear un material homogéneo, obtener un mejor acabado superficial y evitar que el “breather and bleeder” se adhiera a los laminados o a la superficie de reparación. A continuación, se coloca la tela “breather and bleeder” que cumple las funciones de respiradero y sangrador, generando un vacío uniforme en todo el material (como muestra la figura 3.22)

y creando un camino para que el aire y las burbujas escapen de los laminados y reparación. El exceso de resina se recoge en esta tela.

**Figura 3.22**

*Corte y colocación del peel ply y la tela “breather and bleeder”*



### **Proceso de embolsado al vacío**

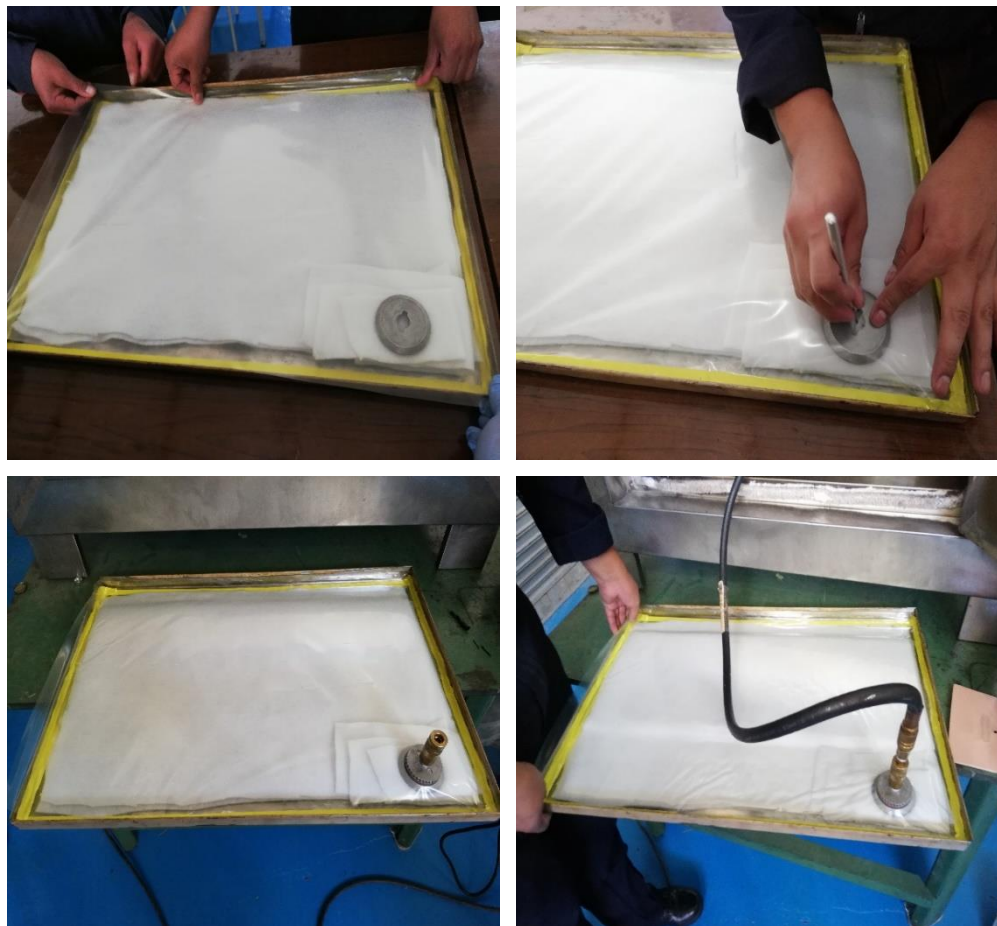
Una vez colocados cada uno de los materiales auxiliares sobre la estructura sándwich se procede a colocar plástico para embolsado o denominado “bagging film” y se sella con la cinta de color amarillo colocada previamente en el molde. Como siguiente paso se realizan dos pequeños cortes en el plástico que permitan instalar la válvula de



vacío, acoples, manómetro y las mangueras para poder conectar a la bomba. En este punto se debe comprobar que no existan fugas de aire como se observa en la figura 3.23.

**Figura 3.23**

*Proceso de embolsado al vacío y verificación de fugas*



### **Proceso de curado**

Previo al proceso de curado se debe precalentar la cámara térmica durante 15 minutos. Una vez verificadas y enmendadas las fugas del embolsado al vacío se introduce el molde en la cámara térmica manteniendo la temperatura de curado de 60°C bajo una

presión de vacío de 70 KPa durante 45 minutos. Luego, el material se dejó enfriar en el molde a temperatura ambiente.

### Figura 3.24

*Proceso de curado en horno*



Una vez finalizado el tiempo de curado se procede a extraer la estructura tipo sándwich (figura 3.25), retirando el embolsado y cada uno de los materiales auxiliares los mismos que serán desechados. Se recomienda retirar el material auxiliar con precaución para evitar daños en la superficie de los laminados.

### Figura 3.25

*Extracción de la estructura tipo sándwich manufacturada*



### Recorte de probetas

En la figura 3.26 se puede observar la placa de estructura sándwich obtenida para el desarrollo de esta investigación la cual no presenta porosidad visible lo que es el resultado de un buen laminado en términos de calidad, de la cual el siguiente paso será obtener las probetas que permitirán analizar y determinar las propiedades mecánicas que presenta la estructura sándwich. Primero se mide, se corta los excesos y con una sierra se corta cada una de las placas. A continuación, se deben marcar las placas con las dimensiones establecidas en las normas técnicas de acuerdo con el tipo de ensayo a ejecutar. Posteriormente con la ayuda de la sierra de banda se cortan las probetas de las placas (figura 3.26). Con la finalidad de cumplir con las tolerancias dimensionales que establecen las normas se lijan las probetas hasta obtener las dimensiones adecuadas.

### Figura 3.26

*Proceso de corte y preparación de probetas*



## **Normativa técnica aplicable para la caracterización estática físico-mecánica de materiales compuestos de estructura tipo sándwich**

Las partes altamente cargadas de los aviones y helicópteros modernos en su gran mayoría se producen a partir de materiales compuestos poliméricos y estructuras tipo sándwich. Dichos materiales consisten en fibras de refuerzo, empaquetadas por capas con diferentes ángulos, y resina, que distribuye uniformemente las tensiones estructurales entre las fibras. Estos compuestos en su mayoría tienen una simetría ortotrópica de propiedades mecánicas para obtener la distribución deseable de los módulos elásticos consistentes con el patrón de carga externa. Los requisitos principales para los materiales compuestos de la aeronave son: propiedades elásticas, parámetros de resistencia a largo plazo, alta resistencia contra las acciones ambientales y baja expansión térmica para mantener la estabilidad de la forma. Estas propiedades están garantizadas por una implementación exacta de las condiciones tecnológicas y muchos procedimientos de prueba realizados con las fibras, resina, pre-impregnados y componentes terminados.

Los procedimientos de los ensayos mecánicos más importantes están definidos por ASME<sup>3</sup>, SACMA<sup>4</sup>, AGATE<sup>5</sup> y ASTM<sup>6</sup>. Sin embargo, en cada caso, la gran diversidad de componentes (dimensiones y secuencias de apilado de las fibras, propiedades reológicas de las resinas termoendurecibles, etc.) requiere un enfoque específico para la preparación de las muestras, los ensayos mecánicos y el procesamiento numérico de los resultados de las ensayos para obtener los valores reales de los parámetros probados (Shevtsov et al., 2014).

---

<sup>3</sup> ASME: American Society of Mechanical Engineers

<sup>4</sup> SACMA: Suppliers of Advanced Composite Materials Association

<sup>5</sup> AGATE: Advanced General Aviation Transport Experiments Consortium

<sup>6</sup> ASTM: American Society for Testing and Materials

En este proyecto de investigación nos enfocaremos en el caso en el que las muestras analizadas no se cortan del componente aeronáutico original, sino de placas manufacturadas con una secuencia de apilamiento de las fibras específica descrita en la sección anterior. Los ensayos mecánicos a ejecutar nos proporcionaran información útil tanto para el diseño estructural del parche como para estimar la calidad del proceso de reparación. Como parte del estudio experimental se considerará en los resultados de los ensayos mecánicos, la influencia del material empleado en la reparación, la distancia de remoción entre capas del área dañada y si el daño atraviesa parcial o completamente el laminado, para la determinación del esfuerzo último de tensión plana, esfuerzo último de compresión plana, densidad del material, esfuerzo máximo de corte del núcleo, esfuerzo máximo en los revestimientos y módulo de elasticidad.

Ecuador no tiene una normativa establecida para el desarrollo de los diferentes ensayos mecánicos y caracterización estática físico-mecánica de materiales compuestos, por lo que para el desarrollo de este proyecto de titulación nos basaremos en la normativa ASTM para el dimensionamiento de las probetas y la ejecución de los diferentes ensayos, los cuales se describen en las siguientes secciones:

### **Características de las probetas**

Las distintas probetas a emplear en los ensayos deben cumplir una serie de requisitos requeridos en las normas ASTM aplicables al tipo de material en estudio que serán descritos a continuación:

***Probetas para ensayo de tensión plana de los sándwiches***

Para la determinación de las propiedades a tensión de las estructuras tipo sándwich el estándar que define los lineamientos, recomendaciones y directrices para la elaboración de las probetas y la ejecución de los ensayos es el ASTM C297/C297M–16 “Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions”.

Este método de prueba proporciona información para la determinación de la transferencia de carga y la resistencia a la tensión plana del material del núcleo intercalado, la estabilidad de la unión de núcleo a revestimiento o el revestimiento de un panel sándwich ensamblado. Las formas de material de núcleo permitidas incluyen aquellas con superficies de unión continua (como madera de balsa y espumas), así como aquellas con superficies de unión discontinuas (como panal de abeja) (American Society for Testing and Materials, 2016).

De acuerdo con el estándar ASTM C297/C297M–16 se deben ensayar mínimo cinco (5) probetas para el posterior análisis estadístico que determine la propiedad deseada. Con respecto a los requerimientos geométricos, las probetas deben tener una sección transversal rectangular o circular constante que cumpla un área mínima en la superficie plana de  $625 \text{ mm}^2$ . Las dimensiones y tolerancias de los especímenes recomendadas en función del tamaño de la celda del núcleo se detallan en la tabla 18.

**Tabla 18**

*Dimensiones recomendadas para el área mínima de cara de las probetas y del bloque de carga*

Tamaño de celda mínimo	Tamaño de celda máximo	Dimensión mínima del bloque de carga	Área de contacto mínimo
-----	3 mm	25 mm	625 mm <sup>2</sup>
3 mm	6 mm	50 mm	2500 mm <sup>2</sup>
6 mm	9 mm	75 mm	5625 mm <sup>2</sup>

*Nota.* Recuperado de *American Society for Testing and Materials, 2016.*

Tomando en cuenta el tipo de designación del honeycomb utilizado en esta investigación, de acuerdo con su ficha técnica se realiza el siguiente cálculo en función del tamaño de celda para la selección del ancho mínimo de las probetas y sus bloques de carga (acoples):

Honeycomb Nomex HRH-10 - 3/16 - 4.0

Donde:

**HRH-10** es el tipo de núcleo

**3/16** es el tamaño de celda en pulgadas

**4.0** es la densidad nominal en  $\frac{lb}{ft^3}$

Por lo tanto, se interpola en función del tamaño de celda de la siguiente manera:

$$\frac{3}{16} in \times \frac{25,4 mm}{1 in} = 4,7625 mm$$

**Tabla 19***Interpolación para obtener el ancho de la probeta*

<b>X - Tamaño de celda (mm)</b>	<b>Y - Ancho de la probeta (mm)</b>
3	25
4,7625	<b>y</b>
6	50

$$y = Y1 + \left[ \frac{(X - X1)}{(X2 - X1)} \cdot (Y2 - Y1) \right]$$

$$y = 25 + \left[ \frac{(4,7625 - 3)}{(6 - 3)} \cdot (50 - 25) \right]$$

$$y = 25 + \left( \frac{1,7625}{3} \cdot 25 \right)$$

$$y = 25 + \left( \frac{44,0625}{3} \right)$$

$$y = 25 + 14,6825$$

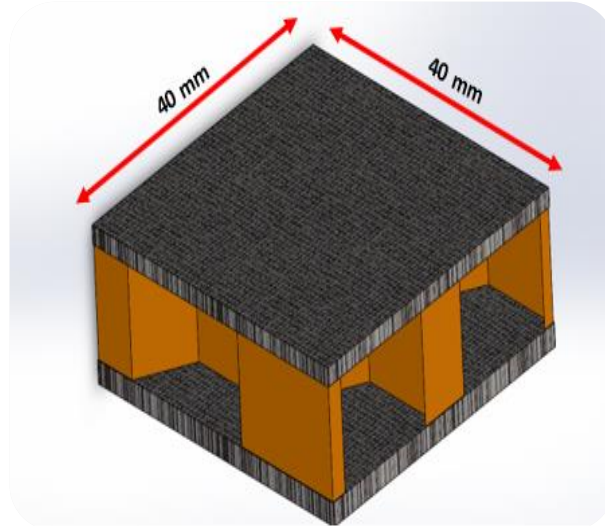
$$y = 38,6825 \approx 40 \text{ mm}$$

Las probetas para la ejecución de los ensayos de tensión de los sándwiches tienen una medida de superficie rectangular de 40 mm de ancho por 40 mm de largo, el espesor de la probeta debe ser igual al espesor de la construcción del sándwich, como se muestra en la figura 3.27.



**Figura 3.27**

*Probetas para ensayo de tensión plana*



***Probetas para ensayo de compresión plana de los sándwiches***

Para la determinación de las propiedades a compresión de las estructuras tipo sándwich el estándar que define los lineamientos, recomendaciones y directrices para la elaboración de las probetas y la ejecución de los ensayos es el ASTM C365/C365M – 16 “Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores”.

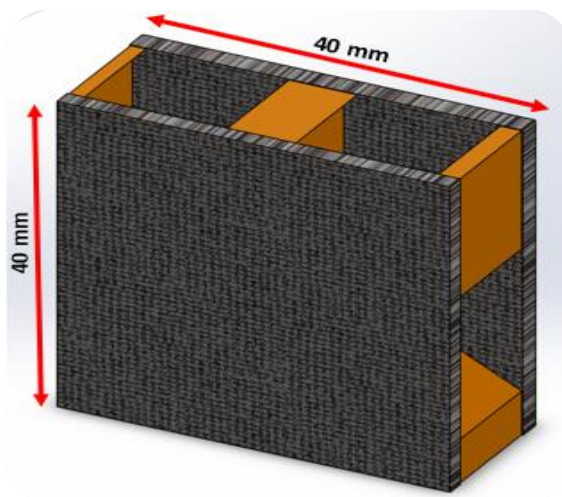
Este método de prueba proporciona información para la determinación de la resistencia a la compresión y el módulo de los núcleos sándwich. Estas propiedades generalmente se determinan para propósitos de diseño en una dirección normal al plano de los revestimientos, ya que el núcleo se colocaría en una construcción de sándwich estructural. Los procedimientos de prueba se refieren a la compresión en esta dirección en particular, pero también se pueden aplicar con posibles variaciones menores para determinar las propiedades de compresión en otras direcciones. Las formas de material de núcleo permitidas incluyen aquellas con superficies de unión continua (como madera

de balsa y espumas), así como aquellas con superficies de unión discontinuas (como panal de abeja) (American Society for Testing and Materials, 2016).

De acuerdo con el estándar ASTM C365/C365M–16 se deben ensayar mínimo cinco (5) probetas para el posterior análisis estadístico que determine la propiedad deseada. Con respecto a los requerimientos geométricos, las probetas deben tener una sección transversal rectangular o circular constante que no exceda de  $10000 \text{ mm}^2$ . Las dimensiones y tolerancias de los especímenes recomendadas en función del tamaño de la celda del núcleo son similares al estándar ASTM C297/C297M–16 por lo que las dimensiones de las probetas son 40 mm de ancho por 40 mm de largo, el espesor de la probeta debe ser igual al espesor de la construcción del sándwich, como se muestra en la figura 3.28.

### Figura 3.28

*Probetas para ensayo de compresión plana*



### ***Probetas para ensayo de densidad de los sándwiches***

Para la determinación de la densidad de las estructuras tipo sándwich el estándar que define los lineamientos, recomendaciones y directrices para la elaboración de las probetas y la ejecución de los ensayos es el ASTM C271/C271M – 16 “Standard Test Method for Density of Sandwich Core Materials”.

Este método de prueba proporciona información para la determinación de la densidad de los materiales del núcleo de construcción tipo sándwich. Las formas de material de núcleo permitidas incluyen aquellas con superficies de unión continua (como madera de balsa y espumas), así como aquellas con superficies de unión discontinuas (como panal de abeja) (American Society for Testing and Materials, 2016).

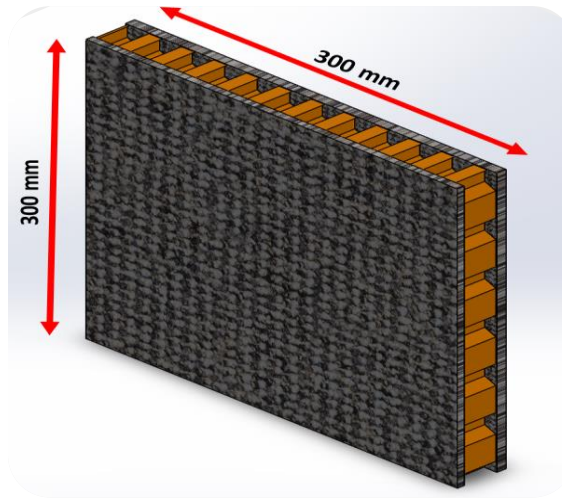
La densidad es una propiedad física fundamental que se puede usar junto con otras propiedades para caracterizar un núcleo tipo sándwich. La mayoría de las propiedades estructurales del núcleo tipo sándwich, como la resistencia y la rigidez, son proporcionales a la densidad. La obtención de datos de densidad del núcleo de sándwich puede ser esencial para las propiedades de diseño, las especificaciones de materiales, las aplicaciones de investigación y desarrollo y la garantía de calidad (González et al., 2019).

De acuerdo con el estándar ASTM C271/C271M–16 se deben ensayar mínimo cinco (5) probetas para el posterior análisis estadístico que determine la propiedad deseada. Con respecto a los requerimientos geométricos, las probetas deben tener una sección transversal cuadrada o rectangular constante. Las dimensiones y tolerancias de los especímenes recomendadas son 300 mm de ancho por 300 mm de largo, el espesor

de la probeta debe ser igual al espesor de la construcción del sándwich, como se muestra en la figura 3.29.

### Figura 3.29

*Probetas para ensayo de densidad*



### ***Probetas para ensayo de flexión de los sándwiches***

Para la determinación de las propiedades a flexión de las estructuras tipo sándwich el estándar que define los lineamientos, recomendaciones y directrices para la elaboración de las probetas y la ejecución de los ensayos es el ASTM C393/C393M – 16 “Standard Test Method for Shear Properties of Sandwich Core Materials by Beam Flexure”.

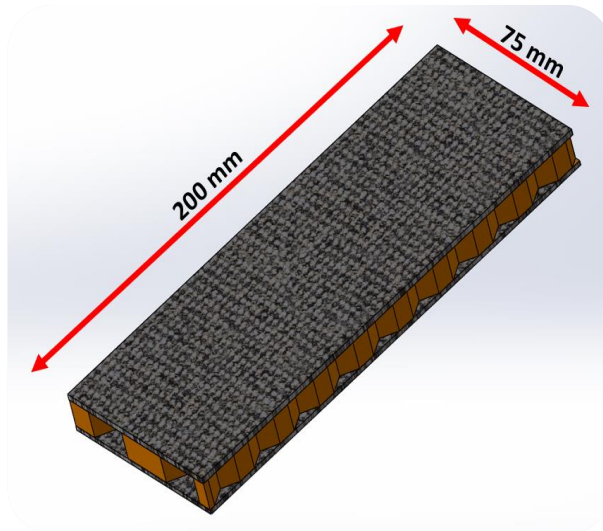
Este método de prueba proporciona información para la determinación de la rigidez a la flexión, la resistencia al corte del núcleo, el módulo de corte, la resistencia a la tensión y compresión de los revestimientos. Las formas de material de núcleo permitidas incluyen aquellas con superficies de unión continua (como madera de balsa y

espumas), así como aquellas con superficies de unión discontinuas (como panel de abeja) (American Society for Testing and Materials, 2016).

De acuerdo con el estándar ASTM C393/C393M–16 se deben ensayar mínimo cinco (5) probetas para el posterior análisis estadístico que determine la propiedad deseada. Con respecto a los requerimientos geométricos, las probetas deben tener una sección transversal rectangular constante. Las dimensiones y tolerancias de los especímenes recomendadas son 75 mm de ancho por 200 mm de largo, el espesor de la probeta debe ser igual al espesor de la construcción del sándwich, como se muestra en la figura 3.30.

### Figura 3.30

*Probetas para ensayo de flexión*



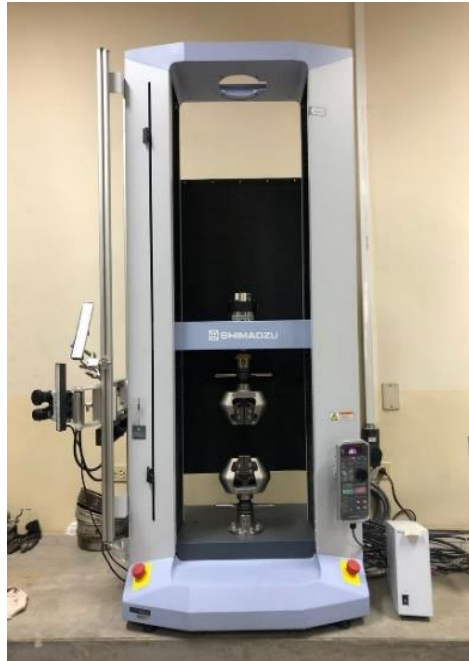
### Ejecución de los ensayos mecánicos

Con las probetas dimensionadas, cortadas y preparadas, según lo prescrito en los estándares ASTM, para los diferentes ensayos a ejecutar. Las propiedades mecánicas

de las estructuras tipo sándwich se comprobaron utilizando la máquina Universal de Ensayos Shimadzu ASGX (Figura 3.31) con una célula de carga de 50 KN.

### Figura 3.31

*Máquina Universal de Ensayos “Shimadzu”*



Previo a la ejecución de cada uno de los ensayos se realizó la medición del ancho, largo y espesor de cada una de las probetas con la ayuda de un calibrador pie de rey (apreciación 0,02 mm) y una regla metálica (apreciación 0,05 mm), como siguiente paso se deben colocar cuidadosamente los acoples con las probetas en las mordazas de la máquina, a continuación en el software de la máquina se ingresan los datos geométricos de las probetas así como también la velocidad de ejecución de ensayos y se especifica las unidades y gráficos necesarios para la validación de los resultados, en la figura 3.32 se puede observar el proceso de ensayo.

**Figura 3.32**

*Medición de las dimensiones geométricas, colocación de las probetas y ejecución del ensayo*



### ***Ensayo de tensión plana de los sándwiches***

Este método de prueba consiste en someter una construcción de sándwich a una fuerza de tensión uniaxial normal al plano del sándwich. La fuerza se transmite al sándwich a través de un bloque de carga grueso (aluminio o acero), que se une directamente a los revestimientos del sándwich o directamente al núcleo.

Para realizar el ensayo de tensión de las estructuras sándwiches se requirió usar unos acoples para las probetas como se muestra en la figura 3.33, los mismos que se aseguran en las agarraderas de la máquina de ensayos.

**Figura 3.33**

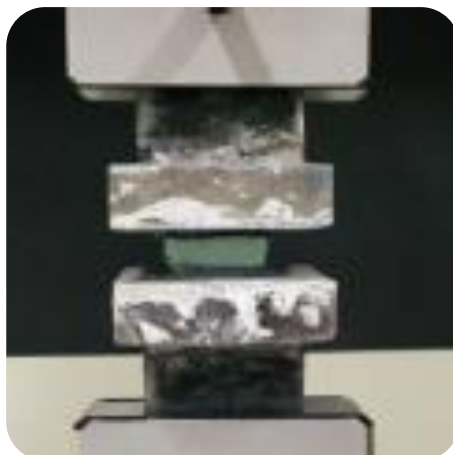
*Acoples empleados para la ejecución del ensayo de tensión plana*



Los acoples se adhieren al material tipo sándwich en las caras cubiertas por fibra de vidrio, con resina epóxica transparente DEVCON 2 Ton® de secado rápido, y se tensiona en dirección perpendicular al espesor (Figura 3.34) a una velocidad de desplazamiento del cabezal estándar sugerida de 0.5 mm/min hasta que se produzca la falla en el lapso de 3 a 6 minutos.

**Figura 3.34**

*Probeta colocada en los acoples previo a la ejecución del ensayo*





### ***Ensayo de compresión plana de los sándwiches***

Las probetas se colocan en sobre el plato o base inferior y se comprime en dirección perpendicular al espesor (Figura 3.35) a una velocidad de desplazamiento del cabezal estándar sugerida de 0.5 mm/min hasta que se produzca la falla en el lapso de 3 a 6 minutos. Para ejecutar el ensayo se debe realizar una precarga de 45 N y la carga debe ser aplicada hasta que la deformación sea el 2% del espesor de la probeta.

### **Figura 3.35**

Esquema de *ejecución del ensayo de compresión plana*



### ***Ensayo de densidad de los sándwiches***

Este método de prueba consiste en acondicionar ambientalmente una muestra del panel sándwich, pesar la muestra, medir la longitud, el ancho y el grosor de la muestra y calcular la densidad.

Las medidas del peso se obtendrán con la ayuda de una balanza digital, la cual se debe nivelar sobre la mesa para obtener mediciones reales y exactas. A continuación,

se encera la balanza y se colocan cada una de las probetas para poder obtener sus mediciones las mismas que serán tomadas en gramos (figura 3.36).

### **Figura 3.36**

*Medición del peso para calcular la densidad*

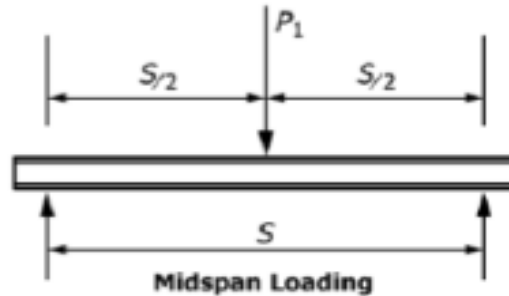


### ***Ensayo de flexión de los sándwiches***

Este método de prueba consiste en someter en la parte central de una construcción de sándwich a una carga uniaxial normal al plano del sándwich. Para realizar el ensayo de flexión de las estructuras sándwiches se usó la configuración estándar para un ensayo de flexión de tres puntos como se muestra en la figura 3.37, dentro del cual se determinarán los esfuerzos en los revestimientos y los esfuerzos máximos de corte.

**Figura 3.37**

*Configuración para ensayo de flexión de 3 puntos*



Para realizar el ensayo de flexión se acopló un puente en la máquina de ensayos y se reguló la distancia entre apoyos a 150 mm que es la amplitud establecida en la norma. La probeta se colocó en el sentido en el que trabajan las cargas en el avión, por lo que el revestimiento frontal exterior de seis capas soportó cargas de tensión y el revestimiento posterior interior de cuatro capas soportó cargas de compresión como se muestra en la figura 3.38. La carga debe ser aplicada con una velocidad de desplazamiento del cabezal estándar sugerida de 6 mm/min hasta que se produzca la falla en el lapso de 3 a 6 minutos o hasta que la deformación sea igual al espesor de la probeta.

**Figura 3.38**

*Colocación de las probetas para ensayo de flexión*



## Aplicación del Diseño de Experimentos (DOE) para el proceso de reparación

Se entiende como DOE a la metodología que permite aplicar estadística al proceso de experimentación, ya que consiste en pruebas que inducen cambios en sus entradas y por ende se reflejan en sus salidas o productos, es efectivo en los procesos que tienen muchos factores, el mismo que es nuestro caso en particular (Tanco et al., 2009).

Los experimentos se realizaron con base en el enfoque de diseño factorial completo del diseño de experimentos. Los factoriales completos examinan cada combinación posible de factores en los niveles probados. Por lo tanto, en el diseño factorial completo, se obtuvo la información requerida sobre los efectos principales y cada una de sus interacciones. Los factores de control, como el material de reparación, la distancia de decapado y el tipo de daño se identificaron como variables importantes que pueden influir en el comportamiento mecánico de las estructuras sándwich, al mantener la temperatura de curado y la presión de vacío como valores constantes. Los factores y sus niveles seleccionados se presentan en la tabla 20.

**Tabla 20**

*Selección de factores y niveles del DOE*

Factores	Niveles	
	I	II
Material de reparación – Fibra de vidrio	7781 E-Glass	6781 S2-Glass
Distancia de decapado (in)	1/4	1/2
Tipo de daño	Parcial	Total

### **Parámetros analizados**

En el proceso de reparación (restauración de la resistencia y la integridad) mediante parches de material compuesto intervienen varios parámetros que pueden

influir en el comportamiento mecánico de las estructuras sándwich, por esta razón se han determinado los parámetros más influyentes los mismos que han sido considerados de investigaciones previas.

- **Material de reparación**

Se realizará el proceso de reparación ensayando dos tipos de tela de fibra de vidrio la cuales son: 7781 E-Glass y 6781 S2-Glass.

- **Distancia de remoción del área dañada**

La idea de variar las geometrías de reparación en las estructuras compuestas de aviones tiene como objetivo reducir el área de reparación.

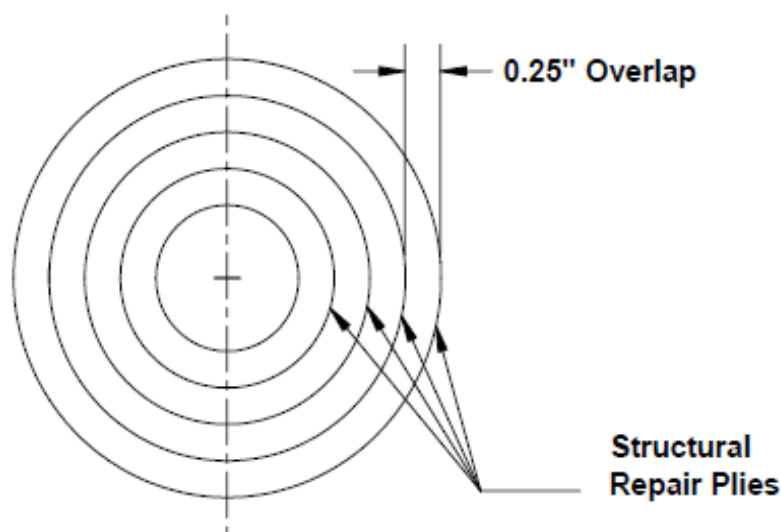
En la investigación denominada “Bonded Repair of Aircraft Composite Sandwich Structures” realizada por Tomblin (2004) y validada por la Administración Federal de Aviación (FAA) de los Estados Unidos en su Aeronotificación Nro. 74, se señala que con el uso cada vez mayor de estructuras sándwich de material compuesto reforzado con fibra en componentes de aeronaves, se ha hecho necesario desarrollar métodos de reparación que restauren la resistencia del diseño original del componente sin comprometer su integridad estructural.

Uno de los principales planteamientos es si siempre se necesitan grandes reparaciones para restaurar la resistencia o si en su lugar se pueden implementar reparaciones más pequeñas y menos intrusivas. Por lo que examinan el efecto de diferentes variables de reparación sobre el rendimiento de la reparación. Las variables consideradas incluyeron diferentes distancias de decapado y dos tamaños de celda de núcleo diferentes (1/8 y 3/8 de pulgada).

En el estudio realizado por Niedernhuber (2016), se varía la distancia de decapado del área dañada de laminados de fibra de carbono con matriz polimérica, obteniendo que las pruebas mecánicas de los laminados de CFRP con juntas escalonadas no muestran desviaciones significativas en la resistencia a la tensión, a pesar de una reducción de la longitud de la junta de casi el 40%. Esto conduce a la posibilidad de una reducción significativa del área de reparación.

### Figura 3.39

*Distancia de 1/4 de pulgada para remoción de daños*



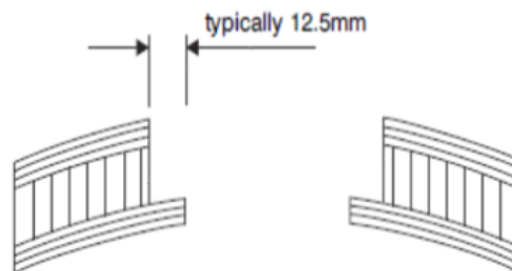
*Nota. Tomado de Tomblin et al., 2004.*

Para el desarrollo de este proyecto de investigación se experimentará con dos distancias de remoción del área dañada, las mismas que se detallan en la tabla 20. Al ensayar con la distancia de 1/4 de pulgada (Figura 3.39) se espera obtener resultados similares o mejores en las diferentes propiedades analizadas; en comparación con las propiedades que se obtiene con la distancia de decapado convencional que se detalla en los siguientes manuales técnicos: Composite Repair by Hexcel (Figura 3.40), NAVAIR 01-

1A-21/General Composite Repair (Figura 3.41) y Abaris Training/Scarfed Repair (Figura 3.42); en la bibliografía citada anteriormente se establece la distancia de decapado de 1/2 pulgada para el proceso de reparación de materiales compuestos.

### Figura 3.40

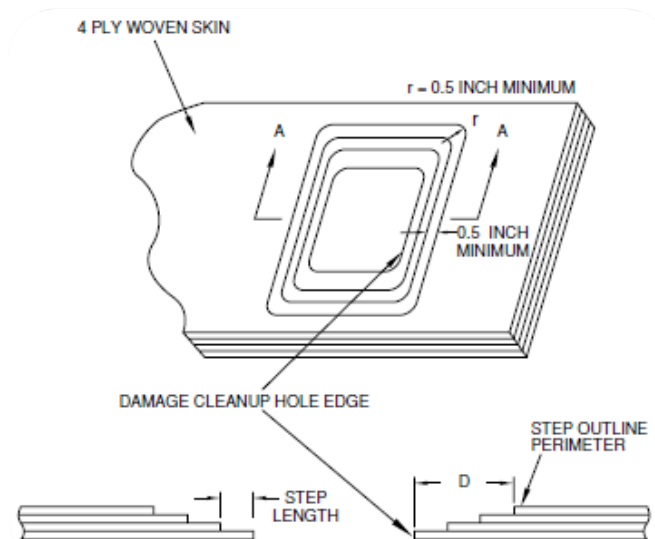
*Distancia típica de remoción de daños de acuerdo con el manual de Hexcel*



*Nota. Tomado de Hexcel Corporation, 2007.*

### Figura 3.41

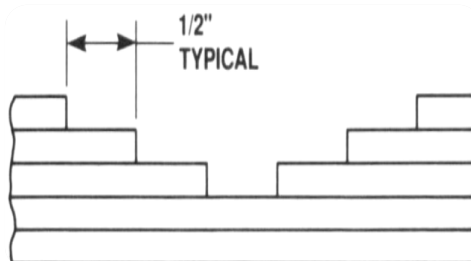
*Distancia de remoción de daños de acuerdo con el manual Naval Air Systems Command.*



*Nota. Tomado de General Composites Repair (NAVAIR 01-1A-21).*

**Figura 3.42**

*Distancia típica de remoción de daños de acuerdo con el manual de Abaris*



*Nota. Tomado de Abaris Training – Scarfed Repair.*

Tomblin (2004) en su investigación afirma que “el uso de una superposición de 1/2 pulgada hace que la reparación sea tan grande que puede causar un deterioro adicional de la pieza al intentar restaurar su capacidad estructural original”.

- **Tipo de daño**

Los componentes aeronáuticos al estar expuestos a múltiples posibilidades de daño no se tiene la certeza si el daño pudiese afectar de manera parcial o atravesar completamente la estructura sándwich por lo que es necesario evaluar en estas dos condiciones la reparaciones.

En el estudio desarrollado por Lekou (2006) señala que la configuración de una reparación escalonada tiene el beneficio de una distribución de la tensión de corte casi uniforme en la capa adhesiva. Por lo tanto, las reparaciones escalonadas se consideran altamente eficientes y son particularmente adecuadas para reparaciones externas de laminados debido al grosor ilimitado del material que se puede unir y al contorno de la superficie suave que se puede producir. Los parches con geometría biselada de un solo lado también se pueden emplear para reparar daños de penetración parcial o total.



### **Aplicación del Diseño de Experimentos**

En la tabla 21 que se presenta a continuación se pueden observar cada una de las combinaciones para el proceso de reparación posterior a la fabricación de las estructuras sándwich, las mismas que serán ensayadas bajos los criterios de normas técnicas que permitirán determinar sus propiedades mecánicas y la eficiencia del parche de reparación.

**Tabla 21**

*Número de ensayos que se realizarán según el diseño factorial completo*

<b>Combinación</b>	<b>Material de reparación</b>	<b>Distancia de decapado (in)</b>	<b>Tipo de daño</b>
1	7781 E-Glass	1/4	Parcial
2	6781 S2-Glass	1/4	Parcial
3	7781 E-Glass	1/2	Parcial
4	6781 S2-Glass	1/2	Parcial
5	7781 E-Glass	1/4	Total
6	6781 S2-Glass	1/4	Total
7	7781 E-Glass	1/2	Total
8	6781 S2-Glass	1/2	Total

### **Proceso de reparación de las estructuras tipo sándwich manufacturadas**

Una vez manufacturadas las placas con la secuencia de apilamiento descrita en el Manual de Reparación Estructural y aplicando el diseño factorial completo descrito en la sección anterior se procede a simular un daño de 15 x 45 mm en cada una de las placas tomando en cuenta las placas en las cuales se inducirán daños parciales y daños totales

(implica el reemplazo del núcleo); las mismas que serán reparadas de acuerdo con las configuraciones de reparación de laminados con núcleo de honeycomb se llevaron a cabo de acuerdo con el enfoque factorial completo del DOE, como se detalla en la Tabla 21. Se repitió el mismo procedimiento para cada de una de las configuraciones obtenidas en el diseño factorial.

Para el desarrollo del proceso de reparación de las estructuras tipo sándwich, a continuación se describen una serie de tareas y subprocesos que se deben seguir para su correcta ejecución:

### **Proceso de diagramado**

En los acetatos y con la ayuda de un marcador permanente se procede a diagramar la geometría de reparación como se muestra en la figura 3.43.

### **Figura 3.43**

*Diagramación de la geometría de remoción del área dañada*

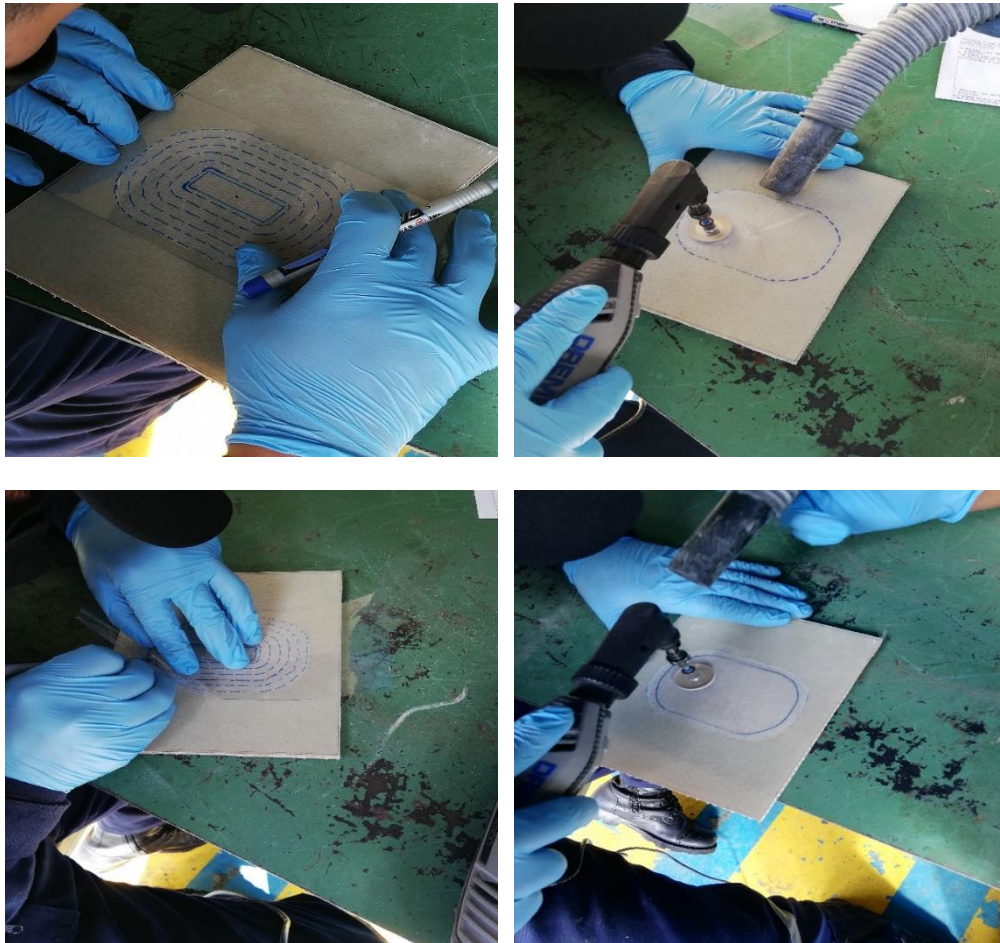


### Remoción del área dañada

Con la ayuda de los acetatos se dibuja la geometría en las placas de acuerdo con la configuración experimental de cada placa previo al proceso de decapado como se muestra en la figura 3.44. A continuación, empleando el Dremel se procede a remover de forma escalonada capa por capa la región en la cual se ha simulado el daño. Es necesario acotar que este proceso depende en gran medida de la habilidad y experiencia del operador para poder identificar las orientaciones de las capas.

**Figura 3.44**

*Remoción del área dañada capa por capa*



### Proceso de corte

En los respectivos rollos de tela de fibra de vidrio 7781 E-Glass y 6781 S2-Glass, y en la plancha de honeycomb se señalan las dimensiones y la cantidad de capas necesarias para las diferentes configuraciones de reparación, de acuerdo con el orden y orientación de las fibras utilizando la regla Olfa® Ruler 6"x24", finalizada esta actividad utilizando las tijeras se procede a cortar de acuerdo con la geometría del parche cada una de las capas señaladas tanto de fibra de vidrio como de honeycomb, en nuestro caso se cortaron de cada rollo diez capas de tela de fibra de vidrio: 8 capas con orientación de  $0^{\circ}$  -  $90^{\circ}$  y 2 capas con orientación de  $\pm 45^{\circ}$  como se muestra en la figura 3.45.

### Figura 3.45

*Corte de la tela de fibra de vidrio para los parches de reparación*



### Preparación y mezcla de la resina

Debido a que las telas para los parches de reparación son de dimensiones pequeñas y con el objetivo de evitar desperdicios, se mezcla uniformemente 100 gr de resina con 27 gr de catalizador según la especificación del fabricante. Esta mezcla de resina se adiciona sobre las telas de fibra de vidrio como se muestra en las figura 3.46, es necesario colocar las telas al interior de un plástico para evitar el derrame de la resina y además nos permitirá cortar las telas de forma escalonada de acuerdo con la geometría de reparación.

**Figura 3.46**

*Adición de resina en las telas de fibra de vidrio*

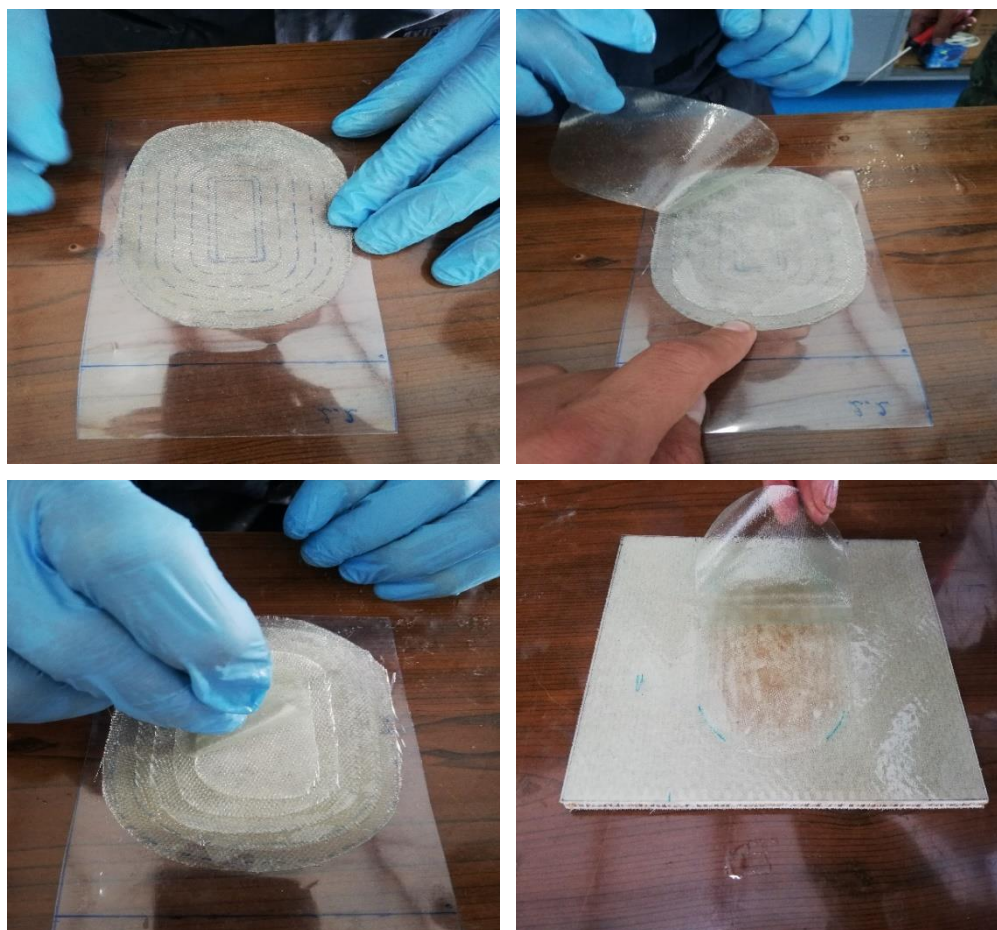


### Impregnación de resina y fabricación de los parches

Una vez colocada la resina sobre las telas de fibra de vidrio y al interior del plástico se procede a rotular con el orden y orientación de las capas para evitar equivocaciones, este material auxiliar también nos ayudará a un mejor manejo de las telas para la conformación del parche. La telas se colocaron usando la misma secuencia de apilamiento de capas de placa original manufacturada. Una vez apiladas cada una de las capas se colocó el parche sobre las placas según la configuración como se muestra en la figura 3.47. Se debe considerar que para la simulación de daños totales se debe realizar un proceso de precurado del núcleo.

#### Figura 3.47

*Colocación del parche sobre las placas*

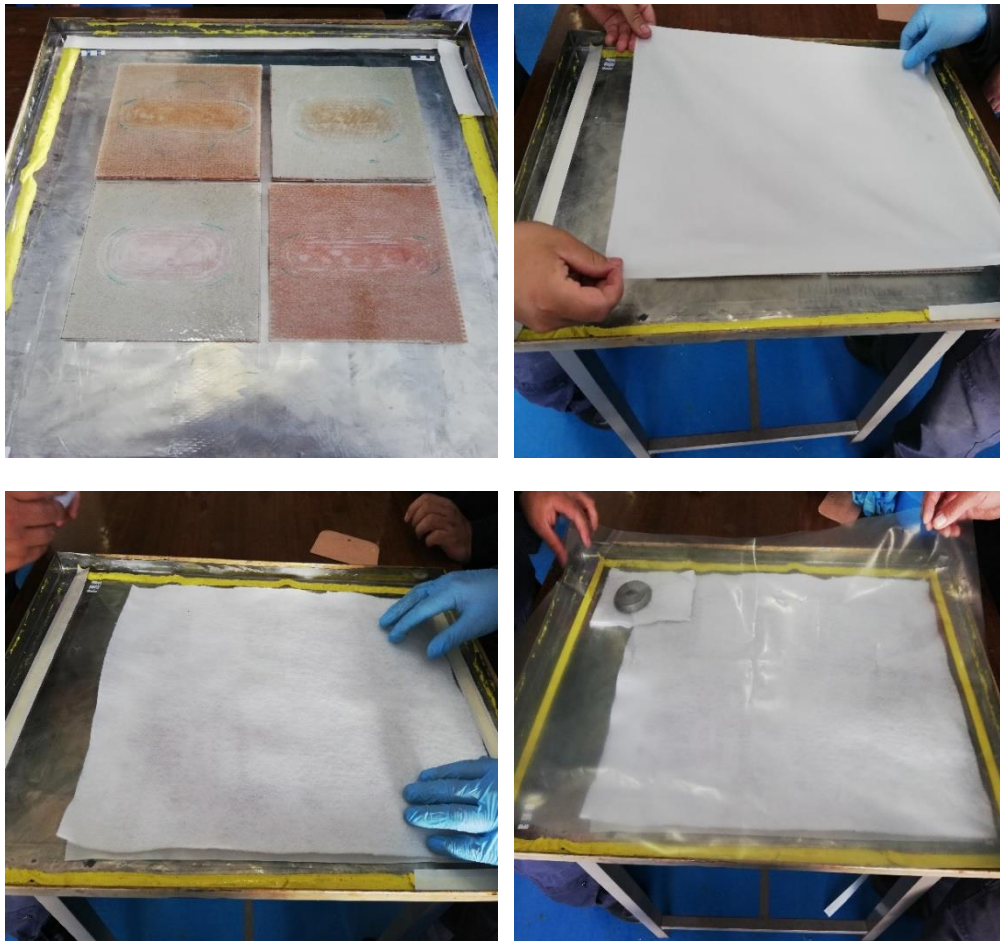


### Colocación del Peel-ply, Breather & Bleeder

Una vez colocado el parche sobre cada una de las placas, se procedió con la colocación del Peel-ply sobre los parches de reparación, el mismo que debe ser colocado sobre la última capa. A continuación, se coloca la tela “breather and bleeder” que cumple las funciones de respiradero y sangrador al igual que en la manufactura del material original, generando un vacío uniforme en todo el material como muestra la figura 3.48, lo que permitirá crear un camino para que el aire y las burbujas escapen de la reparación. El exceso de resina se recoge en esta tela. Estos materiales no forman parte de la reparación y se desechan después del proceso de reparación.

#### Figura 3.48

*Colocación de material auxiliar sobre las placas reparadas*

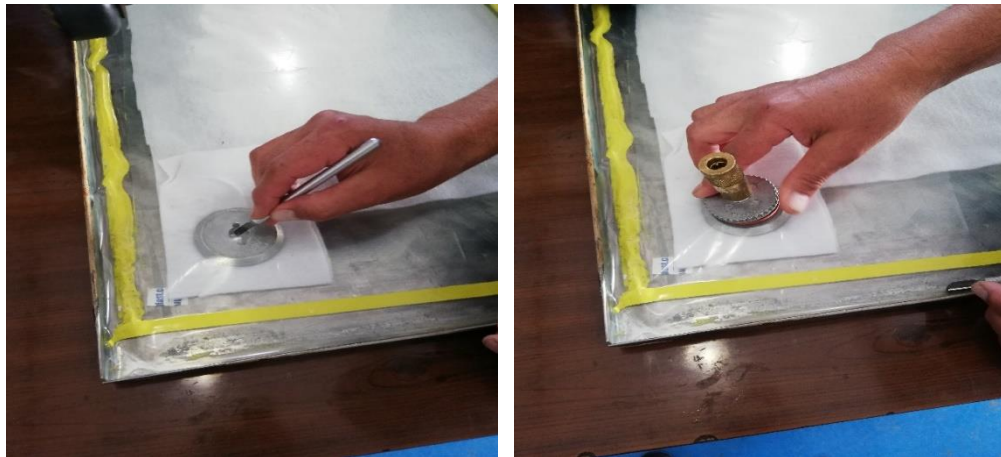


### **Embolsado al vacío de la reparación**

Cada una de las configuraciones de reparación realizadas en este proyecto de investigación se ejecutaron aplicando la técnica conocida como embolsado al vacío, en el cual el “bagging film” está sellado alrededor del área de reparación con cinta de sellado de color amarillo lo cual proporciona una capa resistente entre la reparación y la atmósfera. Luego se retira el aire de la bolsa, para lo cual se deben hacer dos pequeños cortes en el material de la bolsa que permitan instalar la válvula de vacío, acoples, manómetro y las mangueras para poder conectar a la bomba, lo que permite que las capas de reparación se junten sin que quede aire atrapado en el medio. La presión atmosférica influye en la reparación y se crea un vínculo fuerte y seguro. Al igual que en el proceso de fabricación de las estructuras tipo sándwich se debe verificar que existan fugas de aire como se muestra en la figura 3.49.

**Figura 3.49**

*Embolsado al vacío de las placas reparadas*





### Proceso de curado

Previo al proceso de curado se debe precalentar la cámara térmica durante 15 minutos. Una vez corregidas las fugas en la bolsa, se introduce el molde con las placas en la cámara térmica manteniendo la temperatura de curado de 60°C bajo una presión de vacío de 70 KPa durante 45 minutos. Luego, el material se dejó enfriar en el molde a temperatura ambiente.

Una vez finalizado el tiempo de curado se procede a extraer las placas reparadas como se muestra en la figura 3.50, se retiran cada uno de los materiales auxiliares los mismos que serán desechados. Se recomienda retirar el material auxiliar con precaución para evitar daños sobre la superficie de reparación.

### Figura 3.50

*Proceso de curado y extracción de las placas reparadas*



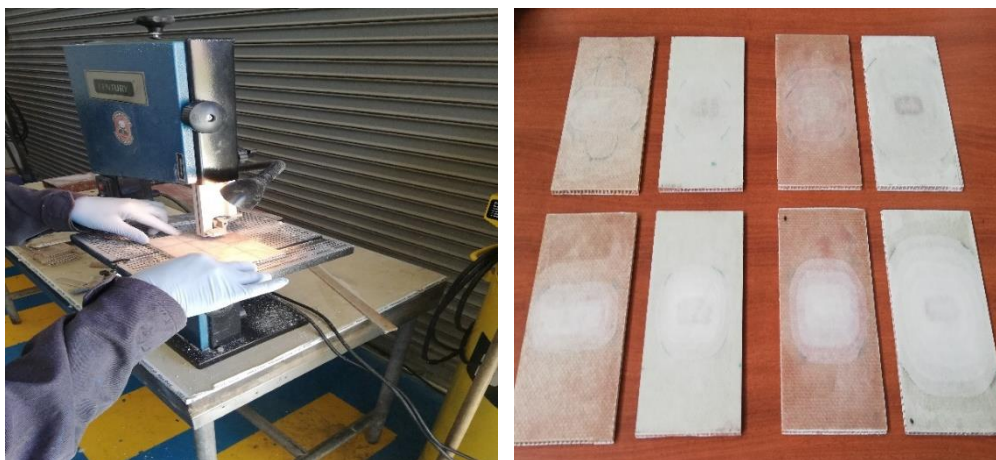
### Recorte de probetas

A continuación, se deben marcar las placas reparadas con las dimensiones establecidas en las normas técnicas de acuerdo con el tipo de ensayo a ejecutar.

Posteriormente con la ayuda de la sierra de banda se cortan las probetas de las placas (figura 3.51). Con la finalidad de cumplir con las tolerancias dimensionales que establecen las normas se lijan las probetas hasta obtener las dimensiones adecuadas.

### Figura 3.51

*Corte y lijado de las placas para obtener las probetas*



## Capítulo IV

### Análisis de resultados

#### Caracterización estática de la estructura tipo sándwich

Una vez ejecutados los ensayos mecánicos y registrados los resultados obtenidos se procede a realizar los cálculos de acuerdo con los lineamientos de las normas técnicas para obtener las propiedades mecánicas que permitan caracterizar estáticamente el material compuesto.

Para verificar que los valores obtenidos, sean confiables, se determina el promedio, desviación estándar y coeficiente de variación porcentual. Por medio del coeficiente de variación se ratifica que los datos obtenidos en las diferentes muestras son homogéneos entre sí, este dato da una interpretación porcentual del grado de variabilidad de la desviación estándar respecto al promedio y para definir el grado de representatividad y aceptabilidad de los datos se deben considerar las siguientes reglas:

CV<10% - Datos muy representativos.

10%<CV<20% - Datos altamente representativos.

20%<CV<30% - Datos representativos.

#### ***Cálculos de los resultados del ensayo de tensión plana***

Mediante el ensayo de tensión plana definido en el estándar ASTM C297/C297M-16 en la página 6, Sección 13, Subsección 13.1, se aplica la ecuación presentada a continuación, misma que permite calcular el esfuerzo último de tensión plana:

$$F_z^{ftu} = \frac{P_{m\acute{a}x}}{A}$$

Donde  $F_z^{ftu}$  es el esfuerzo último de tensión plana (MPa),  $P_{máx}$  es la fuerza máxima antes de la falla (N) y A es el área de sección transversal ( $\text{mm}^4$ ).

Los resultados obtenidos de esfuerzo último de tensión plana se presentan en la siguiente tabla:

**Tabla 22**

*Determinación del esfuerzo último de tensión plana*

Cálculos ASTM C297	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		A1	A2	A3	A4	A5	
Fuerza máxima	$P_{máx}$	8341,93	10419,6	12568,4	9560,32	8785,43	N
Espesor del sándwich	h	7,40	7,39	7,45	7,43	7,38	mm
Ancho de la probeta	b	40,17	40,04	39,98	39,95	40,12	mm
Área de sección transversal	A	297,258	295,8956	297,851	296,8285	296,0856	$\text{mm}^2$
Esfuerzo último de tensión plana	$F_z^{ftu}$	28,0629	35,2138	42,1969	32,2082	29,6719	MPa
	Promedio					33,5314 MPa	
	Desviación estándar					5,5624	
	Coeficiente de variación porcentual (CV)					16,59 %	

### ***Cálculos de los resultados del ensayo de compresión plana***

Mediante el ensayo de compresión plana definido en el estándar ASTM C365/C365M-16 en la página 5, Sección 13, Subsección 13.1, se aplica la ecuación presentada a continuación, misma que permite calcular el esfuerzo último de compresión plana:

$$F_z^{fcu} = \frac{P_{máx}}{A}$$

Donde  $F_z^{fcu}$  es el esfuerzo último de compresión plana (MPa),  $P_{máx}$  es la fuerza máxima antes de la falla (N) y A es el área de sección transversal ( $\text{mm}^4$ ).

Los resultados obtenidos de esfuerzo último de compresión plana se presentan

en la siguiente tabla:

**Tabla 23**

*Determinación del esfuerzo último de compresión plana*

Cálculos ASTM C365	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		B1	B2	B3	B4	B5	
Fuerza máxima	$P_{m\acute{a}x}$	4656,82	5537,2	5480,94	5560,94	4975,63	N
Espesor del sándwich	h	7,45	7,39	7,42	7,37	7,48	mm
Ancho de la probeta	b	40,05	40,09	39,93	39,98	40,10	mm
Área de sección transversal	A	75,74	75,28	75,59	75,61	75,48	mm <sup>2</sup>
Esfuerzo último de compresión plana	$F_z^{fcu}$	15,6074	18,6901	18,4992	18,8729	16,5883	MPa
	Promedio					17,6516 MPa	
	Desviación estándar					1,4661	
	Coeficiente de variación porcentual (CV)					8,31 %	

### ***Cálculos de los resultados del ensayo de densidad***

El cálculo de la densidad del material se lo aplica de acuerdo con el estándar ASTM C271/C271M-16 en la página 3, Sección 13, Subsección 13.1, mediante la ecuación presentada a continuación:

$$d_{SI} = \frac{1000000 \cdot W}{l \cdot w \cdot t}$$

Los resultados obtenidos de densidad se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 24

Determinación de la densidad

Cálculos ASTM C271	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		C1	C2	C3	C4	C5	
Masa	W	138	138	140	138	140	g
Largo de la probeta	l	298,67	299,13	298,92	301,86	300,90	mm
Ancho de la probeta	w	301,24	300,76	299,87	300,75	298,83	mm
Espesor del sándwich	t	7,45	7,39	7,42	7,37	7,48	mm
Densidad	$d_{SI}$	205,882	207,565	210,492	206,253	208,152	$\frac{Kg}{m^3}$
	Promedio					207,6689	$\frac{Kg}{m^3}$
	Desviación estándar					1,8312	
	Coeficiente de variación porcentual (CV)					0,88 %	

### ***Cálculos de los resultados del ensayo de flexión***

Mediante el ensayo de flexión de tres puntos definido en el estándar ASTM C393/C393M-16 en la página 6, Sección 13, Subsección 13.2, se emplean las siguientes ecuaciones para los cálculos:

#### **Esfuerzo máximo a corte del núcleo.**

$$F_s^{ult} = \frac{P_{m\acute{a}x}}{(d + c) \cdot b}$$

Donde  $F_s^{ult}$  es el esfuerzo máximo de corte del núcleo (MPa),  $P_{m\acute{a}x}$  es la fuerza máxima antes de la falla (N), d es el espesor del sándwich (mm), c es el espesor del núcleo (mm) y b es el ancho de la probeta (mm).

Los resultados obtenidos de esfuerzo máximo a corte del núcleo se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 25

Determinación del esfuerzo máximo a corte del núcleo

Cálculos ASTM C393	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		D1	D2	D3	D4	D5	
Fuerza máxima	$P_{m\acute{a}x}$	681,655	714,588	694,562	708,136	698,122	N
Espesor del sándwich	d	7,41	7,37	7,39	7,48	7,46	mm
Espesor del núcleo	c	4,76	4,88	4,94	4,79	4,82	mm
Ancho de la probeta	b	75,74	75,28	75,59	75,61	75,48	mm
Esfuerzo máximo a corte del núcleo	$F_s^{ult}$	0,7395	0,7749	0,7452	0,7633	0,7532	MPa
	Promedio					0,7552 MPa	
	Desviación estándar					0,0142	
	Coefficiente de variación porcentual (CV)					1,88 %	

### Esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos.

$$\sigma = \frac{P_{m\acute{a}x} \cdot S}{2t \cdot (d + c) \cdot b}$$

Donde  $\sigma$  es el esfuerzo máximo de flexión en los revestimientos (MPa), S es la distancia entre apoyos (mm), t es el espesor de los revestimientos externos (mm), d es el espesor del sándwich (mm), c es el espesor del núcleo (mm) y b es el ancho de la probeta (mm).

Los resultados obtenidos de esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 26

*Determinación del esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos*

Cálculos ASTM C393	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		D1	D2	D3	D4	D5	
Fuerza máxima	$P_{m\acute{a}x}$	681,655	714,588	694,562	708,136	698,122	N
Distancia entre apoyos	S	150	150	150	150	150	mm
Espesor de los revestimientos	t	2,65	2,49	2,45	2,69	2,64	mm
Espesor del sándwich	d	7,41	7,37	7,39	7,48	7,46	mm
Espesor del núcleo	c	4,76	4,88	4,94	4,79	4,82	mm
Ancho de la probeta	b	75,74	75,28	75,59	75,61	75,48	mm
Esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos	$\sigma$	41,8595	46,6801	45,6256	42,5630	42,7945	MPa
	Promedio					43,9046	MPa
	Desviación estándar					2,1142	
	Coeficiente de variación porcentual (CV)					4,82	%

Para el cálculo del módulo de elasticidad se emplean las siguientes ecuaciones, tomando en consideración que no debe existir deformación del material, es decir trabaja el material en la zona elástica:

$$E = \frac{FL^3}{48I\delta}$$

Donde E es el módulo de elasticidad (MPa), F es la fuerza máxima aplicada en el límite elástico (N), L es la distancia entre apoyos (mm), I es la inercia en la viga (mm<sup>4</sup>) y  $\delta$  es la deformación en el límite elástico (mm).

$$I_o = \frac{bh^3}{12}$$

Donde  $I_o$  es la inercia (mm<sup>4</sup>), b base de la sección transversal (mm) y h la altura de la sección transversal (mm).



La construcción sándwich al no ser una estructura compacta, los revestimientos se encuentran fuera del centro de gravedad debiendo aplicar el Teorema de Steiner, el cual permite calcular el momento de inercia de la estructura compuesta, para lo cual empleamos la siguiente ecuación:

$$I = I_o + A \cdot d^2$$

Donde I es la inercia de la estructura compuesta (mm<sup>4</sup>), I<sub>o</sub> es la inercia inicial (mm<sup>4</sup>), A es el área de la sección transversal (mm<sup>2</sup>) y d es la distancia desde el centro de gravedad de la estructura sándwich hasta el centro de gravedad de los revestimientos.

Los resultados obtenidos de módulo de elasticidad se presentan en la siguiente tabla:

**Tabla 27**

*Determinación del módulo de elasticidad*

Cálculos ASTM C393	Nomenclatura	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Unidades
		D1	D2	D3	D4	D5	
Fuerza máxima (rango elástico)	F	610	620	600	640	570	N
Deformación	δ	2,6	2,4	2,2	2,9	2,55	mm
Espesor de los revestimientos	t	1,325	1,245	1,225	1,345	1,32	mm
Espesor del núcleo	c	4,76	4,88	4,94	4,79	4,82	mm
Ancho de la probeta	b	75,74	75,28	75,59	75,61	75,48	mm
Distancia entre apoyos	S	150	150	150	150	150	mm
Inercia de la estructura compuesta (Teorema de Steiner)	I	2568,02	2511,31	2542,24	2636,96	2611,36	mm <sup>4</sup>
Módulo de Elasticidad	E	6423,78	7232,89	7543,01	5884,53	6018,66	MPa
	Promedio				6620,575	MPa	
	Desviación estándar				736,3105		
	Coefficiente de variación porcentual (CV)				11,12	%	

A continuación se presenta una tabla resumen de las propiedades mecánicas y físicas de la estructura tipo sándwich del componente aeronáutico Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana:

**Tabla 28**

*Propiedades mecánicas del componente aeronáutico P/N 314-19390-402*

<b>Propiedad</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidades</b>
Esfuerzo último de tensión plana	33,5314	MPa
Esfuerzo último de compresión plana	17,6516	MPa
Densidad del material	207,6689	$\frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
Esfuerzo máximo de corte del núcleo	0,7552	MPa
Esfuerzo máximo a flexión de los revestimientos	43,9046	MPa
Módulo de elasticidad	6620,575	MPa

Las propiedades mecánicas se utilizan para caracterizar los rendimientos de las estructuras compuestas como son las estructuras tipo sándwich. Las propiedades elásticas y de resistencia son los criterios principales para seleccionar materiales, establecer especificaciones de un producto o desarrollar un diseño de reparación.

## **Análisis y validación estadística del proceso de reparación**

### ***Resultados de los ensayos mecánicos***

La tabla 29 proporciona un resumen de los valores resultantes obtenidos de resistencia a tensión plana, compresión plana, corte del núcleo, flexión de los revestimientos, módulo de elasticidad y densidad del diseño experimental diseñado, la tabla detalla los valores promedio de cada una de las probetas ensayadas con las diferentes configuraciones de reparación para cada propiedad analizada en esta investigación.

Para el análisis, validación y comparación de los resultados, se utilizó el software disponible comercialmente MINITAB 18. Se analizó cada una de las propiedades de las probetas fabricadas para estudiar los efectos de los parámetros y sus interacciones.

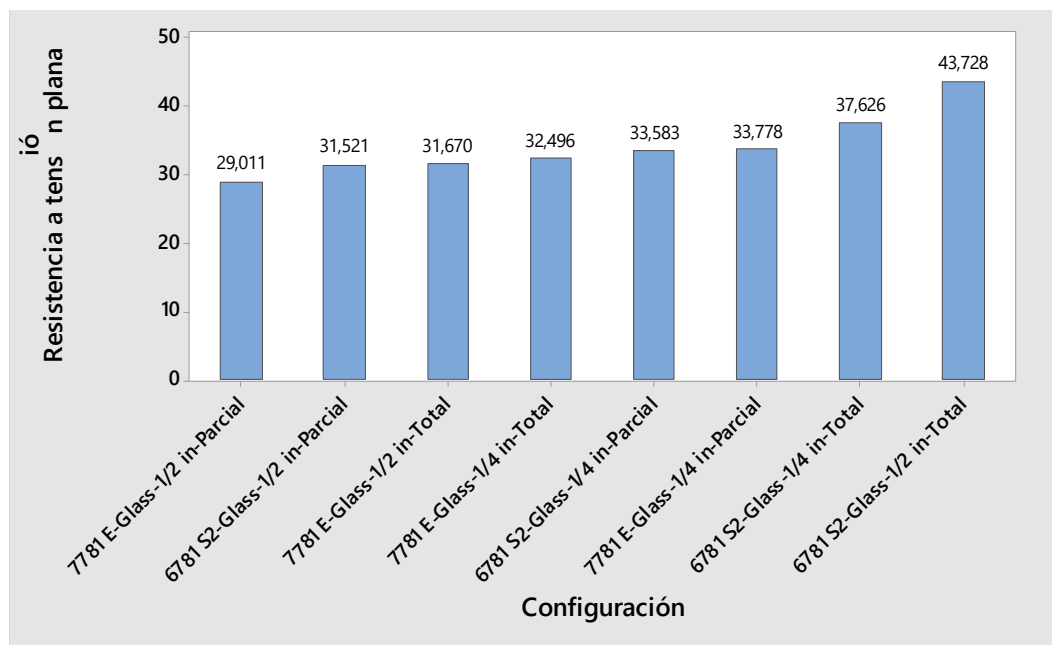
Tabla 29

Resultados del diseño experimental

Número de corridas	Material de reparación	Distancia de decapado (in)	Tipo de daño	Resistencia (MPa)				Módulo de Elasticidad (MPa)	Densidad ( $\frac{Kg}{m^3}$ )
				Tensión plana	Compresión plana	Corte del núcleo	Flexión de los revestimientos		
1	7781 E-Glass	1/4	Parcial	33,778	17,219	0,724	42,041	6041,194	210,668
2	6781 S2-Glass	1/4	Parcial	33,583	17,621	0,752	43,701	5811,657	209,465
3	7781 E-Glass	1/2	Parcial	29,011	16,865	0,724	42,087	5559,029	222,634
4	6781 S2-Glass	1/2	Parcial	31,521	17,009	0,740	42,975	5456,692	223,830
5	7781 E-Glass	1/4	Total	32,496	16,903	0,723	42,004	5618,228	211,265
6	6781 S2-Glass	1/4	Total	37,626	19,466	0,768	44,618	6024,602	211,861
7	7781 E-Glass	1/2	Total	31,670	17,023	0,724	42,095	5756,039	223,231
8	6781 S2-Glass	1/2	Total	43,728	21,798	0,814	47,271	6575,089	228,618

**Figura 4.1**

Gráfica - Resistencia a tensión plana vs Configuración de reparación

**Figura 4.2**

Gráfica - Resistencia a compresión plana vs Configuración de reparación

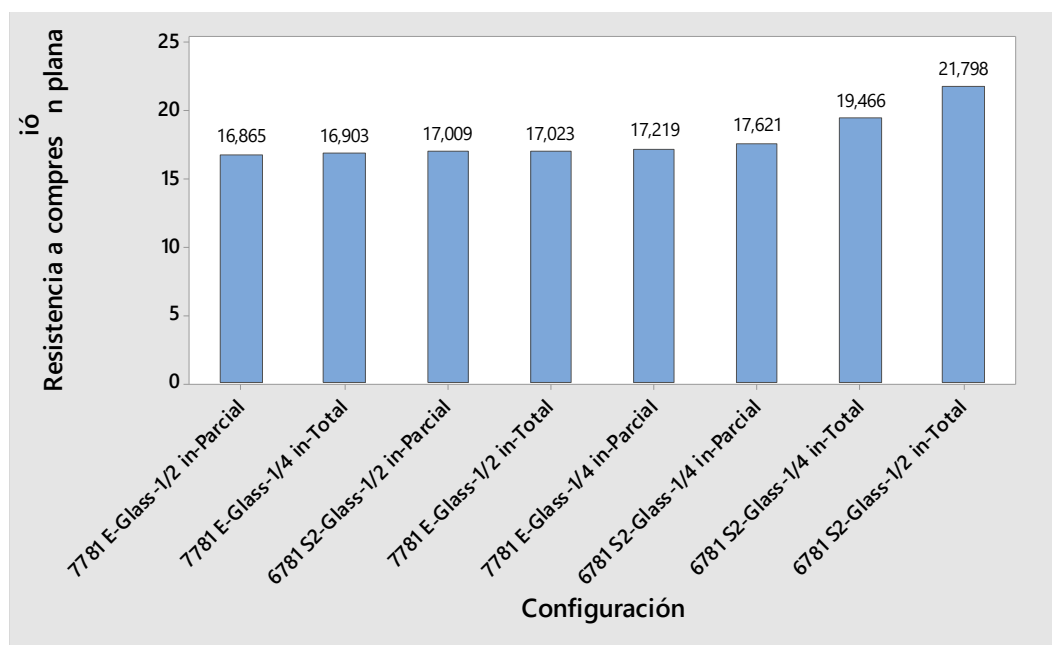


Figura 4.3

Gráfica - Resistencia a corte del núcleo vs Configuración de reparación

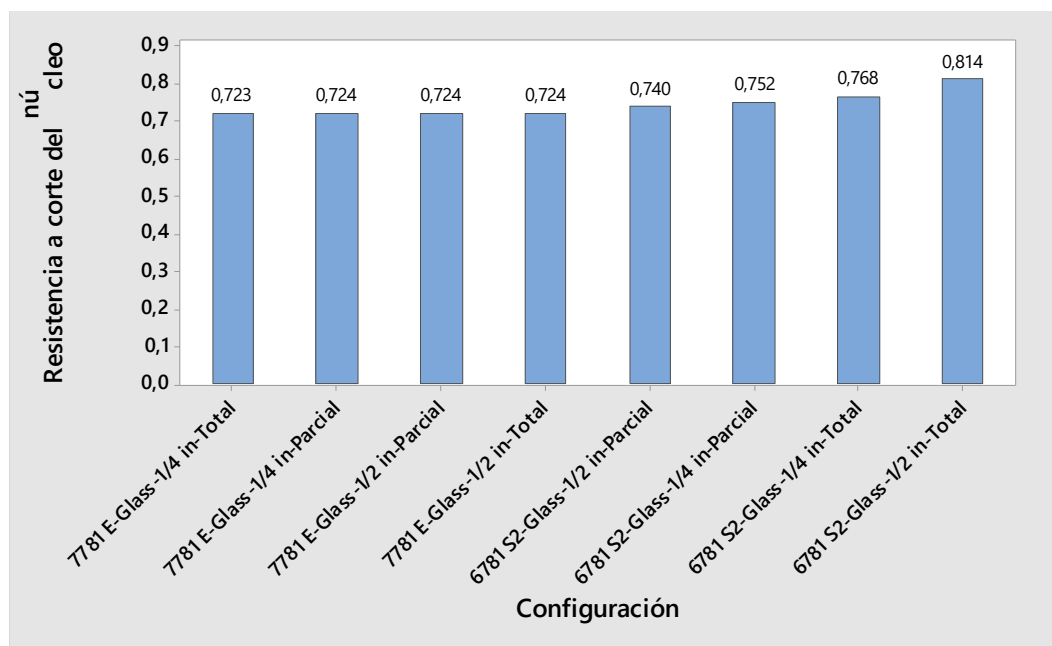


Figura 4.4

Gráfica - Resistencia a flexión de los revestimientos vs Configuración de reparación

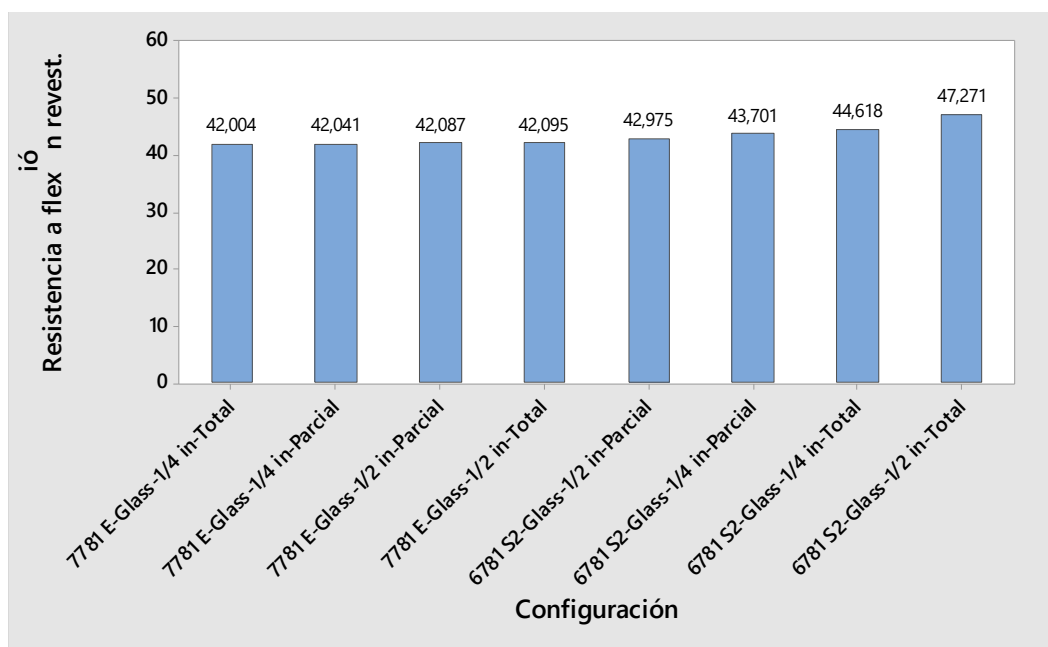


Figura 4.5

Gráfica – Módulo de elasticidad vs Configuración de reparación

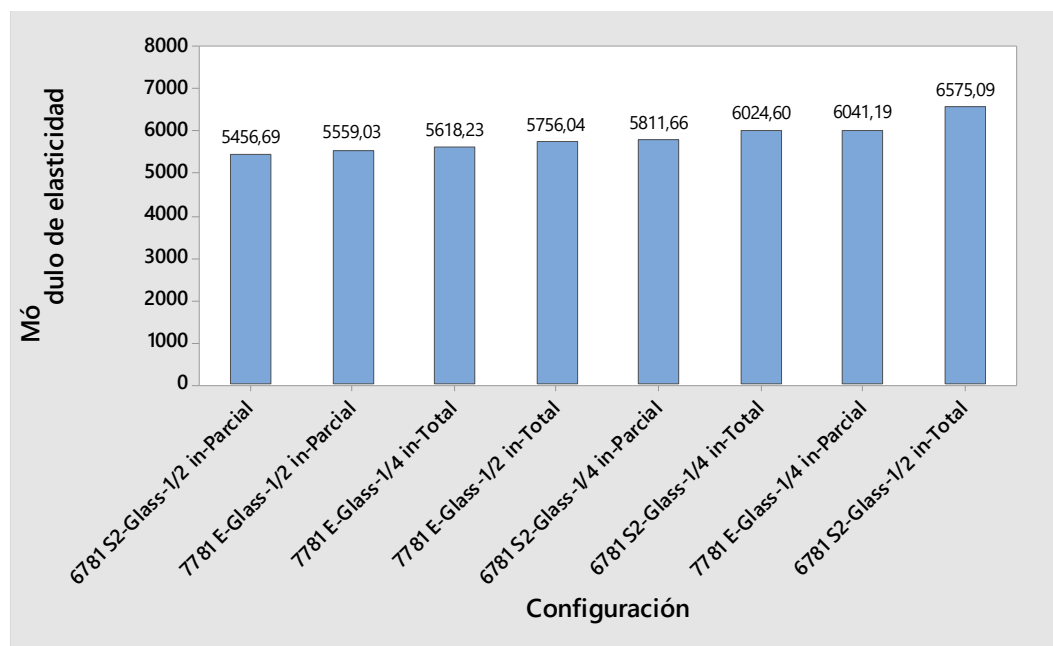
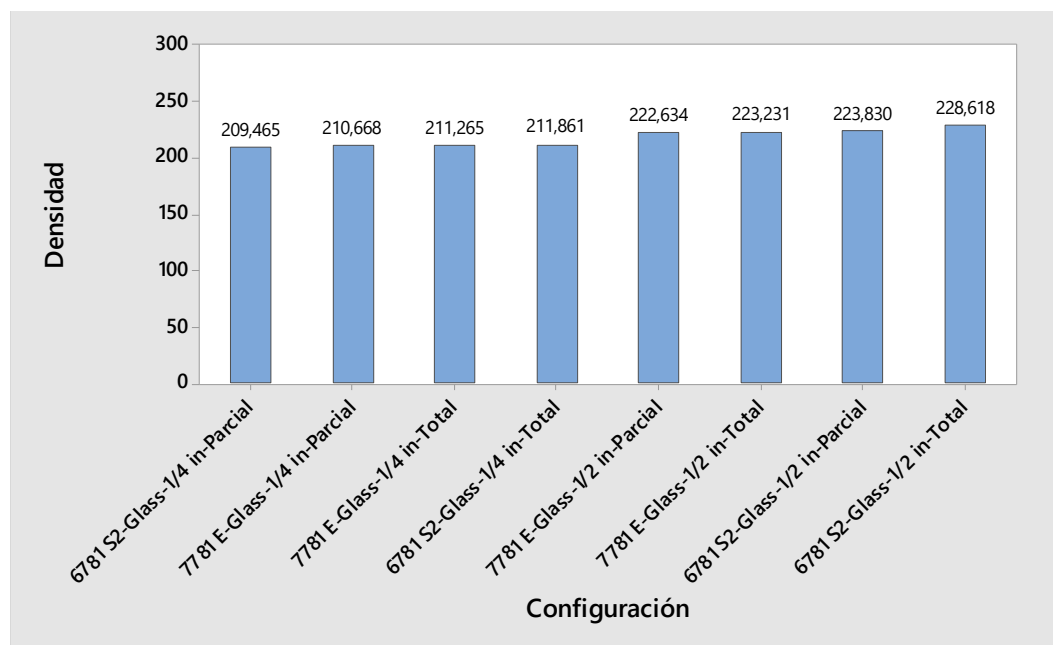


Figura 4.6

Gráfica - Densidad vs Configuración de reparación



### **Análisis de Varianza (ANOVA)**

El propósito del análisis de varianza es encontrar el factor significativo estadísticamente. Da una idea clara de hasta qué punto el parámetro del proceso afecta la respuesta y el nivel de importancia del factor considerado. Los valores ANOVA para las resistencia a tensión plana, resistencia a compresión plana, resistencia a corte del núcleo, resistencia a flexión de los revestimientos, módulo de la elasticidad y densidad se calculan y se especifican en las tablas 30, 31, 32, 33, 34 y 35, respectivamente.

**Tabla 30**

*ANOVA para la resistencia a tensión plana*

<b>Fuente de variación</b>	<b>GL</b>	<b>SC Ajust.</b>	<b>MC Ajust.</b>	<b>Valor F</b>	<b>Valor p</b>
A: Material de reparación	1	47,546	47,5459	21,33	0,136
B: Distancia de decapado	1	0,301	0,3015	0,14	0,775
C: Tipo de daño	1	38,839	38,8389	17,42	0,150
A-B	1	11,599	11,5993	5,20	0,263
A-C	1	27,651	27,6508	12,40	0,176
B-C	1	18,316	18,3164	8,22	0,214
Error	1	2,229	2,2292		
Total	7	146,482			
$S = 1,49306$		$R^2 = 98,48\%$		$R^2(Ajust.) = 89,35\%$	

Donde **GL** son los grados de libertad, **SC Ajust.** es la suma de cuadrados ajustada, **MC Ajust.** es el promedio de los cuadrados ajustados, **Valor F** es el resultado de la prueba de Fisher, **Valor p** es el porcentaje de contribución y **S** es la desviación estándar agrupada.



**Tabla 31***ANOVA para la resistencia a compresión plana*

Fuente de variación	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
A: Material de reparación	1	7,770	7,7697	10,19	0,193
B: Distancia de decapado	1	0,276	0,2760	0,36	0,655
C: Tipo de daño	1	5,242	5,2423	6,87	0,232
A-B	1	0,477	0,4773	0,63	0,574
A-C	1	5,766	5,7664	7,56	0,222
B-C	1	1,460	1,4603	1,91	0,398
Error	1	0,763	0,7626		
Total	7	21,7547			
$S = 0,873277$		$R^2 = 96,49\%$		$R^2(\text{Ajust.}) = 75,46\%$	

**Tabla 32***ANOVA para la resistencia a corte del núcleo*

Fuente de variación	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
A: Material de reparación	1	0,00400	0,004005	9,86	0,196
B: Distancia de decapado	1	0,00015	0,000153	0,38	0,649
C: Tipo de daño	1	0,00099	0,000990	2,44	0,363
A-B	1	0,00014	0,000136	0,34	0,666
A-C	1	0,00104	0,001035	2,55	0,356
B-C	1	0,00044	0,000435	1,07	0,489
Error	1	0,00041	0,000406		
Total	7	0,007161			
$S = 0,0201525$		$R^2 = 94,33\%$		$R^2(\text{Ajust.}) = 60,30\%$	

**Tabla 33***ANOVA para la resistencia a flexión de los revestimientos*

Fuente de variación	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
A: Material de reparación	1	13,359	13,3593	9,61	0,199
B: Distancia de decapado	1	0,533	0,5325	0,38	0,647
C: Tipo de daño	1	3,359	3,3592	2,42	0,364
A-B	1	0,401	0,4005	0,29	0,686
A-C	1	3,435	3,4348	2,47	0,361
B-C	1	1,466	1,4655	1,05	0,492
Error	1	1,389	1,3894		
Total	7	23,9413			
$S = 1,17875$		$R^2 = 94,20\%$		$R^2(Ajust.) = 59,38\%$	

**Tabla 34***ANOVA para el módulo de elasticidad*

Fuente de variación	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
A: Material de reparación	1	99804	99804	9,80	0,197
B: Distancia de decapado	1	2769	2769	0,27	0,694
C: Tipo de daño	1	152735	152735	14,99	0,161
A-B	1	36433	36433	3,58	0,310
A-C	1	303147	303147	29,76	0,115
B-C	1	290866	290866	28,55	0,118
Error	1	10187	10187		
Total	7	895941			
$S = 100,931$		$R^2 = 98,86\%$		$R^2(Ajust.) = 92,04\%$	

**Tabla 35***ANOVA para la densidad*

Fuente de variación	GL	SC Ajust.	MC Ajust.	Valor F	Valor p
A: Material de reparación	1	4,464	4,464	6,24	0,242
B: Distancia de decapado	1	378,868	378,868	529,73	0,028
C: Tipo de daño	1	8,774	8,774	12,27	0,177
A-B	1	6,462	6,462	9,04	0,204
A-C	1	4,485	4,485	6,27	0,242
B-C	1	0,715	0,715	1,00	0,500
Error	1	0,715	0,715		
Total	7	404,483			
$S = 0,845700$		$R^2 = 99,82\%$		$R^2(Ajust.) = 98,76\%$	

La prueba de Fisher o también conocida como prueba "F", se llevó a cabo para estudiar la importancia del parámetro del proceso. El valor alto de "F" indica que el factor es muy significativo al afectar la respuesta del proceso. En esta investigación, en base a los valores mostrados en las tablas anteriormente detalladas, el material de reparación es un factor muy significativo y juega un papel importante en afectar la resistencia a tensión plana, resistencia a compresión plana, resistencia a corte del núcleo y resistencia a flexión de los revestimientos de la estructura tipo sándwich. Sin embargo, el tipo de daño y la distancia de decapado tiene poco efecto significativo sobre mencionadas respuestas. Caso contrario sucede para el módulo de elasticidad y la densidad donde el tipo de daño y la distancia de decapado respectivamente son los factores relevantes que influyen en dichas propiedades.

El coeficiente  $R^2$ , es una medida estadística de qué tan cerca están los datos de la línea de regresión ajustada también conocido como coeficiente de determinación. Es

el porcentaje de la variación en la variable de respuesta que es explicado por un modelo lineal y se usa para juzgar la adecuación del modelo desarrollado. Por lo tanto se debe considerar lo siguiente:

0% - el modelo no explica ninguna porción de la variabilidad de los datos de respuesta en torno a su media.

100% - el modelo explica toda la variabilidad de los datos de respuesta en torno a su media.

La tabla 36 muestra los valores del coeficiente  $R^2$  para cada una de las propiedades determinadas en esta investigación, lo que muestra la alta correlación que existe entre los valores experimentales.

**Tabla 36**

*Coefficientes  $R^2$  de las diferentes propiedades*

<b>Propiedad</b>	<b>Valor del coeficiente <math>R^2</math></b>
Resistencia a tensión plana	98,48%
Resistencia a compresión plana	96,49%
Resistencia a corte del núcleo	94,33%
Resistencia a flexión de los revestimientos	94,20%
Módulo de la elasticidad	98,86%
Densidad	99,82%

A continuación, se analizan los efectos principales y sus respectivas interacciones para cada uno de los factores ensayados en las diferentes configuraciones de reparación lo cual permitirá establecer su contribución o influencia en las propiedades mecánicas y físicas objeto de estudio esta investigación.

Tabla 37

Análisis resultados - Resistencia a tensión plana

Niveles	Resistencia a tensión plana (MPa)		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	31,739	34,371	31,973
2	36,615	33,983	36,380
Variación	+4,876	-0,388	+4,407
Posición	1	3	2

Figura 4.7

Gráfica de efectos principales para resistencia a tensión plana

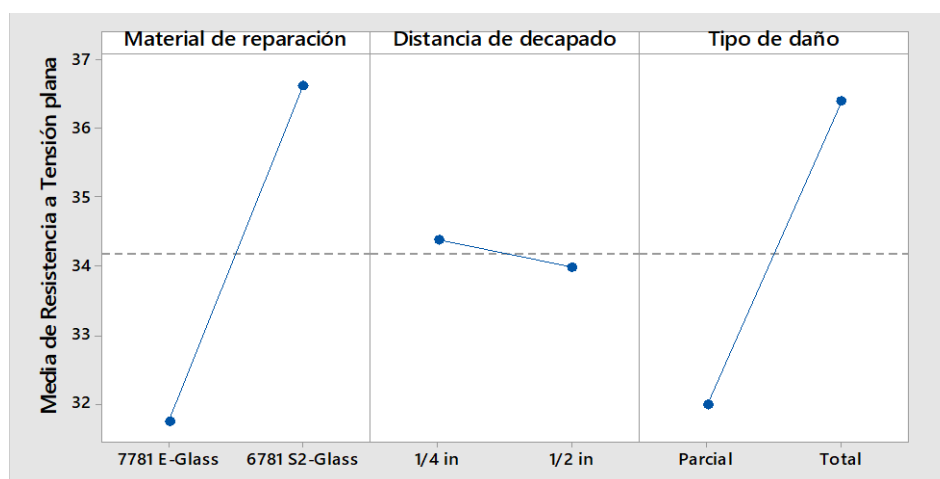
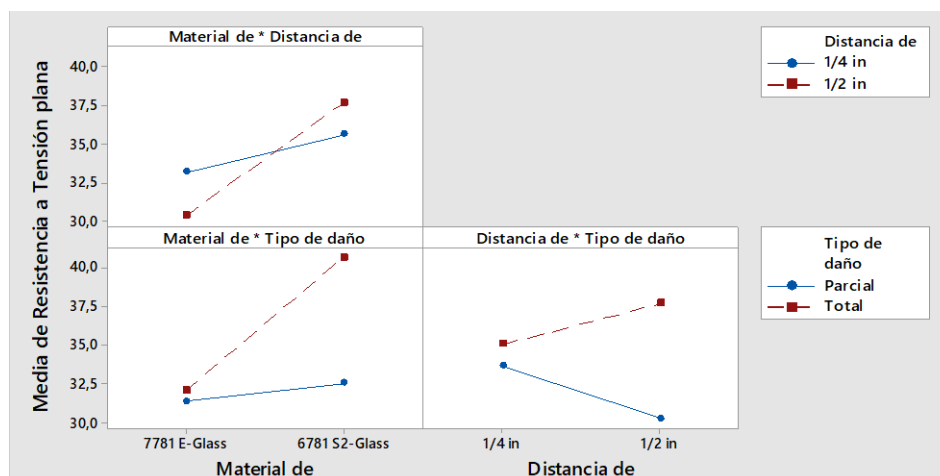


Figura 4.8

Gráfica de interacción para resistencia a tensión plana



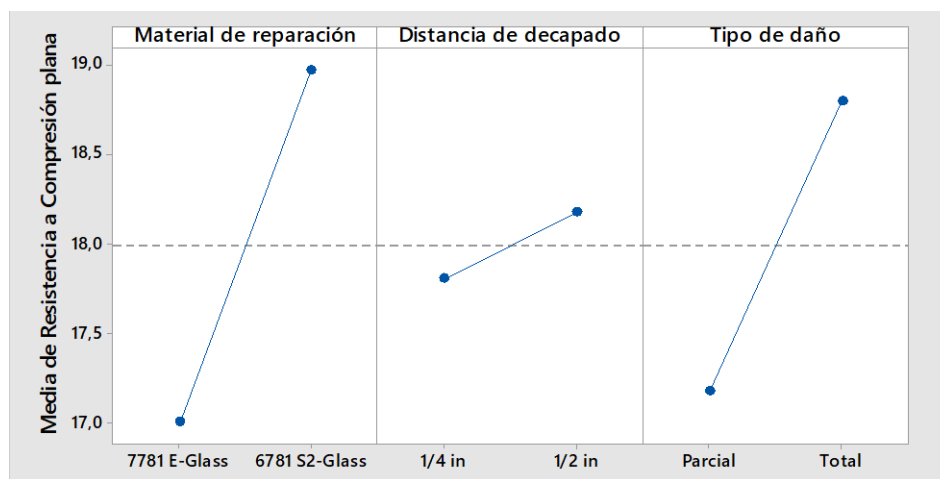
**Tabla 38**

*Análisis resultados - Resistencia a compresión plana*

Niveles	Resistencia a compresión plana (MPa)		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	17,003	17,802	17,179
2	18,974	18,174	18,798
Variación	+1,971	+0,372	+1,619
Posición	1	3	2

**Figura 4.9**

*Gráfica de efectos principales para resistencia a compresión plana*



**Figura 4.10**

*Gráfica de interacción para resistencia a compresión plana*

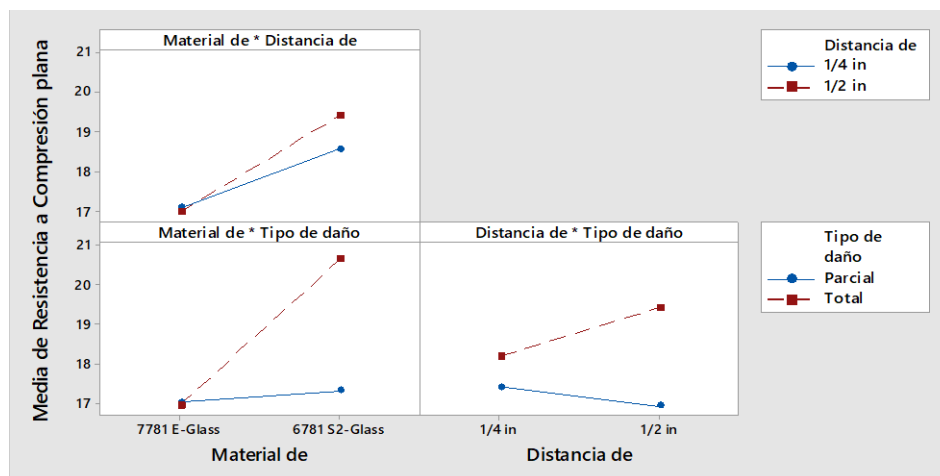


Tabla 39

Análisis resultados - Resistencia a corte del núcleo

Niveles	Resistencia a corte del núcleo (MPa)		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	0,724	0,742	0,735
2	0,769	0,751	0,757
Variación	+0,045	+0,009	+0,022
Posición	1	3	2

Figura 4.11

Gráfica de efectos principales para resistencia a corte del núcleo

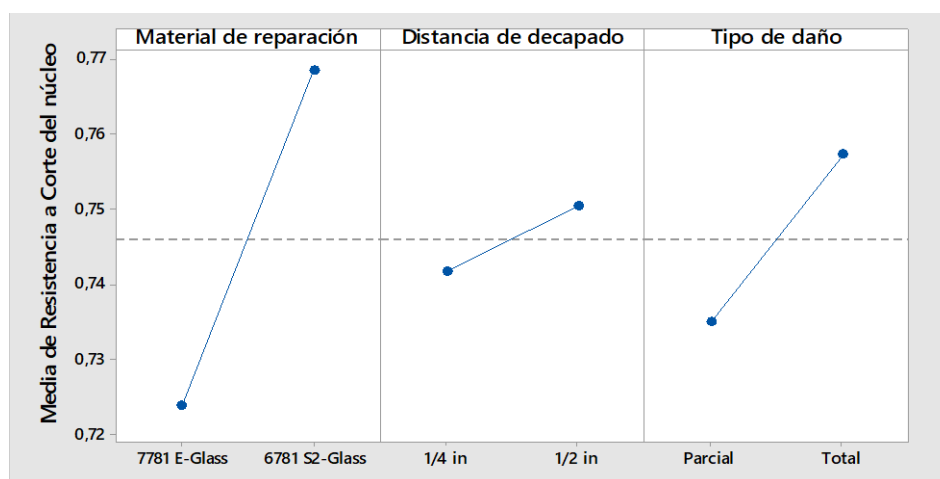
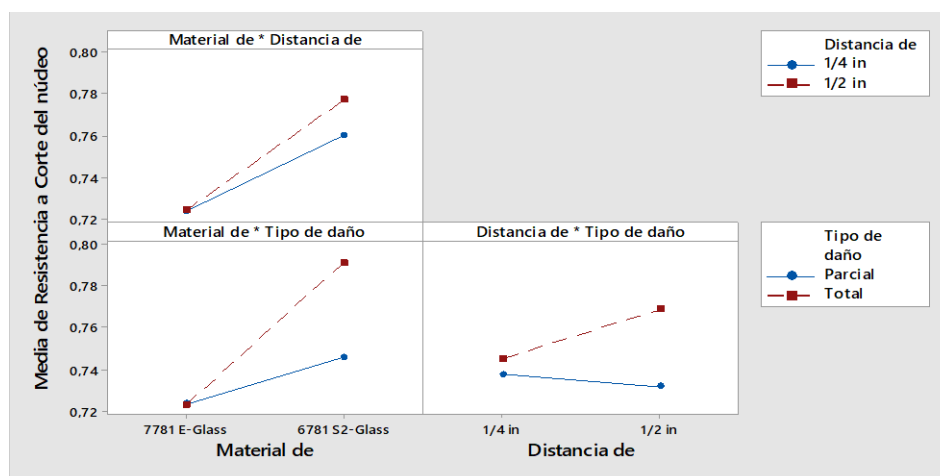


Figura 4.12

Gráfica de interacción para resistencia a corte del núcleo



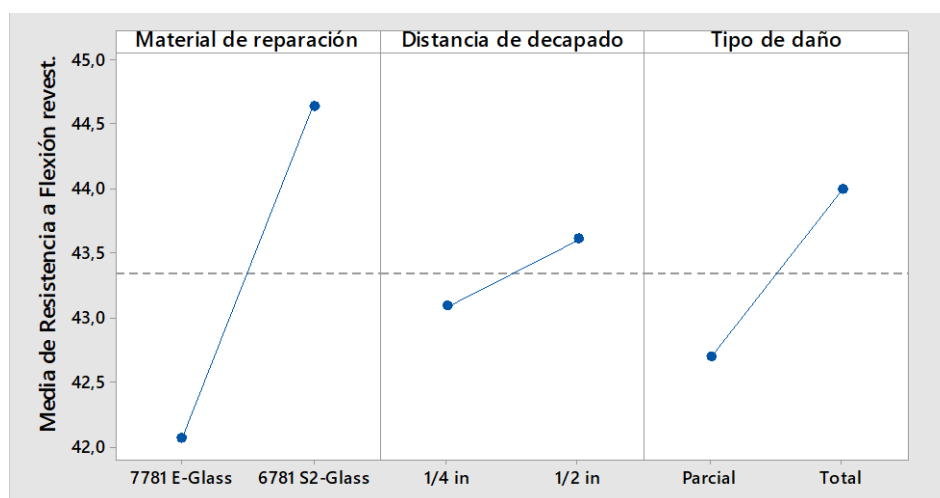
**Tabla 40**

*Análisis resultados – Resistencia a flexión de los revestimientos*

Niveles	Resistencia a flexión de los revestimientos (MPa)		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	42,057	43,091	42,701
2	44,641	43,607	43,997
Variación	+2,584	+0,516	+1,296
Posición	1	3	2

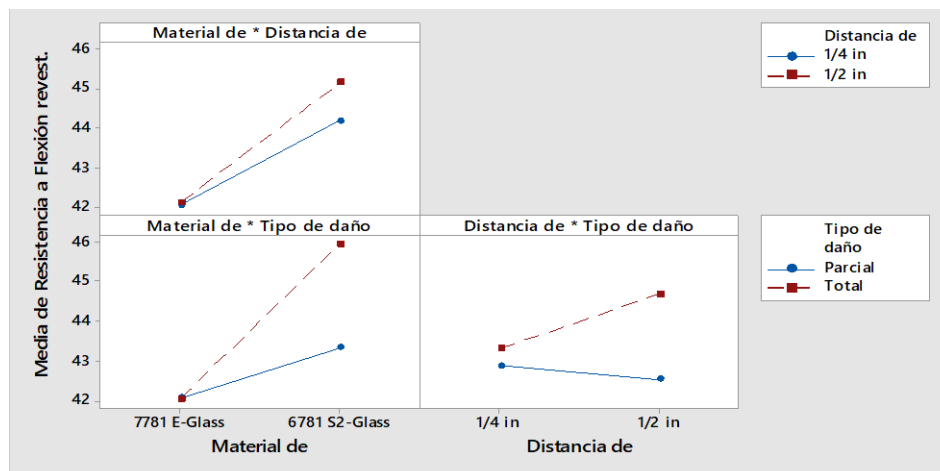
**Figura 4.13**

*Gráfica de efectos principales para resistencia a flexión de los revestimientos*



**Figura 4.14**

*Gráfica de interacción para resistencia a flexión de los revestimientos*





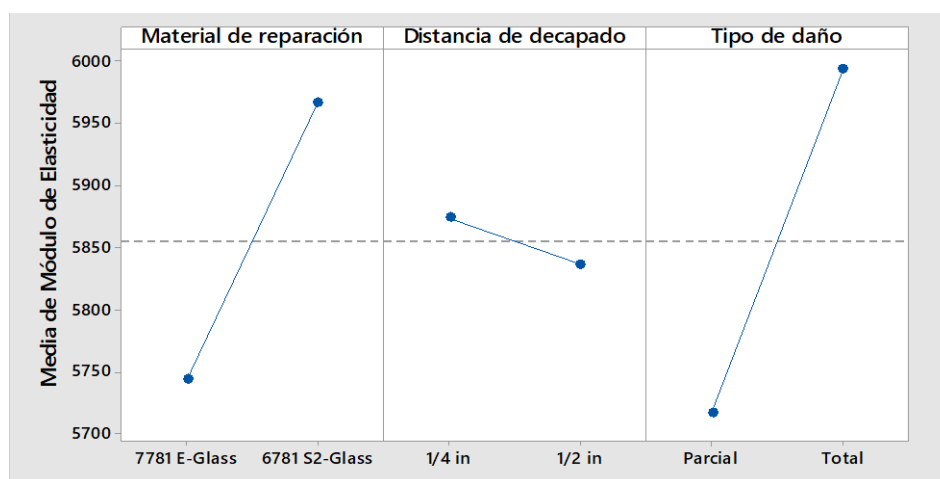
**Tabla 41**

*Análisis resultados – Módulo de elasticidad*

Niveles	Módulo de elasticidad (MPa)		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	5743,62	5873,92	5717,14
2	5967,01	5836,71	5993,49
Variación	+223,39	-37,21	+276,35
Posición	2	3	1

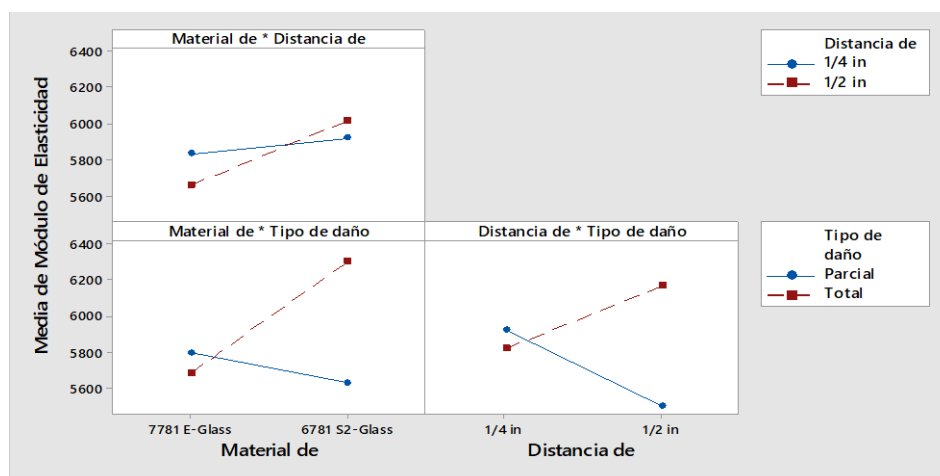
**Figura 4.15**

*Gráfica de efectos principales para módulo de elasticidad*



**Figura 4.16**

*Gráfica de interacción para módulo de elasticidad*



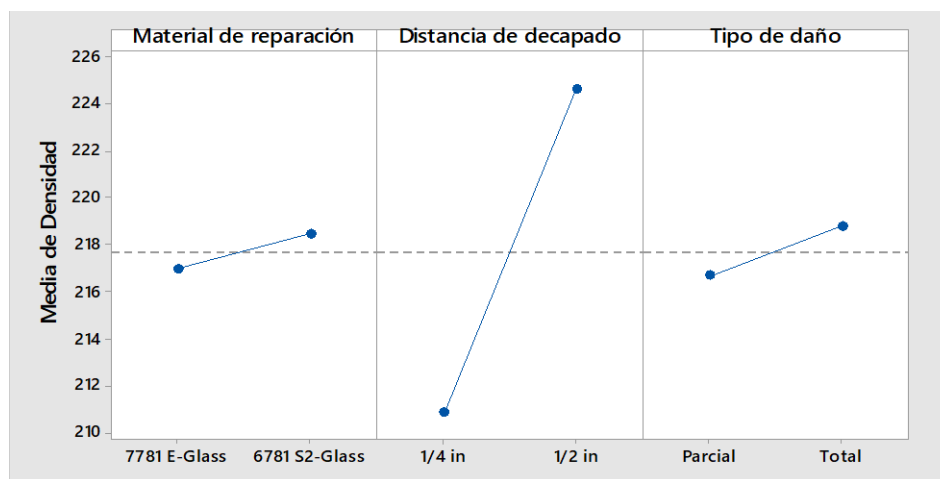
**Tabla 42**

*Análisis resultados – Densidad*

Niveles	Densidad ( $\frac{Kg}{m^3}$ )		
	Material de reparación	Distancia de decapado	Tipo de daño
1	216,949	210,815	216,649
2	218,444	224,578	217,744
Variación	+1,495	+13,736	+1,095
Posición	2	1	3

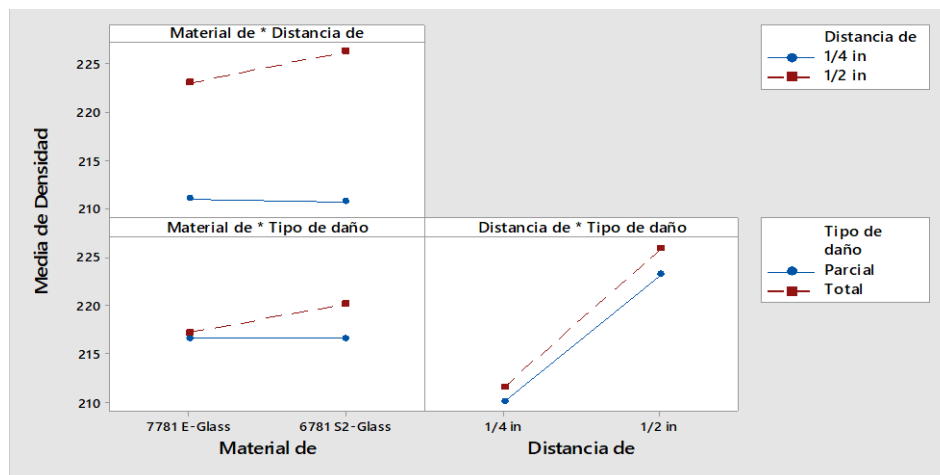
**Figura 4.17**

*Gráfica de efectos principales para densidad*



**Figura 4.18**

*Gráfica de interacción para densidad*

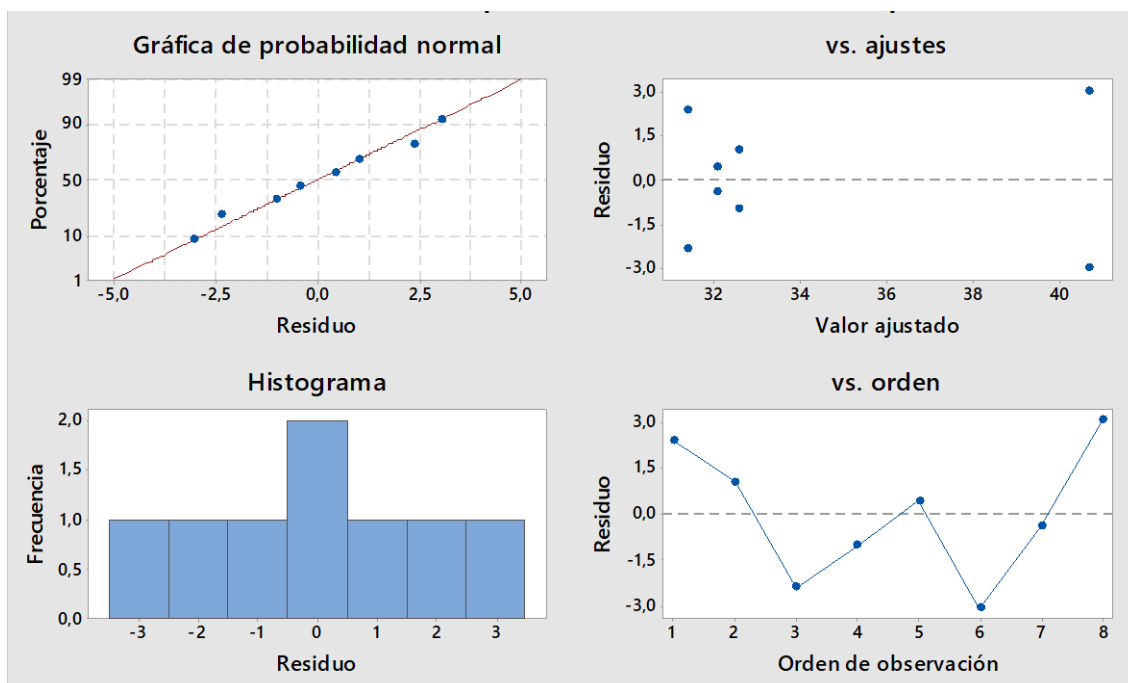


Los efectos principales y las interacciones entre factores de la resistencia a tensión plana, resistencia a compresión plana, resistencia a corte del núcleo y resistencia a flexión de los revestimientos se representan en las figuras 4.7, 4.8, 4.9, 4.10, 4.11, 4.12, 4.13 y 4.14 respectivamente, basados en la resistencia máxima podemos observar un aumento considerable de esta propiedad en relación al material de reparación y el tipo de daño, lo que nos da una idea clara de que son los factores a tomar en cuenta para maximizar cada una de estas propiedades, las gráficas y las tablas presentadas anteriormente revelan que el parámetro más importante es el material de reparación, seguido del tipo de daño y en tercer lugar la distancia de decapado.

Los residuos se examinan utilizando las gráficas de probabilidad normal de los residuos, las mismas que se muestran a continuación para cada una de las propiedades. Las gráficas muestran que los residuos generalmente caen en línea recta, lo que implica que los errores se distribuyen normalmente.

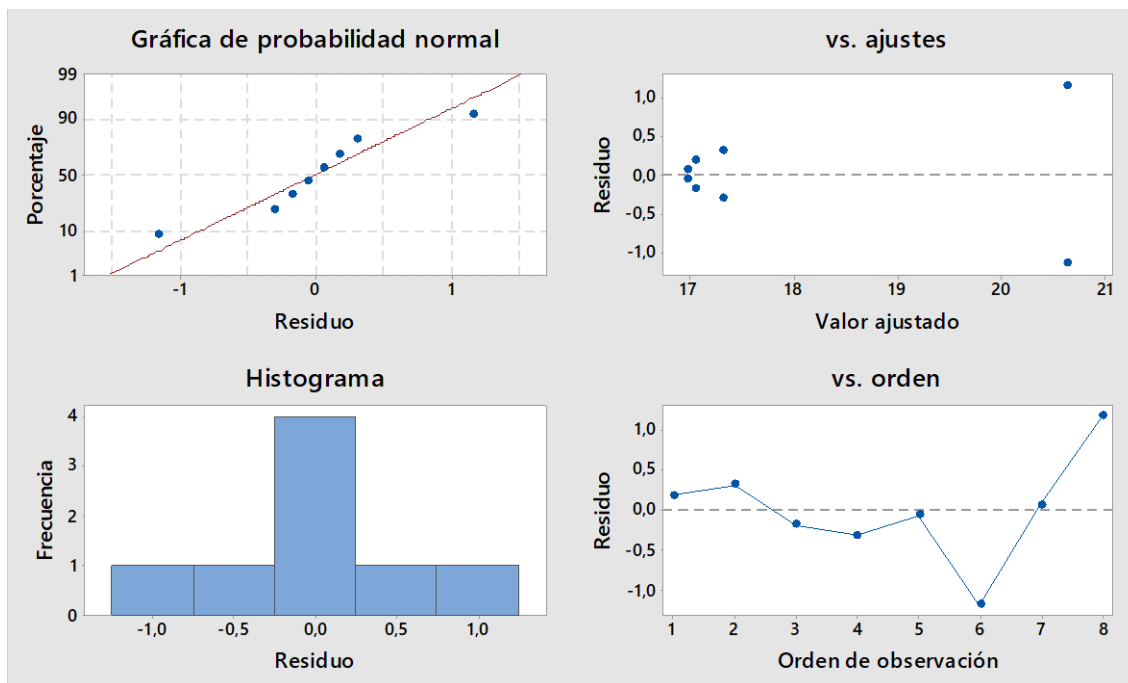
**Figura 4.19**

*Gráfica de residuos para resistencia a tensión plana*



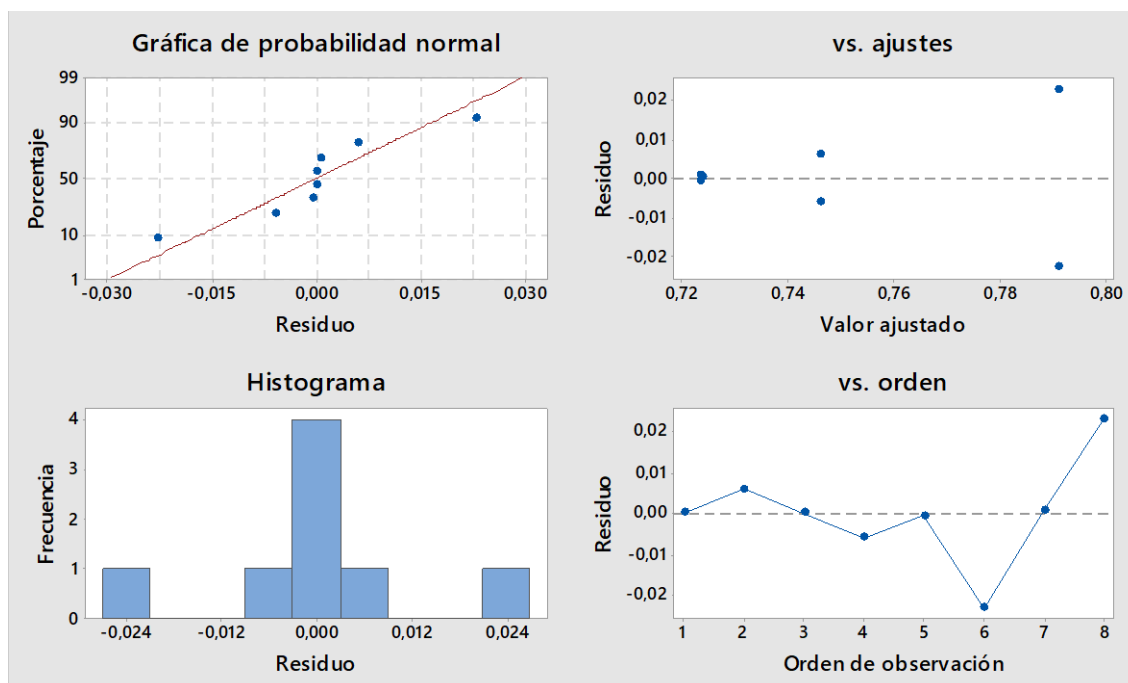
**Figura 4.20**

*Gráfica de residuos para resistencia a compresión plana*



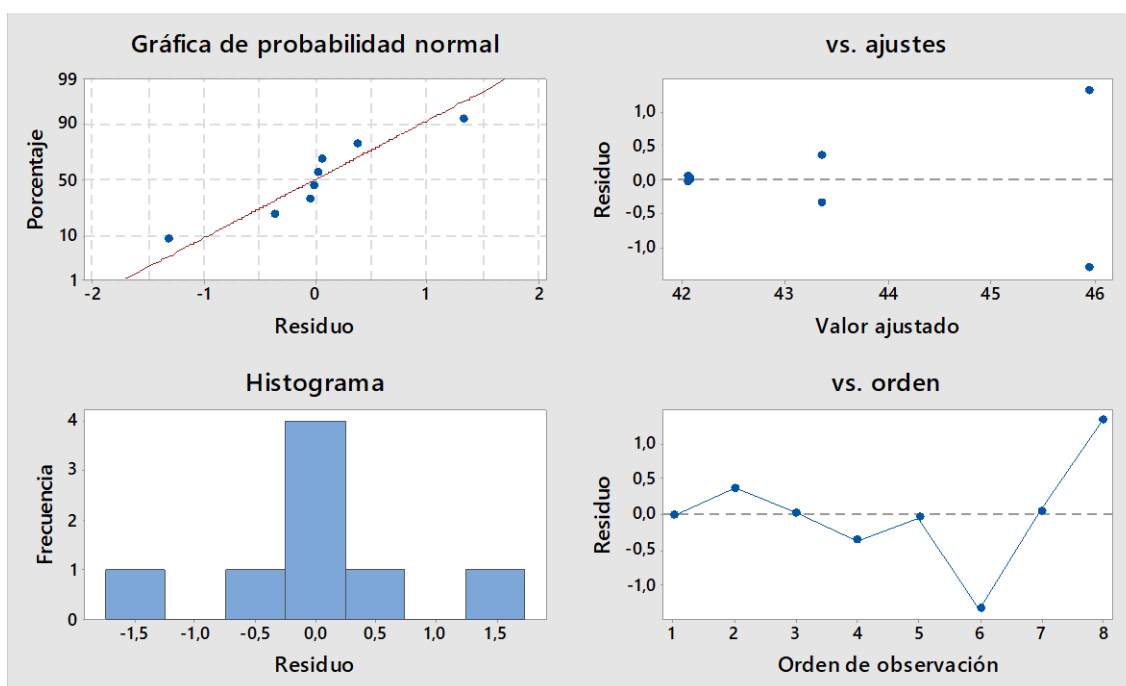
**Figura 4.21**

*Gráfica de residuos para resistencia a corte del núcleo*



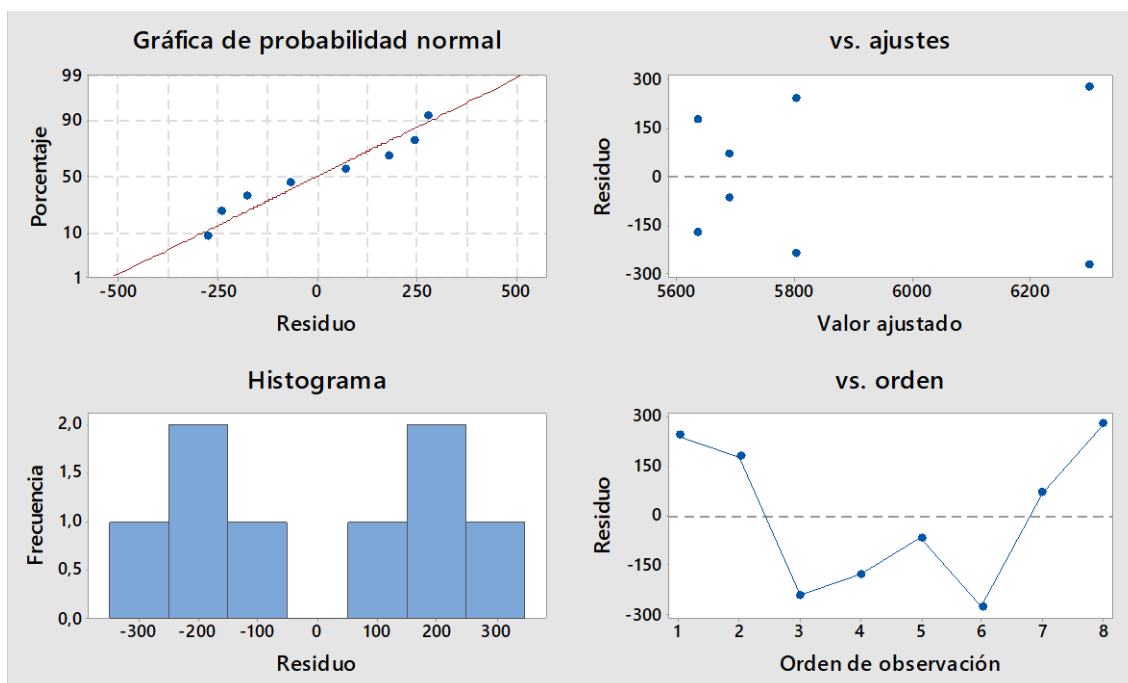
**Figura 4.22**

*Gráfica de residuos para resistencia a flexión de los revestimientos*



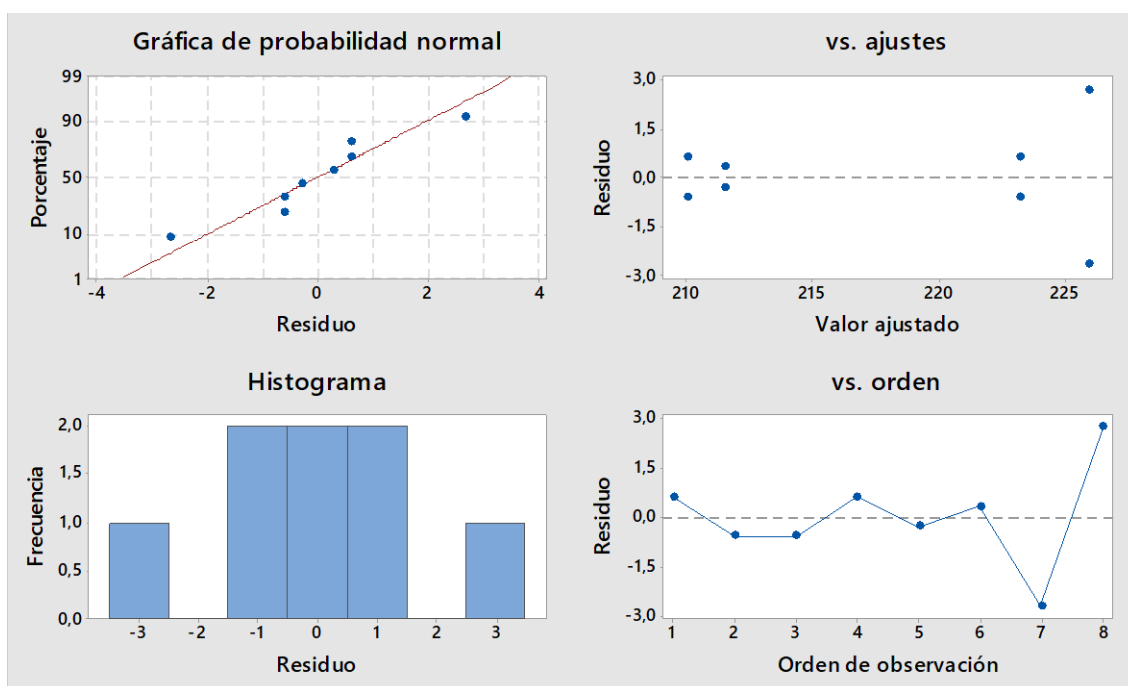
**Figura 4.23**

*Gráfica de residuos para módulo de elasticidad*



**Figura 4.24**

*Gráfica de residuos para densidad*



En base a los resultados experimentales obtenidos en las diferentes propiedades, el ajuste de nivel óptimo que permite que las muestras reparadas hayan recuperado una parte significativa o superado la resistencia original de la estructura tipo sándwich, se consigue al establecer los siguientes valores:

- **Material de reparación:** 6781 S2-Glass
- **Distancia de decapado:** 1/2 in
- **Tipo de daño:** Total

Los valores optimizados de cada de una de las propiedades analizadas se detallan en la siguiente tabla:

**Tabla 43**

*Valores optimizados*

<b>Propiedad</b>	<b>Valor optimizado</b>	<b>Unidades</b>
Resistencia a tensión plana	43,728	MPa
Resistencia a compresión plana	21,798	MPa
Resistencia a corte del núcleo	0,814	MPa
Resistencia a flexión de los revestimientos	47,271	MPa
Módulo de la elasticidad	6575,09	MPa
Densidad	228,618	$\frac{Kg}{m^3}$

## Capítulo V

### Conclusiones y recomendaciones

Una vez desarrolladas cada una de las etapas establecidas para esta investigación es importante señalar que se cumplieron cada uno de los objetivos planteados a partir de la fabricación de la estructura de material compuesto tipo sándwich del componente aeronáutico Wing Tip Leading-Edge Skin (P/N 314-19390-402) y de la caracterización estática de mencionada estructura mediante la determinación de las principales propiedades mecánicas y físicas. Como punto de partida para la ejecución del proceso de reparación mediante parches de material compuesto, se seleccionó un diseño factorial completo de tres factores con dos niveles ( $2^3$ ) para el desarrollo del diseño de experimentos (DOE) que permitió llevar a cabo varias configuraciones de reparación cuyos resultados sirvieron para el estudio, análisis y comparación de cada uno de los factores y sus interacciones.

### Conclusiones

- A partir del estudio de resistencia a tensión plana, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass mejora la resistencia en 15,36% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su resistencia aumenta en 13,78% con relación a reparar un daño parcial. Sin embargo la distancia de decapado no afecta significativamente en la resistencia a tensión plana.
- A partir del estudio de resistencia a compresión plana, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass mejora la resistencia en 11,59% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su resistencia aumenta en 9,42% con relación a reparar un daño



parcial y que al remover el área dañada de forma escalonada a 1/2 de pulgada aumenta la resistencia en 2,09% comparada con la remoción del área dañada de forma escalonada a 1/4 de pulgada.

- A partir del estudio de resistencia a corte del núcleo, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass mejora la resistencia en 6,22% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su resistencia aumenta en 2,99% con relación a reparar un daño parcial y que al remover el área dañada de forma escalonada a 1/2 de pulgada aumenta la resistencia en 1,21% comparada con la remoción del área dañada de forma escalonada a 1/4 de pulgada.
- A partir del estudio de resistencia a flexión de los revestimientos, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass mejora la resistencia en 6,14% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su resistencia aumenta en 3,04% con relación a reparar un daño parcial y que al remover el área dañada de forma escalonada a 1/2 de pulgada aumenta la resistencia en 1,18% comparada con la remoción del área dañada de forma escalonada a 1/4 de pulgada.
- A partir del estudio del módulo de elasticidad, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass mejora la rigidez en 3,89% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su rigidez aumenta en 4,83% con relación a reparar un daño parcial y que al remover el área dañada de forma escalonada a 1/4 de pulgada aumenta la rigidez en 0,64% comparada con la remoción del área dañada de forma escalonada a 1/2 de pulgada.

- A partir del estudio de densidad, se refleja que al emplear como material de reparación la fibra de vidrio 6781 S2-Glass aumenta la densidad en 0,69% con respecto a la fibra de vidrio 7781 E-Glass, mientras que al reparar un daño total su densidad aumenta en 0,51% con relación a reparar un daño parcial y que al remover el área dañada de forma escalonada a 1/2 de pulgada aumenta la densidad en 6,53% comparada con la remoción del área dañada de forma escalonada a 1/4 de pulgada.
- En base a los resultados experimentales obtenidos en las diferentes propiedades, el ajuste de nivel óptimo que permite que las muestras reparadas recuperen una parte significativa o superen la resistencia original de la estructura tipo sándwich, se consigue al establecer los siguientes parámetros material de reparación: fibra de vidrio 6781 S2-Glass, tipo de daño: total y distancia de decapado: 1/2 pulgada.

### **Recomendaciones**

- Para realizar reparaciones estructurales en las cuales implica la remoción y sustitución del material del núcleo se recomienda curar previamente el núcleo con resina epóxica para que no se vea afectado el acabado superficial del componente aeronáutico.
- Cada una de las reparaciones desarrolladas en este trabajo de investigación son altamente eficientes y son particularmente adecuadas para reparaciones externas de los componentes aeronáuticos de las diferentes aeronaves que dispone la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
- Como trabajos futuros se recomienda continuar con el estudio del comportamiento mecánico de las estructuras tipo sándwich y laminados mediante la caracterización dinámica de materiales compuestos, remoción automatizada del

área afectada mediante el empleo de una máquina CNC y la fabricación de parches de material compuesto de forma orientada a las capas.

### Referencias bibliográficas

- Adams, D. (2006). *Sandwich Panel Test Methods*. 14, 9–10.
- Ahmadova, A. (2018). *Numerical Modelling of porosity generation, movement, and compaction during the RTM process*.
- Ahn, S.-H., & Springer, G. (2000). *Repair of Composite Laminates*. 85.
- Aljibori, H., Alosfur, F., Ridha, N., & Salim, M. (2016). *A Study on Thermal Diffusivity and Dielectric Properties of Epoxy Matrix Reinforced by Fibers Material*. 14, 42–53.
- American Society for Testing and Materials. (2016). *ASTM C297 / C297M - 16 Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions*. i.  
<https://doi.org/10.1520/C0297>
- Aminanda, Y., Castanié, B., Barrau, J., & Thevenet, P. (2005). Experimental Analysis and Modeling of the Crushing of Honeycomb Cores. *Applied Composite Materials*, 12, 213–227. <https://doi.org/10.1007/s10443-005-1125-3>
- Azari, S. (Shahrokh), Papini, M., & Spelt, J. (2010). Effect of Surface Roughness on the Performance of Adhesive Joints Under Static and Cyclic Loading. *Journal of Adhesion - J ADHES*, 86, 742–764. <https://doi.org/10.1080/00218464.2010.482430>
- Baker, A. (1996). Joining and repair of aircraft composite structures. *Mech Eng Trans*, 1, 1–59.
- Baldan, A. (2004). Adhesively-Bonded Joints and Repairs in Metallic Alloys, Polymers and Composite Materials: Adhesives, Adhesion Theories and Surface Pretreatment. *Journal of Materials Science*, 39, 1–49.  
<https://doi.org/10.1023/B:JMSC.0000007726.58758.e4>
- Banea, M., & da Silva, L. F. M. (2009). Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers Part L-Journal of Materials-Design and Applications - PROC INST MECH ENG L-J MATER*, 223, 1–

18. <https://doi.org/10.1243/14644207JMDA219>

Botelho, E., Silva, R., Pardini, L., & Rezende, M. C. (2006). A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures. *Materials Research-Ibero-American Journal of Materials - MATER RES-IBERO-AM J MATER*, 9. <https://doi.org/10.1590/S1516-14392006000300002>

Budhe, S., Banea, M., & de Barros, S. (2018). *Bonded repair of composite structures in aerospace application: a review on environmental issues*. 6. <https://doi.org/10.1186/s40563-018-0104-5>

Budhe, S., Banea, M., de Barros, S., & da Silva, L. F. M. (2016). An updated review of adhesively bonded joints in composite materials. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 72. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2016.10.010>

Budinski, K., & Budinski, M. (2010). *Engineering Materials: Properties and Selection*.

Caminero, M., Lopez-Pedrosa, M., Pinna, C., & Soutis, C. (2013). Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation. *Composites Part B: Engineering*, 53, 76–91. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.04.050>

Campbell, F. C. (2003). *Manufacturing Processes for Advanced Composites*.

Erçin, G. H., Camanho, P., Xavier, J., Catalanotti, G., Mahdi, S., & Linde, P. (2013). Size effects on the tensile and compressive failure of notched composite laminates. *Composite Structures*, 96, 736–744. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.10.004>

Federal Aviation Administration. (2018). Aviation Maintenance Technician Handbook - General. *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe*, 1, 588. <https://doi.org/10.1017/CBO9781107415324.004>

González, O., Mauricio, Barrigas, H., Andino, N., Garcia, M., & Guachambala, M. (2019).

- Innovative Bio-composite Sandwich Wall Panels made of Coconut Bidirectional External Veneers and Balsa Lightweight Core as Alternative for Eco-friendly and Structural Building Applications in High-risk Seismic Regions. *Materials Science and Engineering C*, 11, 88–98. <https://doi.org/10.21741/9781644900178-5>
- Guedes, R. M. (2010). *Creep and Fatigue in Polymer Matrix Composites*.
- Guerrero, V., Dávila, J., Galeas, S., Pontón, P., Rosas Laverde, N., Sotomayor, V., & C.Valdivieso. (2011). *Nuevos Materiales: Aplicaciones Estructurales e Industriales*.
- He, W., Xie, D., & Liu, J. (2019). Effect of structural parameters on low-velocity impact behavior of aluminum honeycomb sandwich structures with CFRP face sheets. *Thin-Walled Structures*, 137. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2019.01.022>
- Hexcel Corporation. (2007). Composite Repair. *Composite Repair*, April, 1–13. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-045146-6.X5000-0>
- Kandola, B. K., & Kandare, E. (2008). 15 - Composites having improved fire resistance. In A. R. Horrocks & D. B. T.-A. in F. R. M. Price (Eds.), *Woodhead Publishing Series in Textiles* (pp. 398–442). Woodhead Publishing. <https://doi.org/https://doi.org/10.1533/9781845694701.3.398>
- Katnam, K., Silva, L. F. M., & Young, T. (2013). Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 61, 26–42. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2013.03.003>
- Kolopp, A., Rivallant, S., & Bouvet, C. (2013). Experimental study of sandwich structures as armour against medium-velocity impacts. *International Journal of Impact Engineering*, 61, 24–35. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2013.05.007>
- Krishnarajb, V., & Kumar, K. (2014). Sound and Vibration Damping Properties of Flax Fiber Reinforced Composites. In *Procedia Engineering* (Vol. 97).

<https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.285>

- Lawrence, P. (2009). Meeting the challenge of aviation emissions: An aircraft industry perspective. *Technology Analysis & Strategic Management - TECHNOL ANAL STRATEG MANAGE*, 21, 79–92. <https://doi.org/10.1080/09537320802557327>
- Lekou, D., I, V., Rossis, K., AM, V., & TK, J. (2006). *Repair Techniques for Composite Materials Applicable to Wind Turbine Blades*.
- Liu, J., He, W., Xie, D., & Tao, B. (2017). The effect of impactor shape on the low-velocity impact behavior of hybrid corrugated core sandwich structures. *Composites Part B: Engineering*, 111, 315–331. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.11.060>
- Mamalis, A., Manolakos, D., Ioannidis, M. B., & Papapostolou, D. P. (2005). On the crushing response of composite sandwich panels subjected to edgewise compression: Experimental. *Composite Structures*, 71, 246–257. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2004.10.006>
- Meier, U. (2020). *Sustainability of Carbon Fiber-Reinforced Polymers in Construction* (pp. 57–75). [https://doi.org/10.1007/978-3-030-39734-0\\_4](https://doi.org/10.1007/978-3-030-39734-0_4)
- Miravete, A., & Castejón, L. (2002). Materiales compuestos. *Temes de Disseny; Núm.: 20 Edició Català-Castellà-Anglès*.
- Mohammadi, S., Yousefi, M., & Khazaei, M. (2020). A review on composite patch repairs and the most important parameters affecting its efficiency and durability. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 073168442094160. <https://doi.org/10.1177/0731684420941602>
- Mohan, J., Ivankovic, A., & Murphy, N. (2014). Mode I fracture toughness of co-cured and secondary bonded composite joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 51, 13–22. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2014.02.008>

- Monaldo, E., Nerilli, F., & Vairo, G. (2019). Basalt-based fiber-reinforced materials and structural applications in civil engineering. *Composite Structures*, 214, 246–263. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.02.002>
- Moreno, M. L. (2018). *Análisis experimental y numérico de reparaciones adhesivas de laminados delgados*.
- Niedernhuber, M., Holtmannspoetter, J., & Ehrlich, I. (2016). Fiber-oriented repair geometries for composite materials. *Composites Part B: Engineering*, 94, 327–337. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.03.027>
- Norlin, P., & Reuterlöf, S. (2002). *The Role of Sandwich Composites in Turbine Blades*. 46, 32–34. [https://doi.org/10.1016/S0034-3617\(02\)80107-2](https://doi.org/10.1016/S0034-3617(02)80107-2)
- Okafor, A., Singh, N., Enemuoh, E., & Rao, S. V. (2005). Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite Structures*, 71, 258–270. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.02.023>
- Pech-Canul, M., & Valdez, S. (2015). *UPDATING THE DEFINITION AND CONCEPTS IN THE FIELD OF COMPOSITE MATERIALS*.
- Pydah, A. (2018). Blast loading of bumper shielded hybrid two-core Miura-ori/honeycomb core sandwich plates. *Thin-Walled Structures*, 129, 45–57. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2018.03.020>
- Quilter, A. (2004). Composites in Aerospace Applications. *Information Handling Services, Inc. (IHS)*, 1–5. <http://www.aviationpros.com/article/10386441/composites-in-aerospace-applications>
- Rajak, D., Pagar, D., Menezes, P., & Linul, E. (2019). Fiber-Reinforced Polymer Composites: Manufacturing, Properties, and Applications. *Polymers*, 11, 1667. <https://doi.org/10.3390/polym11101667>



- Rocca, S., & Nanni, A. (2005). *MECHANICAL CHARACTERIZATION OF SANDWICH STRUCTURE COMPRISED OF GLASS FIBER REINFORCED CORE: PART 2*.
- Romano, F., Gatta, G., Paino, R., & Palmiero, F. (2004). *Structural design of a composite aileron using a multi-step integrated procedure*. 7, 47–56.
- Schmid, T., Kruse, T., Körwien, T., & Geistbeck, M. (2015). Bonding of CFRP primary aerospace structures - Discussion of the certification boundary conditions and related technology fields addressing the needs for development. *Composite Interfaces*, 22, 795–808. <https://doi.org/10.1080/09276440.2015.1077048>
- Shevtsov, S., Chinchin, L., Solov'ev, A., Shevtsova, V., & Jyun-Ping, H. (2014). Mechanical Testing of Polymeric Composites for Aircraft Applications: Standards, Requirements and Limitations. *Springer Proceedings in Physics, Advanced Materials*, 152, 201–222. [https://doi.org/10.1007/978-3-319-03749-3\\_17](https://doi.org/10.1007/978-3-319-03749-3_17)
- Siddique, F., Fakhar, M., Khan, L., Zaheer, U., Khan, A. F., & Subhani, T. (2018). Interfacial mechanical properties of carbon nanotube-deposited carbon fiber epoxy matrix hierarchical composites. *Composite Interfaces*, 25, 1–19. <https://doi.org/10.1080/09276440.2018.1439620>
- Soutis, C., & Hu, F. (1997). Design and performance of bonded patch repairs of composite structures. *Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering - PROC INST MECH ENG G-J A E*, 211, 263–271. <https://doi.org/10.1243/0954410971532668>
- Tanco, M., Viles, E., & Pozueta, L. (2009). Diferentes enfoques del diseño de experimentos (DOE). *Memoria de Trabajos de Difusión Científica y Técnica*, 7, 29–37.
- Tomblin, J. S., Salah, L., Welch, J. M., & Borgman, M. D. (2004). Bonded Repair of Aircraft Composite Sandwich Structures. *Bonded Repair of Aircraft Structures, February*.

<https://doi.org/10.1007/978-94-009-2752-0>

Turgut, T. (2007). *Manufacturing and Structural Analysis of a Lightweight Sandwich Composite UAV Wing* (Issue September).

Vinson, J., & Sierakowski, R. (2002). *The Behavior Of Structures Composed Of Composite Materials* (Vol. 105). <https://doi.org/10.1007/0-306-48414-5>

