



**“Reparación de las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA perteneciente a la compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO CIA. LTDA, en referencia al manual de reparaciones estructurales e información técnica aplicable”**

Yungan Ramírez, Brandon José

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica

Mención Aviones

Monografía, previo a la obtención del Título de Tecnólogo  
en Mecánica Aeronáutica Mención Aviones

Ing. Coello Tapia, Luis Ángel

24 de enero del 2022

Latacunga



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA**  
**MENCIÓN AVIONES**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que la monografía, **“Reparación de las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA perteneciente a la compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO CIA. LTDA, en referencia al manual de reparaciones estructurales e información técnica aplicable”**, fue realizado por el señor **Yungan Ramirez, Brandon José**, 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.

Latacunga, 24 de enero del 2022



Documento digitalizado por:  
**LUIS ANGEL  
COELLO**

Ing. Coello Tapia, Luis Ángel

C.C.: 0503128662

## Reporte de verificación de contenido



Identical Words	429
Words with Minor Changes	0
Paraphrased Words	346
Omitted Words	701



LUIS ANGEL  
COELLO

Ing. Coello Tapia, Luis Ángel

C.C.: 0503128662



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA  
MENCION AVIONES

**RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA**

Yo, Yungan Ramírez, Brandon José, con cedula de ciudadanía n° 1725738254, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía, "**Reparación de las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA perteneciente a la compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO CIA. LTDA, en referencia al manual de reparaciones estructurales e información técnica aplicable**", es de mi 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.

Latacunga, 24 de enero del 2022

Firma

.....  
Yungan Ramírez, Brandon José

C.C.: 1725738254



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA  
MENCION AVIONES

**AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN**

Yo, Yungan Ramirez, Brandon José, con cedula de ciudadanía n° 1725738254, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“Reparación de las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA perteneciente a la compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO CIA. LTDA, en referencia al manual de reparaciones estructurales e información técnica aplicable”**, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 24 de enero del 2022

Firma

.....  
Yungan Ramirez, Brandon José

C.C.: 1725738254

## **Dedicatoria**

Este proyecto está dedicado a Dios por darme la oportunidad de estar con vida, y mantenerme con salud, también por darme las fuerzas de seguir adelante y a pesar de cada obstáculo que se presenta en la vida siempre me ha brindado la oportunidad de seguir Adelante.

A mi padre, José Yungan, por estar a mi lado apoyándome en cada uno de mis objetivos y metas propuestas y por el ejemplo a seguir que siempre ha demostrado. A mi primo, Leonardo Yungan, que al igual que mi padre me han brindado su apoyo durante toda mi carrera universitaria.

A mi esposa y mi hijo que siempre han sido el motivo de mi dedicación y esfuerzo para lograr cada una de mis metas propuestas, de todos ellos he aprendido que los límites se los pone uno mismo y no hay mejor victoria que la que se lucha día a día.

***Yungan Ramírez Brandon José***

## **Agradecimiento**

A dios por ser mi guía en cada uno de mis planes, por brindarme la oportunidad de compartir con las personas que me rodean momentos inolvidables y experiencias únicas.

A mi padre, primo y familia, quienes me han brindado su apoyo en cada momento de mi vida, que a la vez han sido un gran ejemplo a seguir y me han enseñado que la mejor herencia que uno puede recibir es el estudio y la preparación, por brindarme sus concejos y anécdotas, por inculcarme valores y enseñarme que lo más valioso en la vida es la familia y la paz interna con uno mismo.

A mi esposa e hijo, por ser mi fortaleza en cada uno de los momentos difíciles, por estar a mi lado y apoyarme incondicionalmente y por haberse convertido en los pilares principales de mi vida, por compartir conmigo cada una de mis victorias.

***Yungan Ramírez Brandon José***

**Tabla de contenidos**

<b>Carátula.....</b>	<b>1</b>
<b>Certificación.....</b>	<b>2</b>
<b>Reporte de verificación de contenido .....</b>	<b>3</b>
<b>Responsabilidad de autoría.....</b>	<b>4</b>
<b>Autorización de publicación.....</b>	<b>5</b>
<b>Dedicatoria.....</b>	<b>6</b>
<b>Agradecimiento.....</b>	<b>7</b>
<b>Tabla de contenidos.....</b>	<b>8</b>
<b>Indice de figuras.....</b>	<b>11</b>
<b>Resumen.....</b>	<b>14</b>
<b>Abstract.....</b>	<b>15</b>
<b>Planteamiento del problema de investigación.....</b>	<b>16</b>
<b>Antecedentes.....</b>	<b>16</b>
<b>Planteamiento del problema.....</b>	<b>17</b>
<b>Justificación e Importancia.....</b>	<b>18</b>
<b>Objetivos.....</b>	<b>18</b>
<i>Objetivo general.....</i>	<i>18</i>
<i>Objetivos específicos.....</i>	<i>19</i>
<b>Alcance.....</b>	<b>19</b>
<b>Marco teórico.....</b>	<b>20</b>
<b>Cessna 182E.....</b>	<b>20</b>
<i>Historia.....</i>	<i>20</i>
<i>Características generales.....</i>	<i>21</i>

	9
<b>Sección alar de la aeronave Cessna 182E.....</b>	<b>23</b>
<i>Terminología del ala.....</i>	<i>26</i>
<i>Tipos de ala.....</i>	<i>29</i>
<i>Puntas de ala.....</i>	<i>32</i>
<b>Materiales compuestos.....</b>	<b>38</b>
<i>Generalidades.....</i>	<i>38</i>
<i>Tipos de fibras.....</i>	<i>40</i>
<i>Configuración de refuerzos.....</i>	<i>44</i>
<i>Empleo de las fibras.....</i>	<i>46</i>
<i>Anatomía de las fibras.....</i>	<i>47</i>
<i>Resinas.....</i>	<i>47</i>
<i>Técnicas de fabricación con materiales compuestos.....</i>	<i>52</i>
<b>Reparación de materiales compuestos.....</b>	<b>57</b>
<i>Métodos de reparación más utilizados.....</i>	<i>58</i>
<i>Reparación atornillada.....</i>	<i>60</i>
<i>Reparaciones adheridas.....</i>	<i>61</i>
<i>Reparación por laminado.....</i>	<i>62</i>
<i>Reparaciones del núcleo en paneles honeycom.....</i>	<i>63</i>
<i>Reparación por inyección y delaminación.....</i>	<i>66</i>
<i>Medidas de protección para manipular fibras y resinas.....</i>	<i>67</i>
<b>Mantenimiento Aeronáutico.....</b>	<b>69</b>
<i>Definición.....</i>	<i>69</i>
<i>Tipos de Mantenimiento.....</i>	<i>70</i>
<b>Documentos Aplicables a Aeronaves.....</b>	<b>72</b>
<i>Definición.....</i>	<i>72</i>

	10
<i>Documentación Operacional</i> .....	72
<i>Documentación Técnica</i> .....	72
Desarrollo del tema.....	74
Equipos de seguridad.....	74
Inspección general de la aeronave.....	74
Procedimientos y parámetros para realizar la reparación.....	75
<i>Descripción de la reparación</i> .....	75
Reparación estructural.....	76
<i>Inspección y análisis de daños de las puntas de ala</i> .....	76
<i>Preparación del material</i> .....	79
<i>Proceso de aplicación de fibra de vidrio y resina epoxi</i> .....	80
<i>Proceso de pintura</i> .....	83
<i>Inspección final</i> .....	84
Documentación técnica generada en la reparación.....	85
Conclusiones y recomendaciones.....	86
Conclusiones.....	86
Recomendaciones.....	87
Bibliografía.....	88
Anexos.....	91

<b>Índice de figuras</b>	11
<b>Figura 1</b> <i>Cessna 182E</i> .....	<b>21</b>
<b>Figura 2</b> <i>Secciones del ala de la aeronave cessna 182E</i> .....	<b>22</b>
<b>Figura 3</b> <i>Secciones del fuselaje de la aeronave cessna 182E</i> .....	<b>23</b>
<b>Figura 4</b> <i>Partes del ala</i> .....	<b>24</b>
<b>Figura 5</b> <i>Ubicación de los flaps en el ala</i> .....	<b>25</b>
<b>Figura 6</b> <i>Ubicación de los alerones en las alas</i> .....	<b>25</b>
<b>Figura 7</b> <i>Partes y terminología general del ala</i> .....	<b>26</b>
<b>Figura 8</b> <i>Borde de ataque y salida de las alas</i> .....	<b>27</b>
<b>Figura 9</b> <i>Intradós, extradós y espesor del ala</i> .....	<b>28</b>
<b>Figura 10</b> <i>Envergadura, superficie alar y cuerda media del ala</i> .....	<b>29</b>
<b>Figura 11</b> <i>Tipos de ala según su diedro</i> .....	<b>30</b>
<b>Figura 12</b> <i>Tipos de la según su forma</i> .....	<b>30</b>
<b>Figura 13</b> <i>Tipos de ala según su posición (biplano)</i> .....	<b>31</b>
<b>Figura 14</b> <i>Ala de tipo plano bajo</i> .....	<b>31</b>
<b>Figura 15</b> <i>Tipo de ala de acuerdo a su instalación</i> .....	<b>32</b>
<b>Figura 16</b> <i>Vórtice generado con uso de winglet y sin uso de la misma</i> .....	<b>33</b>
<b>Figura 17</b> <i>Punta de ala de tipo winglet</i> .....	<b>35</b>
<b>Figura 18</b> <i>Punta de ala de tipo winglet fence</i> .....	<b>35</b>
<b>Figura 19</b> <i>Punta alar de tipo blended winglet</i> .....	<b>36</b>
<b>Figura 20</b> <i>Punta alar de tipo sharklet</i> .....	<b>36</b>
<b>Figura 21</b> <i>Punta alar de tipo split scimitar winglet</i> .....	<b>37</b>
<b>Figura 22</b> <i>Punta alar de tipo raked wingtip</i> .....	<b>37</b>
<b>Figura 23</b> <i>Punta alar tipo caídas</i> .....	<b>38</b>
<b>Figura 24</b> <i>Fibra de vidrio</i> .....	<b>41</b>

	12
<b>Figura 25</b> <i>Fibra de aramida</i> .....	<b>42</b>
<b>Figura 26</b> <i>Fibra de carbono</i> .....	<b>43</b>
<b>Figura 27</b> <i>Refuerzo particulado</i> .....	<b>44</b>
<b>Figura 28</b> <i>Refuerzos discontinuos</i> .....	<b>45</b>
<b>Figura 29</b> <i>Refuerzos continuos</i> .....	<b>45</b>
<b>Figura 30</b> <i>Refuerzos tipo tejidos</i> .....	<b>46</b>
<b>Figura 31</b> <i>Sistema succión</i> .....	<b>53</b>
<b>Figura 32</b> <i>Molde con aplicación de vacío</i> .....	<b>54</b>
<b>Figura 33</b> <i>Molde con aplicación de presión</i> .....	<b>55</b>
<b>Figura 34</b> <i>Proceso de pultrusión</i> .....	<b>56</b>
<b>Figura 35</b> <i>Proceso de pultrusión</i> .....	<b>57</b>
<b>Figura 36</b> <i>Tipos de reparación de materiales compuestos</i> .....	<b>59</b>
<b>Figura 37</b> <i>Reparación atornillada</i> .....	<b>60</b>
<b>Figura 38</b> <i>Reparación adherida</i> .....	<b>61</b>
<b>Figura 39</b> <i>Reparación por laminado</i> .....	<b>62</b>
<b>Figura 40</b> <i>Reparación del núcleo en paneles sandwich</i> .....	<b>65</b>
<b>Figura 41</b> <i>Reparación por inyección y delaminación</i> .....	<b>66</b>
<b>Figura 42</b> <i>Trabajo en espacios abiertos</i> .....	<b>67</b>
<b>Figura 43</b> <i>Overol de pintura</i> .....	<b>68</b>
<b>Figura 44</b> <i>Gafas y guantes</i> .....	<b>68</b>
<b>Figura 45</b> <i>Mascarilla</i> .....	<b>69</b>
<b>Figura 46</b> <i>Mantenimiento aeronáutico</i> .....	<b>69</b>
<b>Figura 47</b> <i>Inspección visual</i> .....	<b>70</b>
<b>Figura 48</b> <i>Sección de reparaciones estructurales del manual de mantenimiento</i> .....	<b>75</b>
<b>Figura 49</b> <i>Documento sk182-12</i> .....	<b>76</b>

	13
<b>Figura 50</b> <i>Fisura en la parte superior de la punta de ala</i> .....	<b>77</b>
<b>Figura 51</b> <i>Fisura en la parte inferior de la punta de ala</i> .....	<b>77</b>
<b>Figura 52</b> <i>Desprendimiento de láminas</i> .....	<b>78</b>
<b>Figura 53</b> <i>Fisura cerca del borde de ataque de la punta de ala</i> .....	<b>78</b>
<b>Figura 54</b> <i>Fisura en la parte central superior de la punta de ala</i> .....	<b>79</b>
<b>Figura 55</b> <i>Preparación de juntas para aplicar fibra de vidrio y resina (anexo 1)</i> .....	<b>79</b>
<b>Figura 56</b> <i>Preparación de fisuras</i> .....	<b>80</b>
<b>Figura 57</b> <i>Resina aeropoxy</i> .....	<b>80</b>
<b>Figura 58</b> <i>Especificaciones de la resina aeropoxy PR2032-PH3663</i> .....	<b>81</b>
<b>Figura 59</b> <i>Preparación de la fibra de vidrio</i> .....	<b>81</b>
<b>Figura 60</b> <i>Aplicación de resina epoxi</i> .....	<b>82</b>
<b>Figura 61</b> <i>Eliminación de excedentes de resina y fibra de vidrio</i> .....	<b>82</b>
<b>Figura 62</b> <i>Proceso de lijado</i> .....	<b>83</b>
<b>Figura 63</b> <i>Aplicación de primer</i> .....	<b>83</b>
<b>Figura 64</b> <i>Aplicación de pintura</i> .....	<b>84</b>
<b>Figura 65</b> <i>Resultado final</i> .....	<b>84</b>
<b>Figura 66</b> <i>Orden de trabajo</i> .....	<b>85</b>

## Resumen

El presente proyecto de titulación está enfocado en la reparación de las puntas de ala de la aeronave Cessna 182E de matrícula HC-CFA, perteneciente a la compañía de taxi aéreo Aerokashurco cia. Ltda. Que opera en la provincia de Pastaza. Dicha reparación es una tarea de mantenimiento no programada, debido a un accidente que sufrió la aeronave al momento de aterrizar en la pista de Shell perteneciente al Puyo. Las instrucciones para dicha tarea de mantenimiento no programada se encuentran en el manual de mantenimiento de la aeronave en la sección de reparaciones estructurales, a más de eso en el documento SK182-12, los cuales brindan toda la información necesaria para realizar una correcta reparación estructural de material compuesto, y mantener la aeronavegabilidad de los componentes. En el capítulo I se detalla el planteamiento del problema, la importancia de la realización del proyecto, el objetivo general, los objetivos específicos, los cuales ayudan a que el proyecto cumpla su propósito. El capítulo II se encuentra la información necesaria para la ejecución de la tarea de mantenimiento no programada. En el capítulo III se detalla la ejecución de la parte práctica del presente proyecto y para culminar en el capítulo IV se encuentran las conclusiones y recomendaciones respectivas.

Palabras clave:

- **MATRIZ POLIMERICA**
- **REFUERZO WINGLET**
- **LAMINADO DE FIBRAS-AVIONES**
- **RESINA EPOXICA**

## **Abstract**

This degree project focuses on the repair of the wing tips of the Cessna 182E aircraft, registration HC-CFA, belonging to the air cab company Aerokashurco cia. Ltda. operating in the province of Pastaza. This repair is an unscheduled maintenance task, due to an accident suffered by the aircraft at the time of landing on the Shell runway belonging to Puyo. The instructions for this unscheduled maintenance task can be found in the aircraft maintenance manual in the structural repairs section, as well as in document SK182-12, which provide all the necessary information to perform a correct composite structural repair and maintain the airworthiness of the components. Chapter I details the problem statement, the importance of carrying out the project, the general objective, the specific objectives, which help the project to fulfill its purpose. Chapter II contains the necessary information for the execution of the unscheduled maintenance task. Chapter III details the execution of the practical part of this project and, finally, Chapter IV contains the respective conclusions and recommendations.

Key words:

- **POLYMERIC MATRIX**
- **FINS REINFORCEMENT**
- **FIBER LAMINATE-AIRCRAFT**
- **EPOXY RESIN**

## Capítulo I

### 1. Planteamiento del problema de investigación

#### 1.1. Antecedentes

El ala de un avión tiene como función principal asegurar la sustentación en vuelo, que compensa al peso de la misma. Esto le brinda estabilidad a la aeronave en el aire, a más de eso también provee de control al avión en vuelo, mediante los alerones, también asegura la capacidad de despegue y el aterrizaje de la misma. Por otra parte, para mejorar la sustentación de la aeronave y generar mayor rendimiento de la aeronave, se ha utilizado las denominadas puntas alares, los cuales son fabricados de materiales compuestos.

La fibra de vidrio, al igual que el resto de materiales compuestos como la fibra de carbono, deben su aparición en la industria aeronáutica debido a la necesidad de una disminución de peso y a la obtención de un mayor alcance operativo, junto con el incremento de la seguridad en vuelo y el retraso de la aparición del fenómeno de la fatiga en componentes aeronáuticos. Pueden presentar diversas formas y composiciones, desde un neumático hasta enormes piezas incluidas en el fuselaje de aviones. La fibra de vidrio, se utiliza sobre todo en el fuselaje. Gracias a este tipo de fibras, las piezas son muy resistentes a la tracción y al ataque químico, resistentes y a la vez, flexibles.

La compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO, para conseguir y mantenerse como una institución de renombre, debe mantener los aviones en condiciones óptimas. Los carenados y principalmente las puntas de ala deben estar en óptimas condiciones, las puntas de ala son sustentadores de vuelo y su buen estado es primordial; por lo que, la reparación de los mismos constituye un factor importante dentro de este proceso.

## 1.2. Planteamiento del problema

La compañía de taxi aéreo AEROKASHURCO, es producto de una combinación inteligente entre cubrir una necesidad de autofinanciamiento y la decisión de brindar un servicio patriótico de transporte a las zonas más alejada del cordón fronterizo amazónico y el país. Cada vez se volvía indispensable la integración nacional, especialmente con las poblaciones alejadas, donde las vías de comunicación son mínimas. Fueron estos factores los que inspiraron al Cap. Homero Álvarez Guevara, para realizar una propuesta formal de crear una compañía de aviación, mismo que destaca: “Hemos llegado a estructurar una organización que nos permita y provea de los recursos económicos suficientes para alcanzar un verdadero potencial aéreo”.

Con el pasar del tiempo la pintura y los carenados se han visto afectados, la presencia de fisuras y golpes en los carenados de fibra, la pintura presenta pequeñas fallas de picadura. Por otra parte, el 31 de diciembre del año 2020 la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA, reportó una emergencia en aproximación a la pista ubicada en la ciudad del Puyo-Shell, en el cual la aeronave recibió golpes en las puntas de ala y parte de la estructura, por tal motivo la aeronave perdió su certificado de aeronavegabilidad.

En caso de no realizar la reparación de las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-CFA adecuada en base a los manuales emitidos por el fabricante y documentos adyacentes abalados por la autoridad aeronáutica, la aeronave deja de estar en condiciones Aero navegables y no podría realizar sus operaciones, viéndose afectada la economía de la empresa, y eso conlleva a la reducción de personal de la misma y al igual que las comunidades tendrían una posibilidad menos para salir e ingresar con sus víveres y productos de primera necesidad en las distintas comunidades de la amazonia.

### **1.3. Justificación e Importancia**

Con la ejecución del presente proyecto, se obtiene como resultado a la aeronave Cessna 182E en condición Aero navegable, posteriormente se facilita la obtención del certificado de aeronavegabilidad y ya podría integrarse a las operaciones y servicios que brinda la empresa, generando de esta manera un ingreso más para la empresa.

Una vez culminado el proyecto, la empresa AEROKASHURCO y quienes forman parte de la misma, ubicada en la ciudad del Puyo, y específicamente el personal de mantenimiento, se verán beneficiados debido a que se contara con una aeronave más en la flota de sus aviones operativos, lo cual genera mayores ingresos económicos para la empresa, y consecuentemente, esto garantiza una estabilidad laboral del personal de mantenimiento y operaciones.

El presente proyecto es de gran importancia para la obtención del certificado de aeronavegabilidad de la aeronave Cessna 182E, ya que, una vez obtenido el respectivo certificado de aeronavegabilidad, se puede integrar a las operaciones con toda su documentación respectiva, y esto generaría mayores ingresos económicos para la empresa.

### **1.4. Objetivos**

#### ***1.4.1. Objetivo general***

Reparar las puntas de ala de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-HFA perteneciente a la compañía de taxi aéreo Aerokashurco CIA. LTDA, en referencia al manual de reparaciones estructurales e información técnica aplicable para la aeronave con la finalidad de mantener la aeronavegabilidad de la misma.

#### **1.4.2. Objetivos específicos**

- Recopilar información técnica y procedimientos aplicables para la reparación de materiales fabricados con fibra de vidrio.
- Realizar una inspección visual del estado de las puntas de ala, previa a la reparación de la misma.
- Realizar la reparación estructural de las puntas de ala de la aeronave Cessna 182E en base al manual de reparaciones estructurales.

#### **1.5. Alcance**

El presente proyecto tiene como finalidad mantener las puntas de ala en condiciones serviciales para dar cumplimiento al certificado de aeronavegabilidad de la aeronave CESSNA 182E de matrícula HC-HFA, también de facilitar la reparación de materiales compuestos con la ayuda de moldes de fibra de vidrio y a su vez agilizar el proceso de reparación para reducir el tiempo de trabajo, cumpliendo con lo que establece el manual de reparaciones estructurales.

## Capítulo II

### 2. Marco teórico

#### 2.1. Cessna 182E

##### 2.1.1. Historia

La aeronave Cessna 182E aparece en 1956, como una versión sencilla con un tren de aterrizaje tipo triciclo, el cual se dotaba de un motor continental de 230 HP conectado a una hélice de velocidad constantes de 2 palas. Skylane fue el nombre asignado para el modelo 182A a diferenciarlo del modelo anterior, fue presentado en 1957. A este modelo le siguió en 1959 el 182B, pero la auténtica revolución llegó con el 182C, el cual se implementó una tercera ventana a cada lado de la cabina y una cola rediseñada. Finalmente, con el modelo 182E se introdujeron mejoras como un recorte del fuselaje, una ventana trasera envolvente un mayor peso máximo al despegue. Esta aeronave tiene la capacidad de llevar 3 pasajeros más el piloto, alcanza una velocidad máxima operativa de 370 Km/h, una velocidad de crucero de 268.5 Km/h, tiene un techo de vuelo de 5517 m y una carga alar de 86.9 Kg/m.

El Cessna 182E Skylane, comenzó su producción en 1961, recibió un fuselaje reforzado con puntales adicionales, y la carga útil máxima del avión aumentó a 1270 Kg. Los modelos Cessna 182F Skylane y Cessna 182G Skylane eran similares, con nueva aviónica y una serie de opciones adicionales (radio, luz en la cabina, etc.).

Debido a que el motor del avión Continental O-470-L utilizado en modelos anteriores era demasiado problemático respecto al mantenimiento, en 1964, la casa fabricante presenta el modelo Cessna 182H Skylane, equipado con un motor de pistón Continental O-470-R con la misma potencia: 230 HP.

Desde el año 1964 a 1966 , el fabricante de aviones en Estados Unidos dio a conocer tres modelos más de sus aviones - Cessna 182J Skylane, Cessna 182K Skylane y Cessna 182L Skylane, que tiene un cambio en el diseño interior de la cabina - los asientos fueron adaptados para un largo vuelo, y las ventanas laterales se extienden a aumentar el campo de visión del piloto y los pasajeros. (AVIA.PRO, 2015)

### **Figura 1**

*Cessna 182E*



*Nota.* La imagen muestra una fotografía de la aeronave Cessna 182E. Tomado de (AVIA.PRO, 2015)

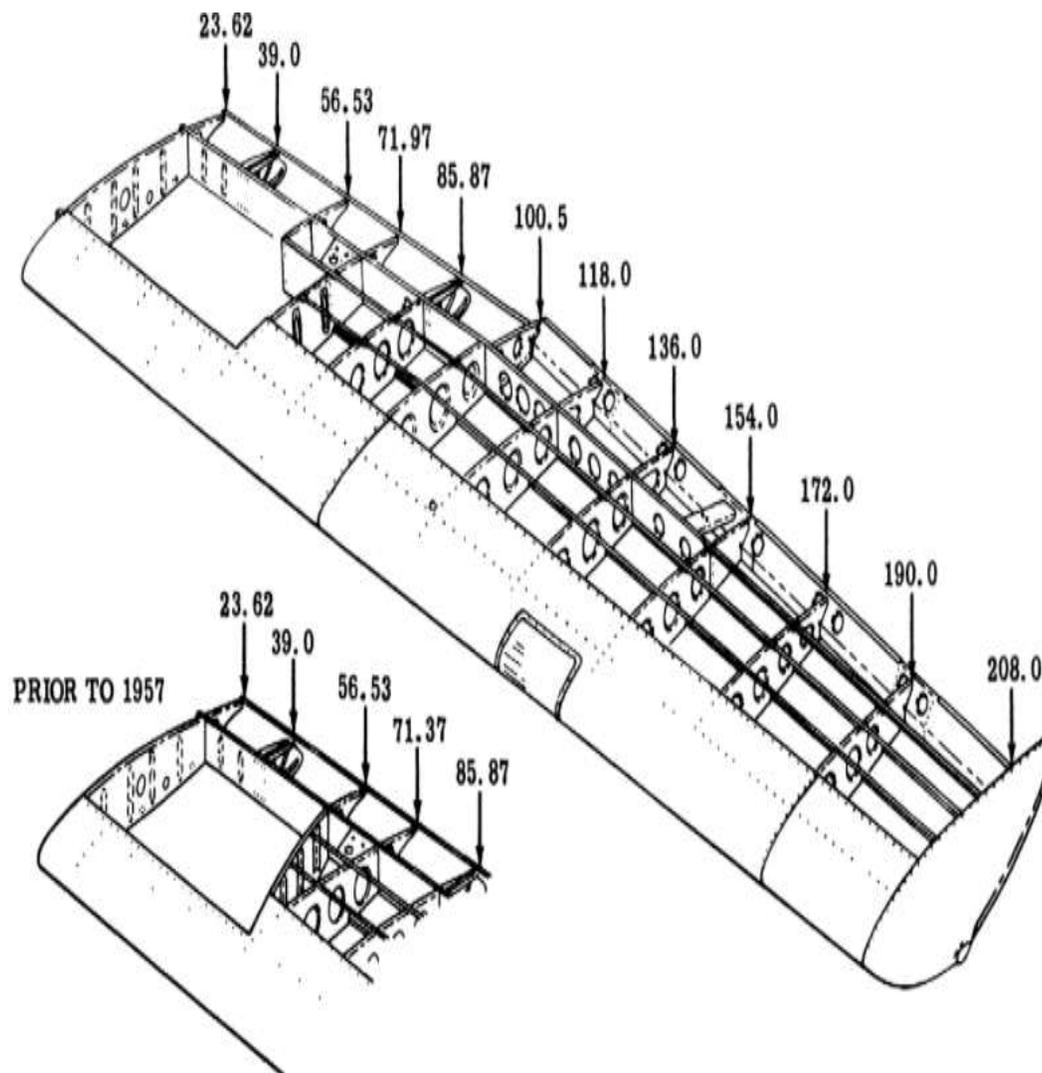
#### **2.1.2. Características generales**

La aeronave Cessna 182E descrita en este proyecto, es de un solo motor, de configuración monoplano de ala alta, cuenta con un tren de aterrizaje de acero, utiliza un motor continental opuesto de 6 cilindros enfriado por aire, la construcción del fuselaje es de tipo semi- monocasco.

Esta aeronave tiene la capacidad de llevar 3 pasajeros más el piloto, tiene una longitud de 8.8 m, una envergadura de 11 m, su altura es de 2.8 m, la superficie alar es de 16.2 m<sup>2</sup>, su peso vacío es de 894 kg y su peso máximo de despegue es de 1406 Kg, alcanza una velocidad máxima operativa de 370 Km/h, una velocidad de crucero de 268.5 Km/h, tiene un techo de vuelo de 5517 m y una carga alar de 86.9 Kg/m<sup>2</sup>. (AVIA.PRO, 2015)

**Figura 2**

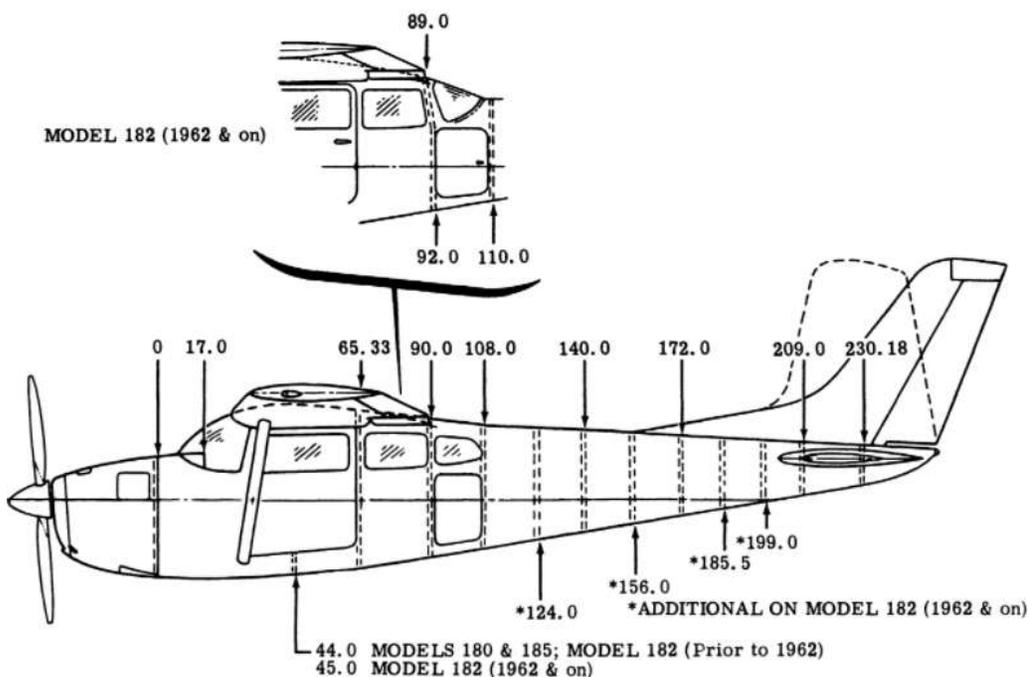
*Secciones del ala de la aeronave Cessna 182E*



*Nota.* La imagen tomada del manual de servicios de la aeronave ccessna182E muestra las secciones del ala de la aeronave. Tomado del manual de servicios de la aeronave.

**Figura 3**

Secciones del fuselaje de la aeronave Cessna 182E



*Nota.* La imagen tomada del manual de servicios de la aeronave cessna182E detalla las secciones del fuselaje de la aeronave. Tomado del manual de servicios de la aeronave.

## 2.2. Sección alar de la aeronave Cessna 182E

Cada panel del ala es totalmente metálico es semicantilever de tipo semimonocasco, con dos largueros principales y sus costillas adecuadas para la fijación de la piel. La piel va remachada a las costillas largueros y larguerillos para complementar la estructura. Tiene un alerón totalmente metálico con una bisagra de piano, un flap de gran elevación y una punta de ala desmontable están montados en cada conjunto de ala. Un solo tanque de combustible está montado entre los largueros del ala en el extremo interior y el borde delantero de cada ala, en el borde delantero del ala izquierda tiene montado la luz de aterrizaje, las luces de colores de las puntas de ala están instaladas en cada punta de ala.

Las alas son perfiles aerodinámicos que al moverse rápidamente a través del aire

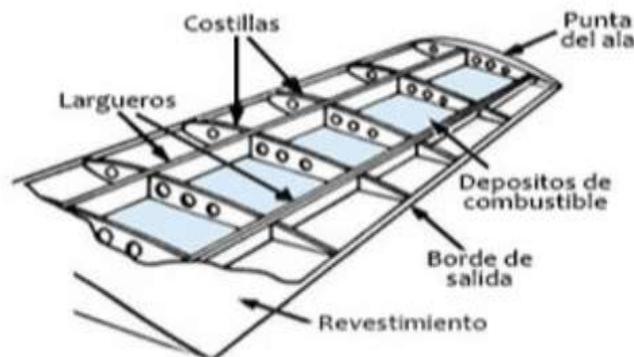
crean sustentación. Las alas son construidas en muchas formas y tamaños dependiendo la necesidad de cada aeronave y el fin para el que está diseñado el avión. El diseño del ala puede variar con la finalidad de proporcionar ciertas características de vuelo deseables, dependiendo la operación que se vaya a realizar. (Navarro, s.f.)

Brinda el control a varias velocidades de operación, genera sustentación a la aeronave, el equilibrio y la estabilidad pueden cambiar con tan solo modificar la forma del ala. También el borde de ataque como el borde de salida del ala pueden tomar una forma recta o curvada, o un borde puede ser recto y el otro curvo. Uno o ambos bordes pueden estar afilados para que el ala sea más estrecha en la punta que en la raíz donde se une con el fuselaje. La punta del ala puede ser cuadrada, redondeada o en algunas ocasiones en forma de punta. (Navarro, s.f.)

Las partes principales que forman parte del ala son: largueros, larguerillos, costillas y la piel o revestimiento, el cual le brinda resistencia a la estructura. En las alas se alojan como parte integral de las mismas, los depósitos de combustible que son contenedores flexibles alojados en el interior del ala. (Navarro, s.f.)

#### **Figura 4**

##### *Partes del ala*

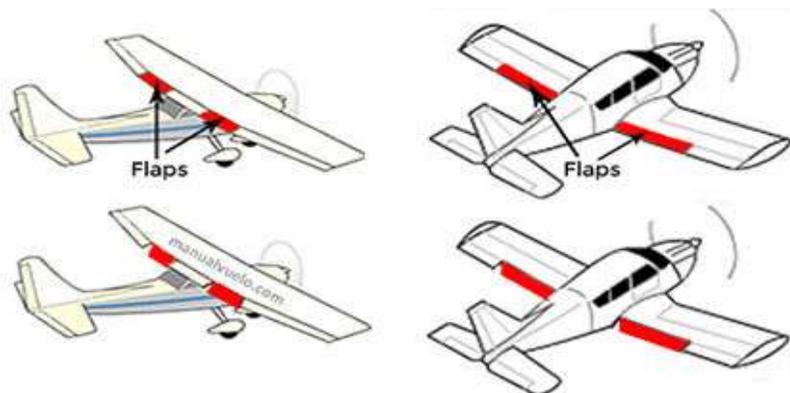


*Nota.* En esta figura se identifica las partes principales del ala. Tomado de (Navarro, s.f.)

En la parte posterior del ala encontramos dos tipos de superficies de control; flaps y alerones, los flaps están alojados cerca del fuselaje mientras que los alerones están ubicados en los extremos de las alas.

### Figura 5

*Ubicación de los flaps en el ala*



*Nota.* Los flaps cumplen la función de brindar sustentación a la aeronave cuando esta se encuentra operando a velocidades bajas generalmente al momento del despegue y aterrizaje. Tomado de (Navarro, s.f.)

### Figura 6

*Ubicación de los alerones en las alas*

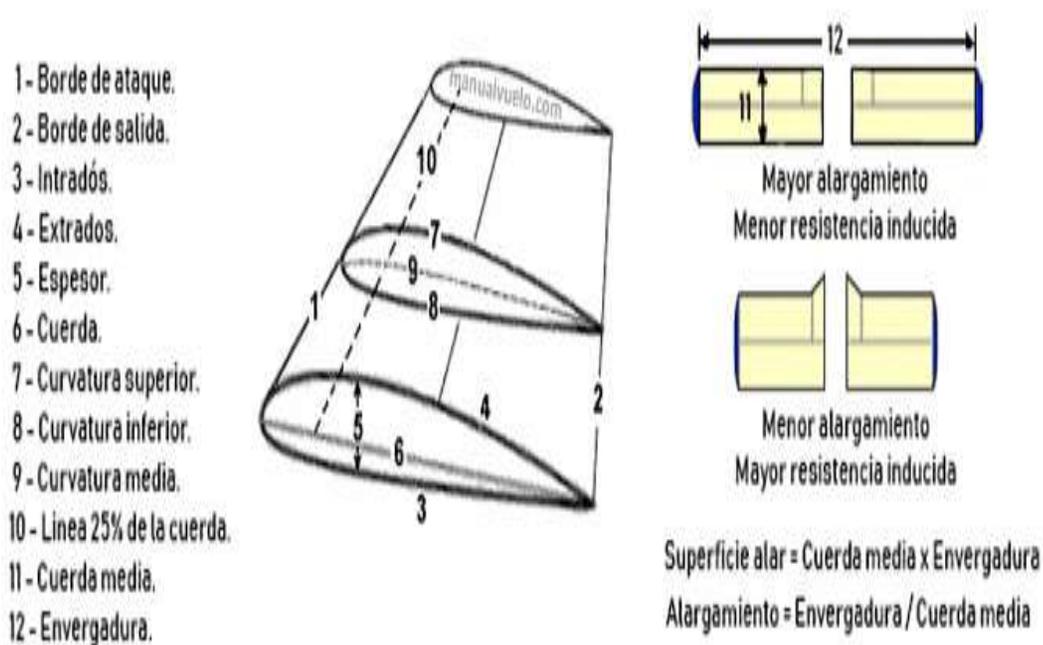


*Nota.* La imagen muestra la posición en la que están ubicados los alerones. Los alerones, realizan el movimiento de roll de una aeronave. Tomado de (Navarro, s.f.)

### 2.2.1. Terminología del ala

**Figura 7**

*Partes y terminología general del ala*



*Nota.* La imagen indica las partes del ala y su respectiva terminología. Tomado de (Navarro, s.f.)

#### a. Borde de ataque

Es la parte frontal del ala, es decir la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala, el borde de ataque es el primero en tomar contacto con el flujo de aire.

#### b. Borde de salida

Está ubicada en la parte posterior del ala, es decir la línea que se encarga de unir la parte posterior de todos los perfiles del ala, también podemos decir que es la parte por la que el flujo de aire perturbado por el ala retorna a su corriente libre.



**Figura 9**

*Intradós, extradós y espesor del ala*



*Nota.* En la imagen se identifica la ubicación del intradós, extradós y el espesor del ala.

Tomado de (Navarro, s.f.)

#### **f. Cuerda**

Es una línea recta imaginaria trazada entre el borde de ataque y de salida de cada perfil.

#### **g. Cuerda media**

Los perfiles de las alas no suelen ser iguales, sino que van disminuyendo hacia los extremos, sucede lo mismo con la cuerda de cada uno, por lo tanto, al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media.

#### **h. Superficie alar**

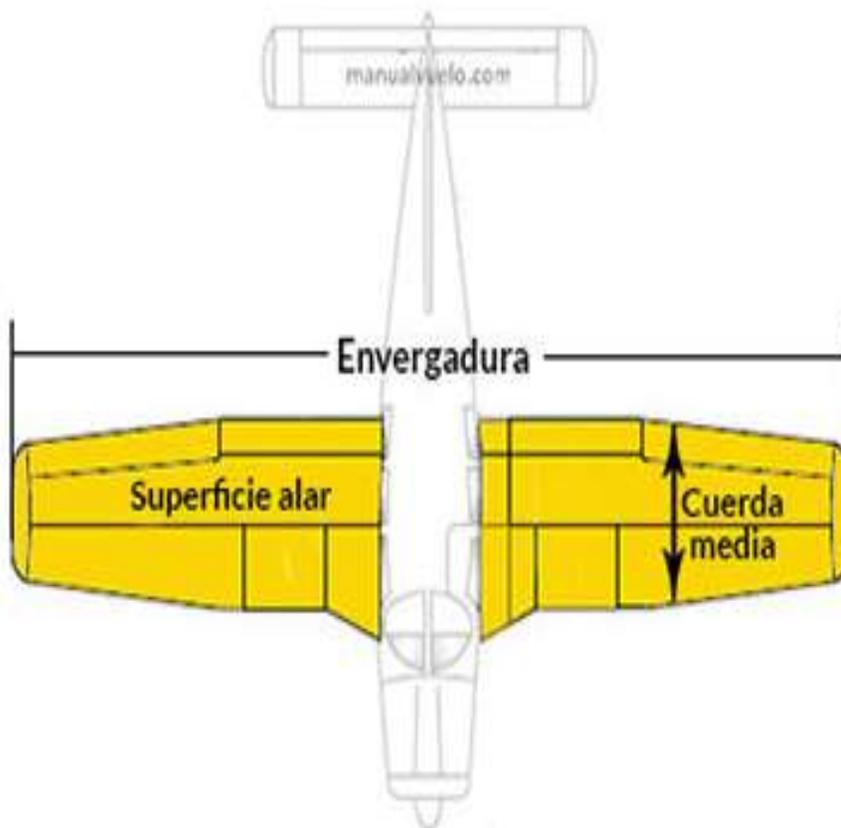
Es toda la superficie de las alas.

#### **i. Envergadura**

Se refiere a la distancia entre los extremos de las alas. En aviones que cuentan con aletas también se toma en cuenta como distancia entre aletas.

**Figura 10**

*Envergadura, superficie alar y cuerda media del ala*



*Nota.* La imagen resalta la sección de la envergadura, la superficie alar y la cuerda media.

Tomado de (Navarro, s.f.)

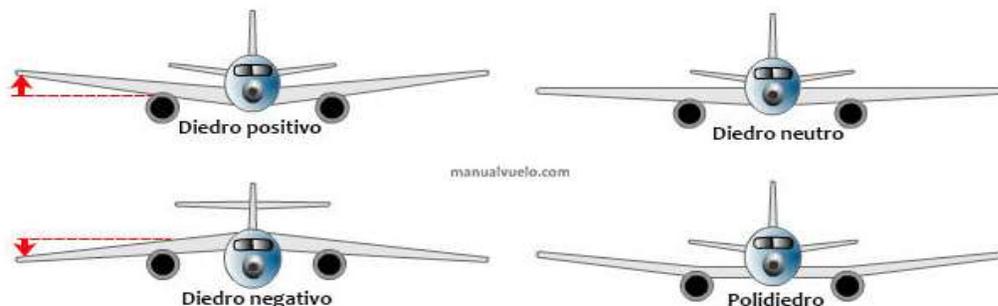
### **2.2.2. Tipos de ala**

#### **a. Según su diedro**

El diedro hace referencia a la vista frontal, se considera diedro positivo cuando el borde del ala está por arriba de la raíz, mientras que el diedro negativo es cuando está por debajo de la raíz. Y neutro es cuando el borde y la raíz están al mismo nivel, mientras que el poli diedro es cuando se dan más de uno de estos ángulos

**Figura 11**

*Tipos de ala según su diedro*



*Nota.* En la imagen podemos identificar la clasificación de las alas por el tipo de diedro.

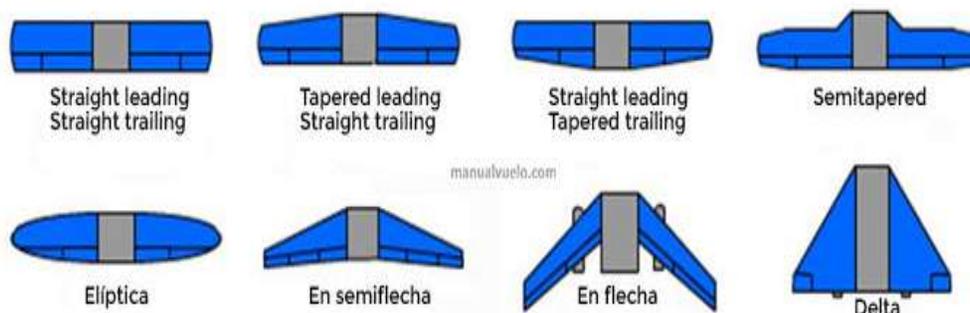
Tomado de (Navarro, s.f.)

### **b. Según su forma**

Las formas de las alas son muy variadas, puede verse estrechándose hacia los extremos "tapered" o rectas "straight", en el borde de ataque "leading" o del borde de salida "trailing" o cualquier combinación de las que se acaba de mencionar; también se puede encontrar en forma delta, en flecha, elíptica, entre otras formas. si el factor principal es la velocidad. (Navarro, s.f.)

**Figura 12**

*Tipos de ala según su forma*



*Nota.* Clasificación de las alas respecto a su forma. Tomado de (Navarro, s.f.)

### c. Según su posición

También las alas se pueden clasificar según la posición de las alas, se puede ubicar en la parte alta media o baja del fuselaje, y llegan a tomar la denominación de; plano alto, plano medio y plano bajo. De igual manera dependiendo de los pares de ala, los aviones toman la denominación de monoplanos, biplanos, triplanos, entre otros. (Navarro, s.f.)

#### Figura 13

*Tipos de ala según su posición (biplano)*



*Nota.* El avión que muestra la imagen tiene un ala de tipo biplano. Tomado de (Navarro, s.f.)

#### Figura 14

*Ala de tipo plano bajo*

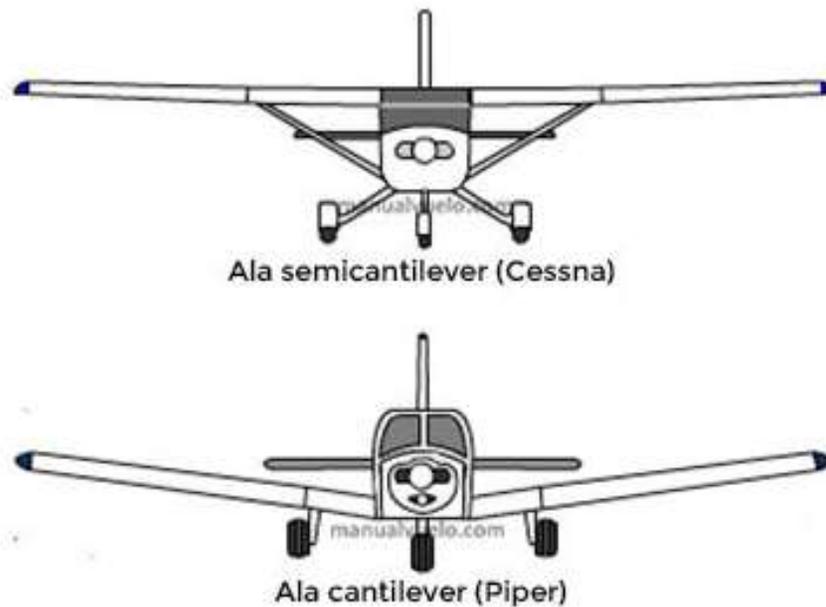


*Nota.* En la imagen indica una aeronave con ala de tipo plano bajo. Tomado de (Navarro, s.f.)

La denominación de las alas también varía dependiendo de cómo estén fijadas al fuselaje del avión, en este caso puede ser mediante montantes o voladizos con ayuda de cables o también pueden estar montadas sin montantes ni cables (ala cantiléver sin el uso de montantes o cables y ala semi cantilever con el uso de montantes o cables).

### Figura 15

*Tipo de ala de acuerdo a su instalación*



*Nota.* La imagen nos indica la diferencia entre ala semicantilever y ala cantilever. Que varía por la implementación de montantes en el ala de tipo semicantilever, mientras que la de tipo cantilever no cuenta con ningún refuerzo. Tomado de (Navarro, s.f.)

#### 2.2.3. Puntas de ala

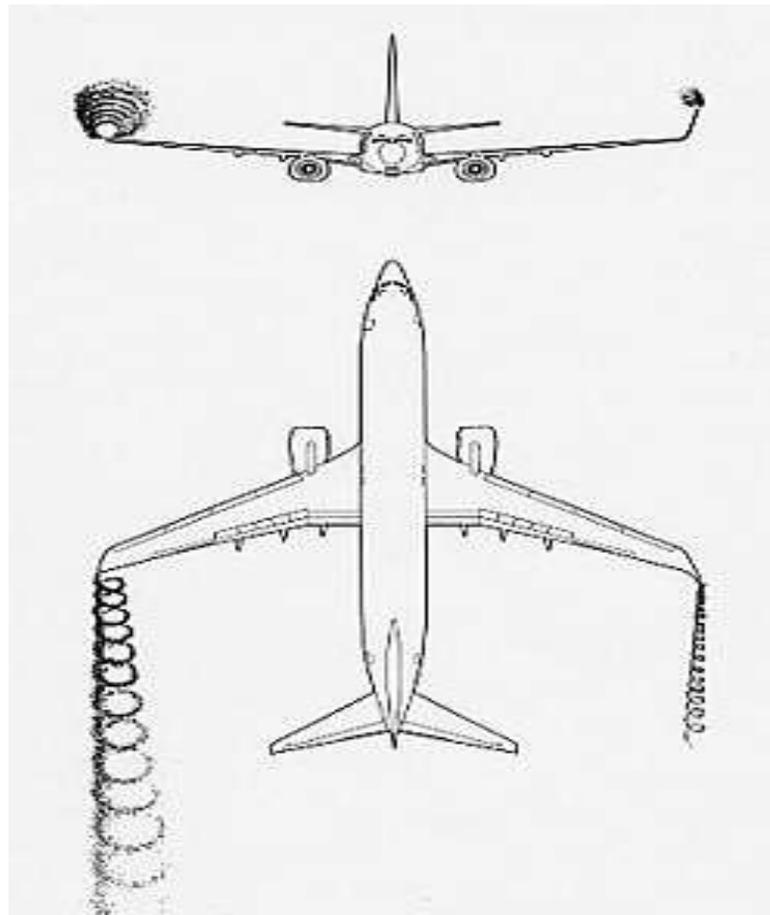
Las puntas de ala de una aeronave son las que están ubicadas en la parte más alejada del fuselaje del avión de ala fija (en las alas).

De acuerdo a la forma de la punta de ala influye el tamaño y el arrastre de los vórtices de la misma, de acuerdo al diseño se han producido una gran variedad de formas. La finalidad de las puntas de ala o winglets, es de separar el flujo de aire del intradós y el

extradós, ya que de no existir las puntas de ala se generan los llamados torbellinos, los cuales generan resistencia al avance del avión, a más de eso, también genera un riesgo al momento de despegar, en caso de que otra aeronave este tomando pista para aterrizar. Entonces podríamos concluir que las puntas de la sirven para reducir los torbellinos que se generan en las puntas de ala y consecuentemente brindar mayor avance y rendimiento a la aeronave.

### Figura 16

*Vórtice generado con uso de winglet y sin uso de la misma*



*Nota.* En la siguiente imagen podemos notar la reducción del torbellino generado por las puntas de ala. Tomado de (Elkan, 2017)

Las puntas de ala son utilizadas en aviones de alta velocidad para aumentar la eficiencia del combustible al reducir la resistencia de los vórtices en la punta de las alas. En aeronaves de menor velocidad, el efecto de la forma de la punta del ala es menos evidente, con solo una diferencia marginal de rendimiento entre las puntas redondas, cuadradas. Las aeronaves de baja velocidad pueden usar las puntas de las alas para moldear el flujo de aire para controlar la velocidad aerodinámica baja. También las puntas de ala vienen a ser son una expresión del diseño de la aeronave, por tal motivo puede verse influenciada por consideraciones de marketing, así como por requisitos aerodinámicos. Los diseñadores de las puntas de ala también las suelen utilizar para montar luces de navegación, luces estroboscópicas anticolidión, luces de aterrizaje y marcas de identificación.

También los tanques de puntas de ala actúan como un ala y se encargan de distribuir el peso de manera uniforme a través del larguero del ala. En aviones de combate las puntas de ala suelen estar equipados con puntos de anclaje, para montar tanques de caída o algún sistema de armamento como misiles y contramedidas electrónicas. Por otro lado, los aviones usados para acrobacia suelen instalar en las puntas de ala un sistema de humo.

Los aviones anfibios, utilizan las puntas de ala retractiles, y los pueden usar como flotadores. Pero las puntas de ala retractiles también pueden afectar a la capacidad de control del ala al momento de retraerlos y extenderlos. Los winglets o puntas de ala funcionan de la misma manera, pero no todos tienen el mismo aspecto. Su finalidad es reducir la resistencia al recuperar parte de la energía en el vórtice o torbellino de las puntas de las alas. Esto proporciona un aumento efectivo en la relación de aspecto del ala.

#### **a. Tipos de puntas de ala**

##### ***a.1 Winglet***

Es el más común entre todas las puntas de la, que si se habla de winglets cualquier persona describiría este tipo de punta de ala.

**Figura 17**

*Punta de ala de tipo winglet*



*Nota.* La imagen indica la punta de ala derecha de tipo winglet. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### ***a.2 Winglet fence***

Este tipo de punta de ala fue introducida por Airbus, en los modelos a320, es una barrera de punta de ala, el cual sobresale por arriba y por abajo del ala, manteniendo paralela la trayectoria del flujo de airea la del avance del avión.

**Figura 18**

*Punta de ala de tipo winglet fence*



*Nota.* En la imagen se puede identificar una terminación de punta de ala de tipo winglet fence. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### **a.3 Blended winglet**

Este nuevo tipo de punta alar es introducida por Boeing. Son mucho más grandes, y se caracterizan por ser como una pequeña pared vertical, es decir vendría a ser como una prolongación del ala de forma vertical.

#### **Figura 19**

*Punta alar de tipo Blended winglet*



*Nota.* La imagen indica la parte posterior del avión, en la que se identifica una terminación de punta de ala de tipo blended winglet. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### **a.4 Sharklet**

Nuevamente Airbus lanzo esta versión de punta alar que son parecidas a las puntas de ala de tipo blended, fueron implantados en los A320NEO, y reciben ese nombre por el parecido que tiene con las aletas de un tiburón.

#### **Figura 20**

*Punta alar de tipo sharklet*



*Nota.* La imagen muestra la parte frontal del ala en la que se puede identificar una terminación de punta de ala de tipo sharklet. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### **a.5 Split scimitar winglet**

La ingeniería de Boeing, añadió una nueva punta alar con mejoras en la parte inferior del ala, este nuevo modelo de punta alar mejora la eficiencia del avión en un 2%, este modelo está incorporado en el B737 MAX.

#### **Figura 21**

*Punta alar de tipo Split scimitar winglet*



*Nota.* La imagen permite identificar la terminación de punta de ala de tipo Split scimitar winglet. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### **a.6 Raked wingtip**

Boeing decide rediseñar el ala totalmente, dando como resultado una punta de ala muy larga, afilada y con un cierto ángulo de torsión, sin embargo, no son tan eficaces durante el ascenso y el descenso, pero en velocidad de crucero lo hace más útil en aeronaves que requiere hacer largos trayectos, y lo podemos ver en el B787 dreamliner.

#### **Figura 22**

*Punta alar de tipo Raked wingtip*



*Nota.* La imagen muestra la parte posterior de una punta alar de tipo raked wingtip. Tomado de (EASBARCELONA, 2021)

### **a.7 Tipo caídas**

Este tipo de puntas de ala son generalmente usadas en aviación menor, podemos encontrar este tipo de puntas de ala en aeronaves cessna, estas en lugar de tener una prolongación hacia arriba, su prolongación es hacia abajo, de ahí es que toma el nombre, en estas también van instaladas las luces de navegación.

#### **Figura 23**

*Punta alar tipo caídas*



*Nota.* La imagen indica la parte frontal de una terminación de ala de tipo caídas la cual incorpora una luz de navegación. Tomado de ("AEROK", 2021)

## **2.3. Materiales compuestos**

### **2.3.1. Generalidades**

Desde hace un poco más un siglo, las aeronaves se han transformado en construcciones delicadas hechas de madera, cables y tejidos hechos a máquinas de alta velocidad, con el uso de tecnología de punta, se usa una mezcla compleja de materiales novedosos. En 1915 los hermanos Wright realizaron un primer vuelo impulsado del mundo.

En aquel tiempo construir un avión totalmente de metal era una técnica y económicamente imposible de lograr, por lo que en aquel tiempo las aeronaves eran construidas con materiales ligeros, como por ejemplo la madera y cables de acero. (David, 2020)

Sin embargo, el alemán Hugo Junkers observó que el futuro de la aviación no era sólo para batallas y competencias aéreas, sino que también se podría transportar personas y bienes a gran escala. Su avión el j-1 que tenía como nombre Blechesel (burro de metal, en alemán) fue el primero en ser totalmente de metal y monoplano. El j-1 se produjo en serie y fue como un ejemplo de lo que se podría lograr, ahí Junkers fue quien encaminó a la industria aeronáutica a diseñar materiales que cumplan con características fuertes, ligeras, rápidas y eficientes. (David, 2020)

Airbus ha demostrado ser uno de los exponentes iniciales más exitosos de la industria aeronáutica con la introducción del estabilizador vertical de fibra de carbono en el A310. El cual dio como resultado una reducción de peso en más de 250 kilogramos y fue pionero en el uso de compuestos de fibra de carbono en aviones comerciales. El plástico de fibra reforzada de carbón, el que sería verdaderamente revolucionario para la aviación. Era mejor que los metales en cuanto a la relación fuerza-peso y al igual que era menos propenso a la fatiga y corrosión. Los materiales compuestos son producidos por la mezcla de dos o más materiales distintos, los cuales se unen para formar una combinación de propiedades que no pueden obtenerse en los materiales originales. El desempeño ha mejorado notablemente en el campo aeronáutico, se ha dado en las últimas décadas el uso de materiales compuestos en lugar de metales. Estos materiales pueden seleccionarse para proporcionar combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, rendimiento a alta temperatura, resistencia a corrosión, dureza o conductividad. (David, 2020)

En si las características ideales de un material son las que nos brindan resistencia, rigidez, un bajo peso, resistencia a la corrosión, resistencia a la fatiga, resistencia a impactos, resistencia a ambientes agresivos y sobre todo un bajo costo. Un material compuesto consiste en dos o más fases en una escala microscópica, el cual sus propiedades mecánicas están diseñadas a aquellos que están constituidas por separado. En

aplicaciones estructurales, generalmente se tiene una fase con mayor rigidez y resistencia, denominada REFUERZO, y una fase menos rígida y resistente que se denomina MATRIZ.

### **2.3.2. Tipos de fibras**

Al combinar una matriz, las fibras de refuerzo se encargan de brindar la resistencia primaria del compuesto. Existen cinco tipos comunes de fibras de refuerzo:

- ❖ Fibra de vidrio
- ❖ Fibra aramida
- ❖ Fibra de carbono
- ❖ Fibra de boro
- ❖ Fibras cerámicas

Estos materiales pueden ser usados en combinación con otros tejidos híbridos en patrones específicos (ciencia de las fibras), en combinación con otros materiales como espumas rígidas o simplemente en combinación con varios materiales para matriz. Cada compuesto en particular provee ventajas específicas. (David, 2020)

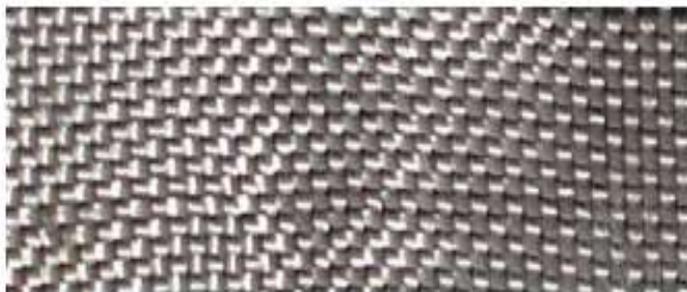
#### **b. Fibra de vidrio**

La fibra de vidrio se constituye por pequeñas cuerdas de gel de sílice fundido, las mismas que luego son tejidas y tramadas en forma de tela. Existen varios tipos de trama de tejido disponibles, dependiendo de la aplicación en la que se va a usar. Su gran disponibilidad y su bajo costo, hacen que se constituya en uno de los sistemas de fibra más comercial.

La fibra de vidrio tiene un mayor peso y menor resistencia que la mayoría de fibras. La fibra de vidrio en el pasado solía ser usada para aplicaciones no estructurales. El tejido era muy pesado y se usaba con resinas de poliéster, las cuales hacían al compuesto quebradizo. La fibra de vidrio se ha visto beneficiado con la implementación de nuevas fórmulas de matrices.

**Figura 24**

*Fibra de vidrio*



*Nota.* La imagen muestra la fibra de vidrio tejida o roving. Tomado de (David, 2020)

Si se usa con nuevos tipos de matriz, y una correcta aplicación, se convierte en un excelente elemento de refuerzo. Los compuestos a partir de la fibra de vidrio se comparan favorablemente en términos relacionados a resistencia-peso con los tradicionales materiales de aluminio. Combinado adecuadamente con otras fibras más caras como el Kevlar o fibras de carbono, se puede producir un material híbrido de bajo costo y alta resistencia. (David, 2020)

**c. Aramida**

Esta fibra está caracterizada por su color amarillo, bajo peso, excelente resistencia a la tracción y sobre todo cuenta con una gran flexibilidad. Son fibras de poliamida, relacionadas con el nylon convencional., pero cuyas cadenas alipáticas (estructura molecular es una cadena abierta) son remplazadas por anillos aromáticos (moléculas cíclicas, no saturadas, cuya estabilidad es superior a la de las estructuras de cadena abierta con igual número de enlaces múltiples). El Kevlar es una marca registrada de Du Pont Company y es la aramida más conocida. El Kevlar se estira antes de romperse. La resistencia a la tracción del aluminio aleado es cerca de 65000 psi, o cerca de  $\frac{1}{4}$  de un compuesto de Kevlar. Cabe recalcar que, el objetivo en la aviación no es siempre tener una parte fuerte y rígida, sino preferiblemente tener una parte de bajo peso. Con el uso de

refuerzos de Kevlar, un componente puede ser fabricado con la resistencia de un metal, pero con tan solo una fracción de su peso. (David, 2020)

### **Figura 25**

*Fibra de aramida*



*Nota.* La imagen indica la fibra de aramida en forma de tejido. Tomado de (David, 2020)

La aramida es ideal para usarse en aviación, en partes sujetas a grandes esfuerzos y vibraciones. Pero la aramida también tiene ciertas desventajas. Por el mismo hecho que la aramida se estira. Al taladrar la aramida puede ser un problema cuando el taladro agarra una fibra y la tira hasta el punto de romperla. Y parecería rizado. Si el material rizado alrededor del agujero no se corrige o se sellan las costuras, este puede actuar como un medio para absorber la humedad. La humedad en forma de agua, aceite, gasolina o fluido hidráulico si bien no daña a la aramida, pueden causar problemas con los sistemas de resina usados causando su fatiga, esto conlleva a que las capas de la lámina se desprendan.

#### **d. Fibra de carbono**

La fibra de carbono también llamada fibra de grafito, se caracteriza por su color negro, es de bajo peso, muy fuerte y dura, es usada por sus características de rigidez y resistencia. Las fibras de carbono son usadas para fabricar componentes de estructuras primarias tales como costillas y superficies alares.

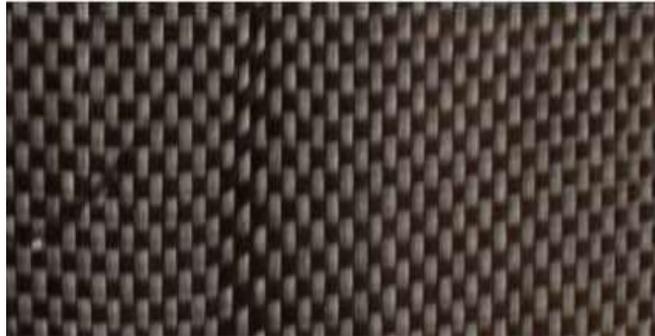
La fibra de carbono es mucho más fuerte en resistencia de compresión que el Kevlar,

sin embargo, es mucho más quebradiza que el Kevlar. La fibra de carbono puede producir corrosión cuando se junta con el aluminio, es decir es muy sensible a la corrosión galvánica.

(David, 2020)

### **Figura 26**

*Fibra de carbono*



*Nota.* En la imagen se puede ver la fibra de carbono en forma de tejido con su color particular “negro”. Tomado de (David, 2020)

#### **e. Fibras de boro**

Comúnmente son hechas depositando boro sobre un filamento delgado de tungsteno. La fibra resultante es de cerca de 0.004 pulgadas de diámetro, tiene excelente resistencia a la compresión y dureza. Debido a que trabajar con boro puede ser peligroso debido a su toxicidad además de tener valores costosos, no es comúnmente usado en aviación. En caso de necesitar las propiedades de la fibra de boro se realizan materiales híbridos a partir de otras fibras.

#### **f. Fibras de cerámica**

Las fibras cerámicas se usan en aplicación de alta temperatura. Reteniendo la mayoría de la fuerza y flexibilidad a las temperaturas de hasta 2200 grados Fahrenheit. Por ejemplo, los azulejos en un trasbordador espacial son hechos de un compuesto cerámico especial que es resistente al calor y lo disipa rápidamente. (David, 2020)

### 2.3.3. Configuración de refuerzos

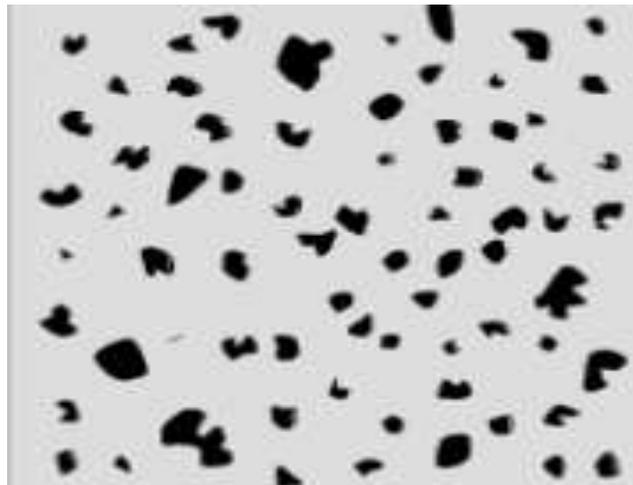
Existen varios tipos de refuerzos de fibra, los cuales se pueden clasificar de varias maneras:

#### a. Refuerzos particulados

Consiste en partículas de varias formas y tamaños dispersas de manera aleatoria en la matriz. También son consideradas como homogéneas en una escala mucho mayor a las partículas. Como, por ejemplo; el concreto, partículas de aluminio en poliuretano y partículas de carburo de silicio en aluminio.

#### Figura 27

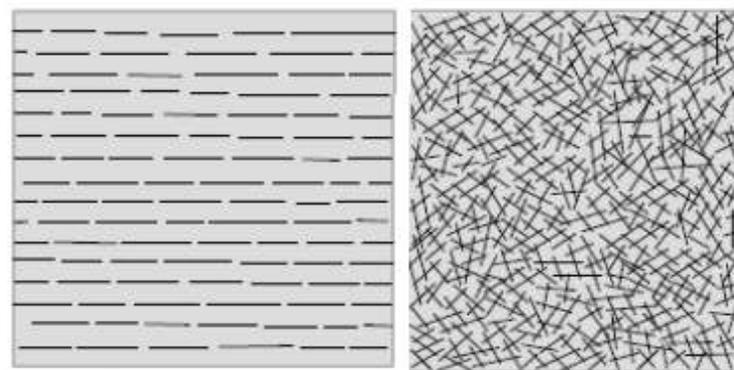
*Refuerzo particulado*



*Nota.* La imagen muestra el tipo de refuerzo particulado. Tomado de (Niu, 1992)

#### b. Refuerzos con fibras discontinuas

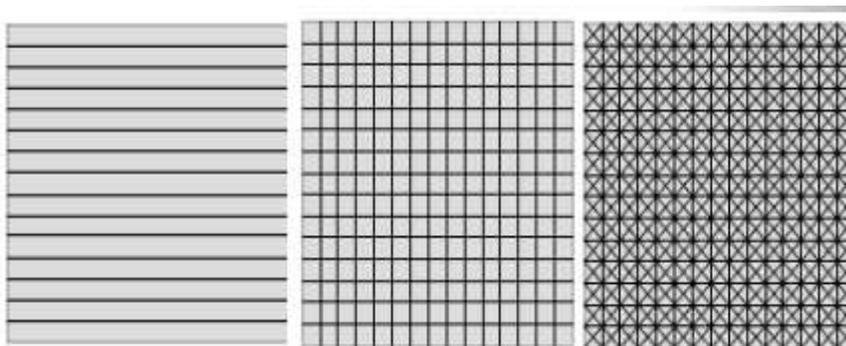
Este tipo de refuerzo contiene fibras cortas, con respecto a su diámetro son largas. La orientación de las fibras puede ser aleatoria o unidireccional, generalmente se usa en zonas que no requieren esfuerzos mecánicos. Comercialmente se suele encontrar denominándolas como mantas.

**Figura 28***Refuerzos discontinuos*

*Nota.* La imagen muestra los refuerzos discontinuos de fibras. Tomado de (Niu, 1992)

**c. Refuerzo con fibras continuas**

Consiste en fibras largas, las cuales pueden poseer orientaciones unidireccionales, bidireccionales o multidireccionales, generalmente son usados en áreas donde se requiere rigidez y resistencia, se puede conseguir con la denominación de roving (bobinado), tape (fibras en una sola dirección) o tejido (fibras entrelazadas en más de una dirección). Estas se pueden conseguir tanto secos como preimpregnados con resina.

**Figura 29***Refuerzos continuos*

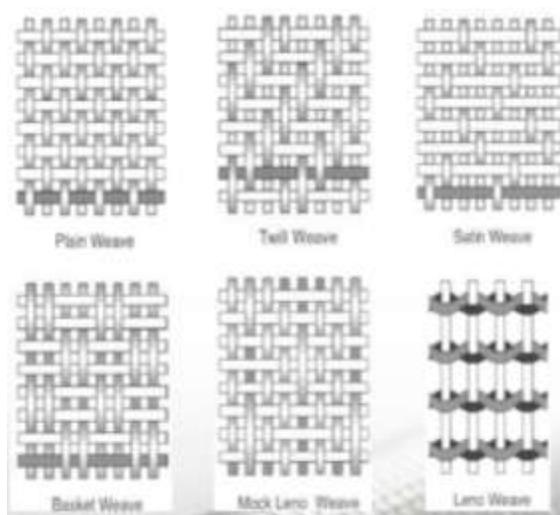
*Nota.* La imagen muestra los refuerzos con fibras continuas. Tomado de (Niu, 1992)

#### d. Refuerzos tipo tejidos

Están compuestos de hilos de fibras continuas de forma multidireccionales, formando tejidos de diferentes formas de acuerdo a las características requeridas para los componentes.

#### Figura 30

*Refuerzos tipo tejidos*



*Nota.* La imagen muestra los tipos de tejidos de fibras los cuales varían dependiendo del uso y esfuerzo al que estarán expuestas. Tomado de (Niu, 1992)

#### 2.3.4. Empleo de las fibras

La resistencia de un material compuesto depende del tejido del material, también del proceso de fabricación, el modo de aplicación de la matriz, la resistencia a la tracción y el diseño de la parte.

Las resistencias a la tensión de los materiales están dadas de acuerdo a los parámetros de fabricación. Ya que los compuestos usados en aviación se usan con resinas, esto hace que la estructura sea más frágil, causando que se rompa a un esfuerzo de tracción mínimo.

Para saber la resistencia de un material de refuerzo en un laminado en el que se

aplicara el 50% de fibra y 50% de resina, tomamos la resistencia a la tracción de la resina sumada a la de las fibras y se divide para dos.

### **2.3.5. Anatomía de las fibras**

La resistencia de un material compuesto depende de la orientación de las láminas de acuerdo con la dirección de la carga a la que va estar expuesta. Un metal tiene la misma resistencia en cualquier dirección independientemente de la dirección de la carga.

Como, por ejemplo, la hoja del rotor de un helicóptero, esta soporta gran esfuerzo a lo largo de su longitud debido a la fuerza centrípeta. Si se construye de aleación metálica, la resistencia será igual en todas las direcciones, por lo cual se estará dando resistencia en lugares que no sean necesario.

Al momento de fabricar ciertos materiales compuestos, la lámina puede prestar la resistencia adecuada de acuerdo a la colocación de las fibras con el fin de que su resistencia sea la adecuada en los lugares que soportan mayor esfuerzo. Así podrían referirse los vectores de colocación como  $0^{\circ}$  para referirse a cargas axiales,  $45^{\circ}$  para referirse a cargas cortantes o  $90^{\circ}$  para reaccionar a cargas laterales.

### **2.3.6. Resinas**

La matriz de un material compuesto tiene tres funciones principales:

- ❖ Sostener las juntas a las fibras
- ❖ Distribuir la carga entre las fibras
- ❖ Proteger las fibras del medio ambiente

Una matriz debe ser, inicialmente un líquido de baja viscosidad que resulte ser convertido con facilidad a un sólido, el cual debe ser correctamente ligado a la fibra de refuerzo. Y la función del refuerzo es llevar la carga en el material compuesto, las propiedades mecánicas de la matriz pueden afectar significativamente la forma y la eficiencia con la cual las fibras operan. Esta ayuda a una distribución más uniforme de los

esfuerzos entre todas las fibras, haciendo que todas reciban el mismo esfuerzo.

El esfuerzo es transmitido por un proceso cortante que requiere una correcta unión entre las fibras y la matriz. Como la carga es llevada principalmente por las fibras, la elongación del material compuesto en su conjunto está limitada por la elongación máxima que soportan las fibras antes de su rotura. Usualmente del 1 al 1.5%. La propiedad significativa de la matriz es que esta no debe agrietarse dentro de este nivel de esfuerzo.

Las propiedades mecánicas de la unión entre la matriz y la fibra dominan las propiedades físicas del compuesto. La matriz es mucho más débil y más moldeable que la fibra, y por ende una carga transversal en la matriz debe ser evitada en el diseño de los componentes de un material compuesto.

#### **a. Tipos de resinas**

La resina es un polímero termo rígido el cual presentan un cambio químico, que se denomina curado, durante la elaboración de piezas a fin de formar estructuras con enlaces transversales y tornarse permanentemente insolubles e infusibles. Es por eso que no se pueden derretir ni procesar de nuevo. Las resinas termo endurecibles usan calor para el curado o secado de la misma ya que pasa de estado líquido a un estado sólido, en la forma deseada, el cual se vuelve permanente en un proceso irreversible. Los desperdicios de polímeros termofijos deben ser desechados o utilizados como relleno de bajo costo en otros productos. Los termorigidos se suministran en forma líquida o como polvo de moldeo.

(David, 2020)

##### **a.1 Resina epoxi**

Es un tipo de resinas termofijas. También son conocidas por su excelente capacidad de adhesión, es muy resistencia a esfuerzos, brinda resistencia a la humedad y a los químicos, y también ofrece las características siguientes:

- ❖ Gran estabilidad térmica

- ❖ Resistencia a la deformación con carga
- ❖ Gran estabilidad dimensional
- ❖ Gran rigidez y dureza

También cabe recalcar que es un material muy ligero y tiene propiedades de aislamiento eléctrico que son muy comunes a todos los plásticos. Los compuestos para moldear termorigidos se utilizan principalmente en lo que se conoce como materiales compuestos de avanzada, constituidos por dos ingredientes principales:

El primero es un sistema de resina que, por lo general, contiene componentes tales como agentes de curado, endurecedores, inhibidores y plastificantes.

El segundo constituye los rellenos o refuerzos, que pueden consistir en partículas minerales u orgánicas conocidas como fibras. (David, 2020)

Un sistema de resina garantiza la estabilidad dimensional, cualidades eléctricas, la resistencia al calor, la resistencia química y las cualidades de inflamabilidad. La calidad de los enlaces y juntas de material logrado dependerá de la manera en que las juntas son diseñadas y el proceso de preparación de la superficie. Los enlaces son diseñados de acuerdo a su necesidad específica. Las resinas epóxi se utilizan con frecuencia en materiales compuestos de avanzada: por ejemplo: epóxi con fibra de grafito. Para aplicaciones estructurales en aeronaves comerciales y militares. Sus propiedades generales incluyen: tenacidad, menos contracción durante el curado, resistencia a la intemperie, mínima absorción de humedad, curado sin desprendimiento de productos secundarios, excelente adherencia a una amplia gama de superficies. (David, 2020)

La gran facilidad de adherencia de las resinas epóxi hace que sea apropiado para cualquier material, como acero, plástico, entre otros, y como adhesivos para unir materiales similares o diferentes, como plástico, acero, aluminio, madera o vidrio.

La resina epóxi es un producto líquido que una vez expuesto a una temperatura

mínima de 10 a 15 grados centígrados, comienza a catalizar, es decir, inicia su proceso de solidificación. Por lo general este producto viene en dos componentes separados, la resina y el catalizador o endurecedor.

Las proporciones de mezcla de cada producto están indicadas en las instrucciones de uso de cada producto de acuerdo al fabricante, por ejemplo, si las instrucciones indican que la mezcla debe realizarse en porciones de 100:60, es decir 100 porciones de resina y 60 porciones de catalizador.

En este caso es recomendable hacer uso de una báscula electrónica. Una vez realizada la correcta dosificación, esta debe ser mezclada durante al menos 2 a 3 minutos de forma irregular, realizar una buena mezcla es clave para obtener un curado correcto. Cabe recalcar que el hecho de ser la resina un material termo endurecible, es decir mientras mayor sea su exposición a altas temperaturas, más rápido será el proceso de curado.

## ***a.2 Resina poliéster***

Su presentación es en estado líquido viscoso de color ámbar por lo que, para su aplicación, es necesario usar un catalizador que permita la solidificación de la resina. Esto se obtiene a través del proceso de curado, que tiene lugar mediante mecanismos de polimerización vinílica por radicales libres que activan los dobles enlaces de las cadenas de poliéster y de las moléculas de etileno. Estos son proporcionados por un sistema endurecedor compuesto por el catalizador mencionado anteriormente y un activador. En condiciones normales, el curado de la resina tiene dos fases.

En primer lugar, la resina pasa de tener estado líquido a convertirse en una especie de gel de carácter pegajoso. Esta fase se denomina gelación o gelificación.

Una vez gelificada la resina pasa a la siguiente etapa, el periodo de curado, que conduce rápidamente al endurecimiento de la resina. En este proceso, se desarrolla una

gran cantidad de calor. Su tiempo de duración puede variar desde poco menos de un minuto hasta varias horas, dependiendo de factores como la cantidad y calidad del catalizador utilizado, la temperatura ambiente en la que se realice el procedimiento o la cantidad de resina utilizada, entre otros. (Nieto, 2018)

Al ser un producto muy maleable y resistente, este tipo de resinas son muy usadas en campos muy diferentes entre sí, desde el laminado sobre fibra de vidrio hasta la reparación de carrocerías, pasando por su uso en moldes para fabricación de figuras y manualidades. Las principales propiedades de la resina de poliéster son; Dureza, resistencia a la tracción, resistencia a la torsión, elevada relación resistencia/dureza resistencia al hidrólisis, termo estabilidad y excelente resistencia química.

También, si es conservado en un lugar fresco y de ser posible oscuro, perduran varios meses gracias a la ayuda de estabilizadores que se incorporan durante su fabricación.

En su aplicación la resina debe ser catalizada con peróxido de metiletilcetona (PMEK) al 2% en peso, es decir, utilizar una razón de 2 gramos de catalizador por cada 100 gramos de resina. Para su aplicación se puede usar brocha, rodillo o pistola aerográfica o airless. En cualquier caso, es importante prestar atención al tiempo de gel del producto que es un aproximado de 15 minutos para evitar obstrucciones del equipo aplicador. También es recomendable realizar la mezcla y agitado en recipientes de vidrio o chapa, ya que el disolvente de la resina puede atacarlo. Para la limpieza de estas herramientas de aplicación se recomienda utilizar acetona. (Nieto, 2018)

### ***a.3 Resina viniléster***

Este tipo de resina es ideal para aplicaciones náuticas, contiene propiedades mecánicas mejores que el poliéster, no tan buenas como la resina epoxi. A más de eso brinda un curado rápido y sencillo, brinda muy buena resistencia a la degradación en agua

y humedad y tiene un costo intermedio.

### **2.3.7. Técnicas de fabricación con materiales compuestos**

#### **a. General**

Existen varias técnicas para el proceso de producción, cabe recalcar que el proceso depende del componente o en si la necesidad y finalidad que se requiera obtener, también depende de los recursos no los que se pueda obtener a disposición para fabricar piezas o componentes que podrían ser para realizar productos en serie o simplemente por necesidad la fabricación de una pieza o componente. A continuación, se mencionará las técnicas más comunes utilizadas.

#### **b. Sistema de bolsa de vacío (BAGGING SYSTEM)**

Los sistemas de embolsado como técnica de moldeo de adherencia se han desarrollado para fabricar componentes estructurales compuestos de fuselajes durante las últimas décadas. Los sistemas de embolsado de adherencia estándar, están bien desarrollados para la producción de piezas de compuestos termo endurecibles y también se han adaptado para termoplásticos. Las principales diferencias están en el uso de materiales de sellado y ensacado de alta temperatura capaces de operar hasta 800 °F (427 °C). El propósito principal del sistema de embolsado es mantener las partes laminadas en posición y colocar la bolsa de vacío durante el curado. Al comienzo del ciclo de curado, se aspira un vacío desde el interior de la bolsa de vacío. Luego se aplica presión de adherencia al exterior de la bolsa. La presión se consolida y se mantiene las superficies de contacto del conjunto en estrecho contacto mientras el material compuesto se escurre, fluye y cura.

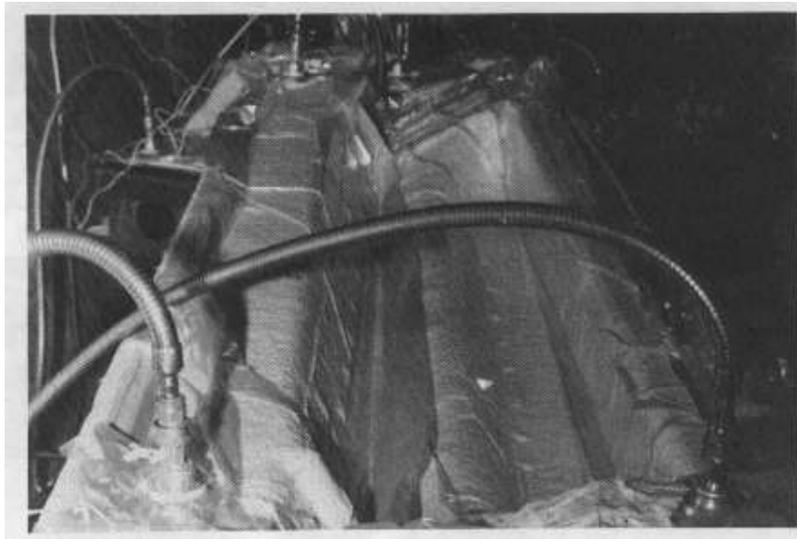
Los materiales de embolsado son generalmente materiales no reutilizables que se consumen en la etapa de fabricación y son:

- ❖ Película de embolsado
- ❖ Sellador de bolsa

- ❖ Capas de respiradero
- ❖ Pliegues de purga
- ❖ Represa
- ❖ Película separadora
- ❖ Capa de liberación de molde

**Figura 31**

*Sistema succión*



*Nota.* La imagen muestra un sistema de embolsado para la fabricación de componentes de materiales compuestos. Tomado de (Niu, 1992)

### **c. Formado por molde (MOLD FORMING)**

El método de formación utilizado, en referencia a la cantidad de piezas a fabricar, determina generalmente el costo de producción y la calidad de la pieza. La elección de un método particular depende del nivel de inversión de capital y del efecto de la trayectoria de deformación en la distribución de fibras en la pieza resultante.

Una de las decisiones más importantes que se deben tomar al desarrollar un sistema para producir una pieza compuesta es la selección de la forma del material. Para aplicaciones estructurales donde se requiere una disposición controlada de las capas y

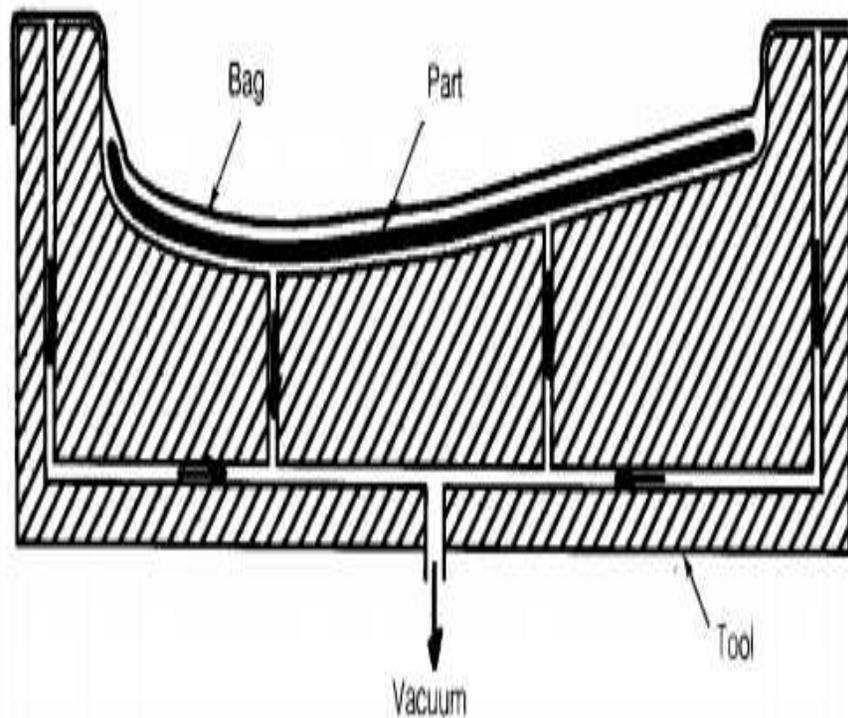
orientaciones de las fibras, se pueden usar las siguientes formas de materiales:

- ❖ Cinta (o cinta unidireccional)
- ❖ Telas tejidas
- ❖ Hojas de fibra discontinuas (espacios en blanco)
- ❖ La elección de laminados de cinta o tela depende de la configuración y complejidad del componente

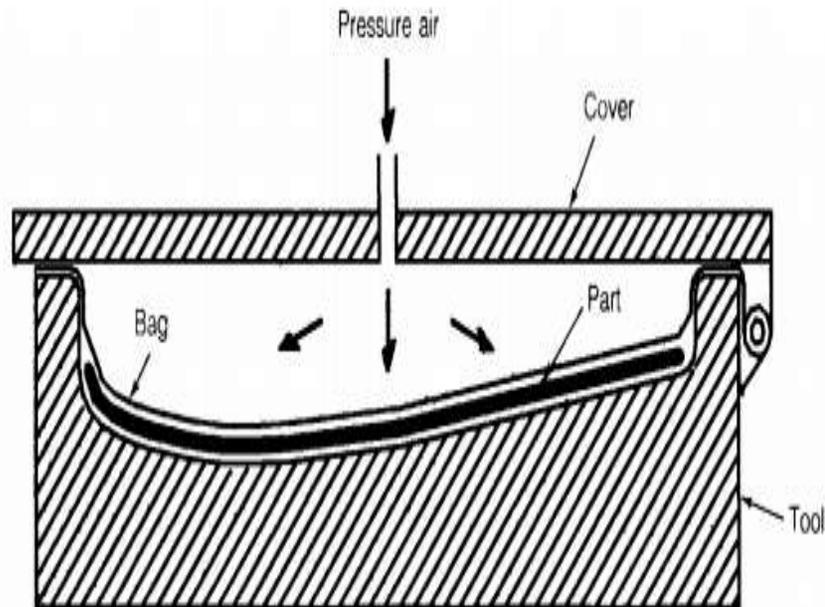
Para fabricar piezas con el método de formación por moldes, también podemos hacer uso de sistemas de bolsa de vacío, o el uso de recipientes de vacío, o con el uso de moldes y una bolsa de presión, entre otros métodos existentes.

### Figura 32

*Molde con aplicación de vacío*



*Nota.* La imagen muestra un molde con aplicación de vacío para dar forma a los componentes o piezas a fabricar. Tomado de (Niu, 1992)

**Figura 33***Molde con aplicación de presión*

*Nota.* La imagen no indica la aplicación de una bolsa de presión con un molde para dar forma a las piezas a fabricar. Tomado de (Niu, 1992)

#### **d. Pultrusión**

En el proceso de pultrusión, como se muestra en la Fig. 35 y la Fig. 36, los filamentos impregnados de resina se introducen en un molde calentado (calentado por microondas o calentadores de resistencia)

. El método de pultrusión es muy eficiente y económico de producir longitudes ilimitadas de piezas de sección transversal constante. El proceso se ha desarrollado en torno a la química de reacción de adición rápida que presentan los termoestables, que inicia una reacción exotérmica cuando se introduce calor, lo que da como resultado la solidificación de la resina. Además de la resina, las fibras continuas son parte integral del proceso. La sección curada emergente se agarra del troquel, tirando de los filamentos

restantes a una velocidad constante.

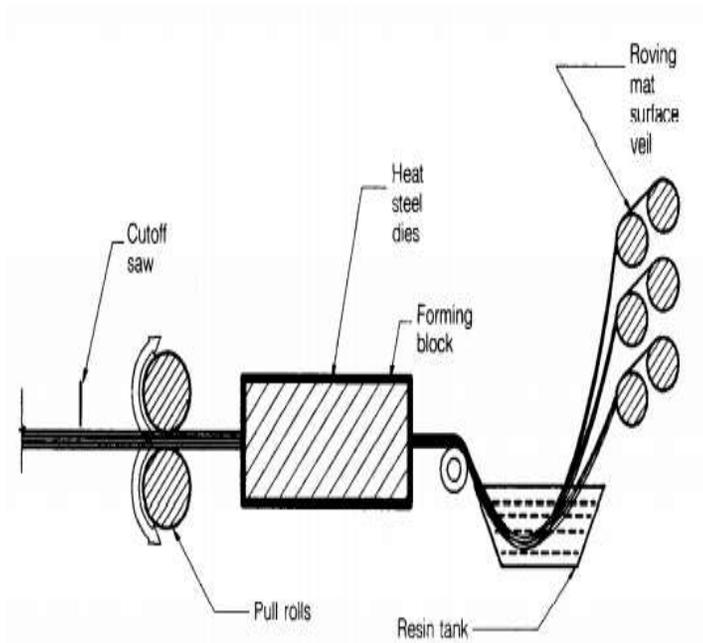
El perfil compuesto emerge de la matriz como un perfil de sección transversal constante y caliente que se enfría lo suficiente como para ser sujetado y tirado por la acción de un mecanismo de tracción. Al final del proceso, la pultrusión se corta automáticamente a las longitudes especificadas.

**a.1 Parámetros del proceso de pultrusión:**

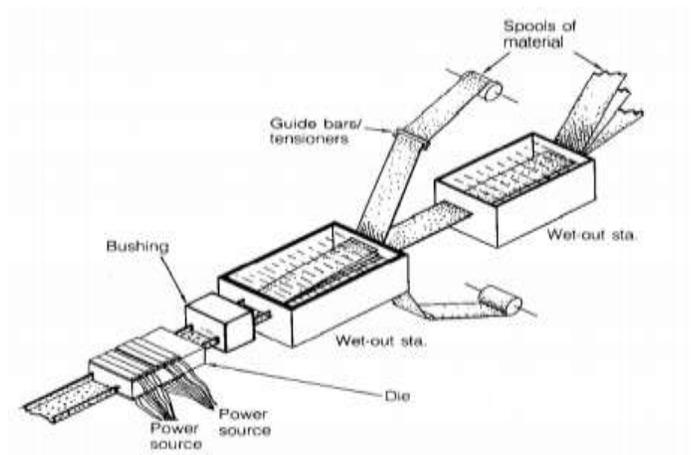
- ❖ Sistema de resina húmeda
- ❖ Sin costo de pre impregnación
- ❖ Sin almacenamiento en frío
- ❖ Cura integral
- ❖ Eliminación de material entrante
- ❖ Tamaño del baño de resina y método de impregnación de la fibra

**Figura 34**

*Proceso de pultrusión*



*Nota.* La imagen muestra el proceso de pultrusión. Tomado de (Niu, 1992)

**Figura 35***Proceso de pultrusión*

*Nota.* En la imagen se puede ver el método de pultrusión con el uso de cintas. Tomado de (Niu, 1992)

## 2.4. Reparación de materiales compuestos

El uso mayor de los materiales compuestos en aviones militares y comerciales obliga a desarrollo métodos de reparación probados que restauren la integridad de la estructura. Frecuentemente estas reparaciones deben aplicarse de manera oportuna con recursos de fabricación limitados.

El objetivo básico de la reparación es restaurar la integridad estructural de una pieza en el menor tiempo posible y al menor costo. La reparación debe igualar la resistencia y rigidez de la pieza original, manteniendo al mínimo cualquier peso adicional. Dependiendo de la pieza, a menudo un intercambio:

La reparación debe realizarse tomando en cuenta la suavidad aerodinámica y el caso de reparación. El uso ampliado de materiales compuestos depende fundamentalmente del desarrollo de métodos de reparación que sea tanto estructuralmente adecuado como económicamente prácticos.

### **2.4.1. Métodos de reparación más utilizados**

Este capítulo proporcionará información esencial para una comprensión básica de reparación de estructuras que no sólo es relevante para los procedimientos de reparación sino también el diseño de estructuras compuestas reparables. Los requisitos de diseño.

La reparación de una gran parte o un área grande a menudo exige el reemplazo de la pieza o su eliminación para su re fabricación. Para daños en áreas más pequeñas, los métodos de reparación se utilizan pre impregnados y técnicas de colocación en húmedo junto con la unión empernado y parcheo al ras, etc.

#### **a. Las técnicas de reparación principales se pueden clasificar de la siguiente**

**manera:**

- ❖ Reparación atornillada
- ❖ Reparación adherida
- ❖ Reparación de laminado
- ❖ Reparación del núcleo en paneles sándwich
- ❖ Reparación por inyección de delaminaciones

#### **b. Las categorías de reparación son:**

- ❖ Nivel de depósito (militar) o base de mantenimiento (comercial) -Realizado en las principales bases de mantenimiento o las instalaciones del fabricante
- ❖ Nivel Field (militar) o estación de línea (comercial): se realiza en una base de operaciones avanzada con instalaciones limitadas.

Incluso con la reparación en depósito, puede ser deseable realizar la reparación directamente en el aire para reducir el tiempo de inactividad. Esto también reduce la posibilidad de sufrir más daños al retirar la pieza.

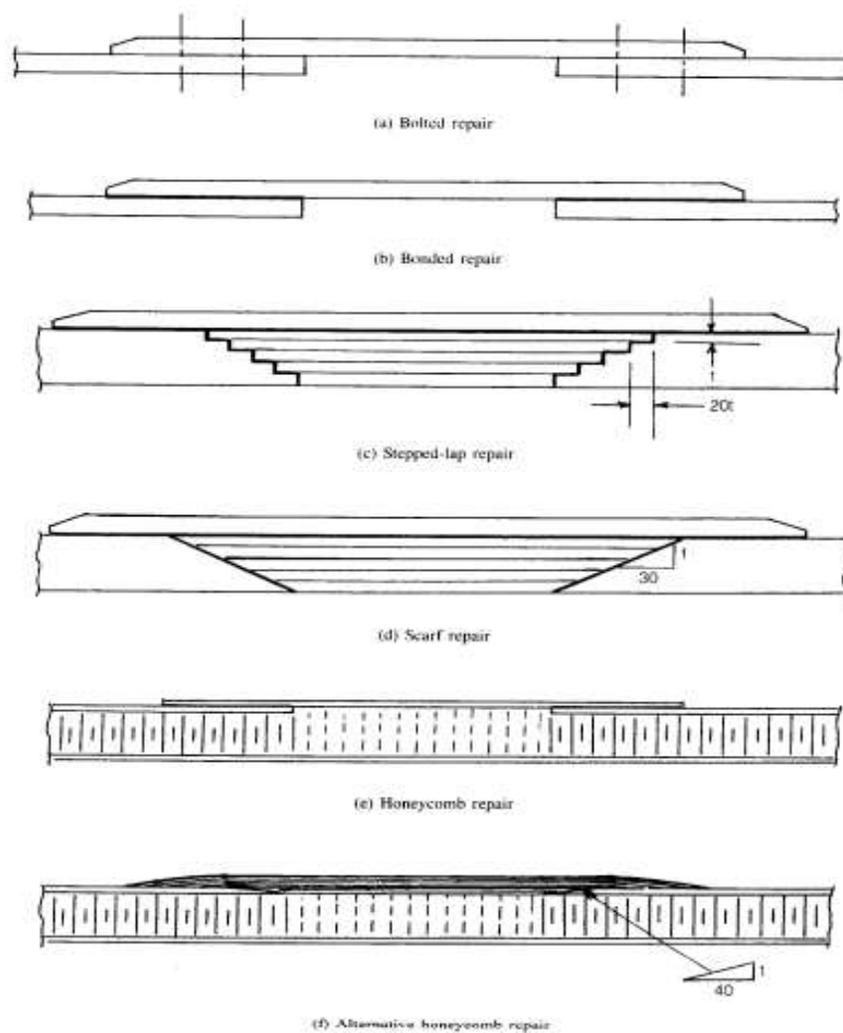
La reparación de un material compuesto debe restaurar la capacidad de la pieza

para soportar las cargas máximas de diseño (sin limitaciones a menos que se especifique lo contrario) y debe restaurar la vida útil completa de la pieza.

La resistencia del diseño se basa en la resistencia con muescas del compuesto para tener en cuenta el sujetador de agujeros y daños no detectados. Como parte de la certificación de una nueva aeronave, la FAA y las especificaciones militares requieren un plan satisfactorio para realizar las reparaciones de la estructura del avión.

### Figura 36

*Tipos de reparación de materiales compuestos*



*Nota.* En la imagen se puede distinguir varios métodos para la reparación de materiales compuestos. Tomado de (Niu, 1992).

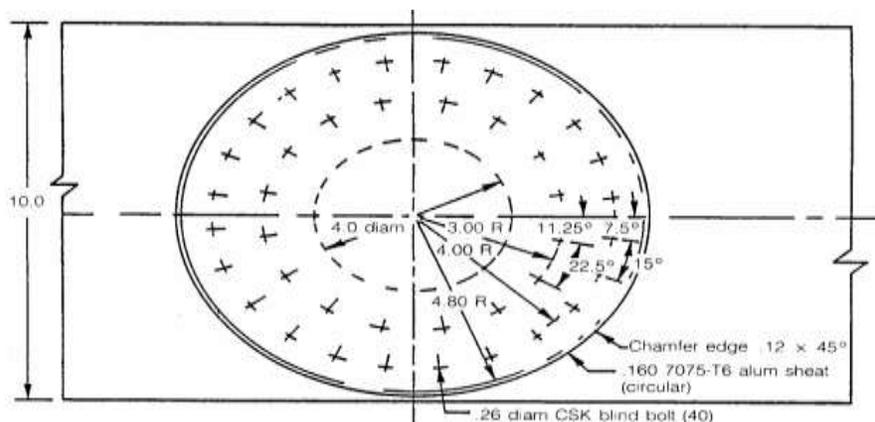
### 2.4.2. Reparación atornillada

El método de reparación atornillado no es nuevo y se toma prestado de la reparación de chapa metálica convencional. Probablemente el método de reparación más rápido es colocar un parche sobre el área dañada. Planchas de metal, como el aluminio (no para la piel compuesta de carbono) o titanio, o compuestos curados previamente

Los laminados se pueden atornillar en su lugar con poco o ningún tratamiento de la superficie. Las reparaciones atornilladas eliminan muchos de los problemas de las instalaciones y las limitaciones de las reparaciones adheridas, pero también requieren recortes adicionales que es estructuralmente indeseable. La operación de perforación, particularmente cuando no se puede proporcionar respaldo, puede resultar en daños adicionales o un orificio de gran tamaño que no recogerá la carga correctamente. Sin embargo, lo que minimiza este problema. Las reparaciones atornilladas se adaptan mejor a las instalaciones a nivel de campo que las reparaciones adheridas, pero las reparaciones de campo sin acceso por la parte trasera, requieren el uso de cierres ciegos o sujetadores ciegos mejorados.

**Figura 37**

*Reparación atornillada*



*Nota.* La imagen muestra una reparación atornillada de forma circular. Tomado de (Niu, 1992)

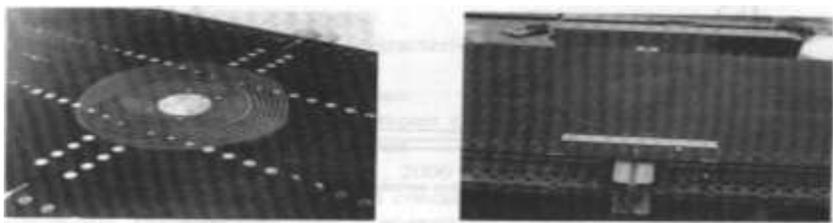
### **2.4.3. Reparaciones adheridas**

La unión de un parche suele ser más confiable que la reparación con pernos o tornillos porque la unión no produce agujeros, que son regiones de aumento de estrés. Tanto los parches de metal como los compuestos se pueden pegar sobre un área dañada. Los parches externos están hechos de aluminio, titanio, laminado pre curado, laminado húmedo o pre impregnado. Para los parches de metal, el titanio se usa comúnmente debido a su reacción no galvánica con la piel de carbono / epoxi y su alta resistencia y relación de rigidez / peso. El parche funciona como un sello sobre la reparación subyacente y lleva estructuralmente parte de la carga aplicada que la pieza o componente reparado. Los métodos de unión requieren un control más riguroso de la superficie, tratamientos, almacenamiento de materiales adhesivos sensibles al calor y equipo especial y es costoso.

Los entornos de reparación de campo generalmente restringen a los usuarios a las técnicas de curado con bolsas al vacío, y fuentes de calor localizadas como mantas o almohadillas térmicas, lámparas infrarrojas o pistolas de aire caliente, se utilizan generalmente. Aunque muchos prefieren los epoxis para los sistemas de reparación, Su naturaleza reactiva y los posibles problemas de almacenamiento hacen que los termoplásticos sean atractivos agentes de unión. Sin embargo, la desventaja de los termoplásticos es que todos requieren temperaturas superiores a 500 °F (260 °C).

#### **Figura 38**

*Reparación adherida*



*Nota.* La imagen muestra la remoción del material dañado y reparación del mismo respectivamente. Tomado de (Niu, 1992)

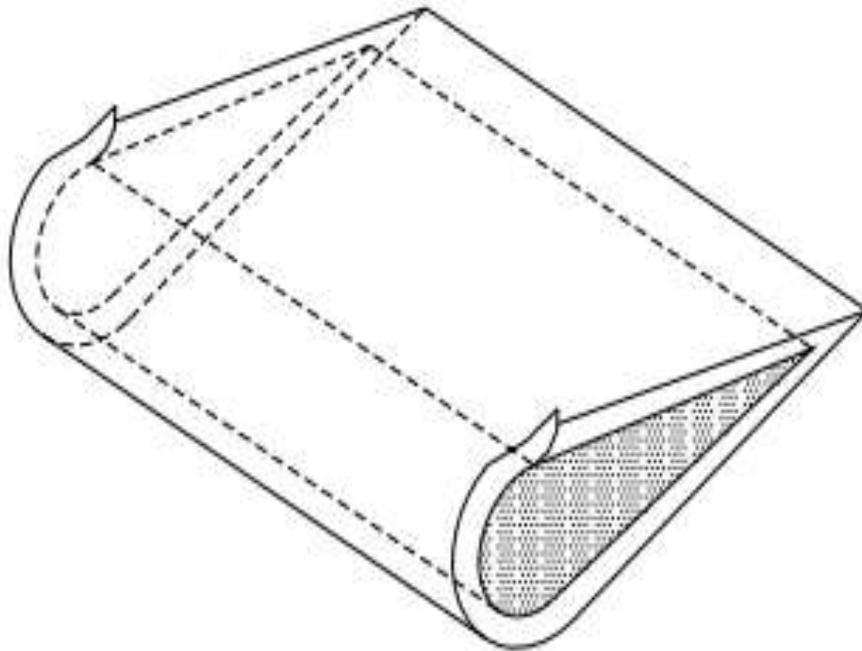
#### **2.4.4. Reparación por laminado**

La reparación por laminado manual es un proceso sencillo y versátil, aunque es un proceso que lleva mucho más tiempo, ya que requiere mayor mano de obra, al ser un proceso no industrializado, para obtener una reparación de calidad, se requieren procesos adicionales de detallados y acabados como pulidos, re aplicación de resina y fibra dependiendo la necesidad y el requerimiento del componente.

El proceso de tendido manual depende de la creatividad para facilitar y agilizar el proceso, ya que en este proceso se puede hacer uso de moldes, plantillas entre otras técnicas.

#### **Figura 39**

*Reparación por laminado*



*Nota.* En la imagen se muestra una reparación por tendido manual. Tomado de (Niu, 1992)

#### **2.4.5. Reparaciones del núcleo en paneles honeycom**

El daño del panel de abejas generalmente se encuentra visualiza durante la inspección de NDI<sup>1</sup>. Sin embargo, con el daño del núcleo del panel a menudo es difícil determinar la extensión total del daño hasta que se haya eliminado la piel sobre el área dañada.

La reparación de paneles de nido de abeja con frecuencia implica cortar una nueva pieza de núcleo para reemplazar la vieja y unirla firmemente en su lugar con adhesivos. Las capas de piel exterior se construyen luego en configuraciones que coincidan con la piel original. Para una reparación se debe rellenar el área dañada con un relleno conocido como espuma de poliuretano.

La acción habitual para un panel de nido de abeja muy dañado es eliminar con cuidado las partes dañadas de la piel y el núcleo, lijar cualquier pintura y / o imprimación que pueda haber estado expuesta. Las capas de repuesto se cortan para que coincidan exactamente con el área dañada y se colocan en la misma orientación que los pre impregnados originales. Luego de la reparación se cubre el área con una bolsa de vacío para aplicar presión en el área durante el curado para obtener la máxima Integridad de unión inmensa y huecos mínimos.

Un problema de reparación común con las estructuras de paneles de nido de abeja es la entrada de humedad en el panel, generalmente como resultado de micro fisuras en las pieles compuestas. La piel debe retirarse, secar o reemplazar el núcleo en forma de panel, y aplicar un parche de reparación. Si la humedad puede entrar en el núcleo del panel, se convertirá en vapor durante la reparación.

El tipo de reparación utilizada depende del tipo y la extensión del daño, así como de las cargas en el área. La cantidad de peso de reparación que se puede agregar al área

---

<sup>1</sup> NDI: Ensayos no destructivos.

también puede ser un factor. El panal de nido de abeja se puede reparar mediante los siguientes métodos:

**a. Método A-Para daños superficiales mínimos:**

- ❖ Limpiar la superficie dañada
- ❖ Rellene el área dañada con relleno o espuma sintética.

**b. Método B- Para daño intermedio:**

- ❖ Use compuesto para macetas para estabilizar el núcleo principal, si:
- ❖ El área de daño es pequeña y / o las cargas no son altas
- ❖ El peso de reparación no excede el límite de peso permitido.

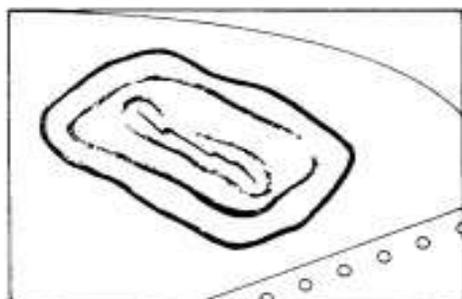
**c. Método C- Utilice relleno de espuma sintética:**

- ❖ Eliminar el área dañada
- ❖ Rellenar con espuma sintáctica o equivalente
- ❖ Los rellenos se liján a ras de la piel circundante
- ❖ Pegar o curar la piel externa sobre ella

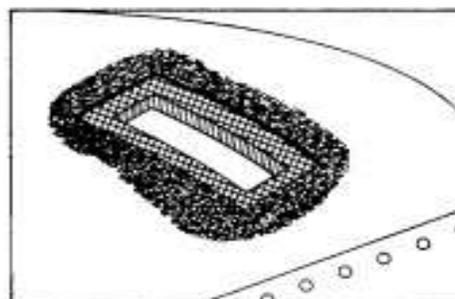
**d. Método D- Use relleno de panal:**

- ❖ Eliminar el área dañada
- ❖ Rellene con una nueva pieza de núcleo de panal.
- ❖ Use adhesivo o espuma sintáctica para mantener el nuevo núcleo en su lugar
- ❖ Pegar o curar la piel externa sobre ella

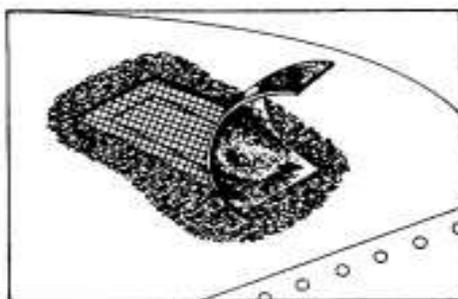
Figura 40

*Reparación del núcleo en paneles sandwich*

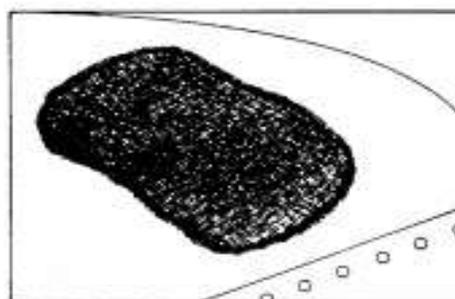
(a) Areas are marked to define actual damage and to locate area to be cleaned and prepared for patching process.



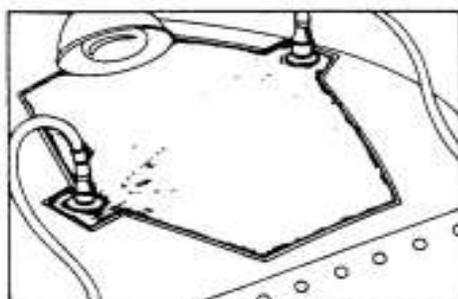
(b) Damaged area is removed to evaluate inside damage and to make further preparations for patching.



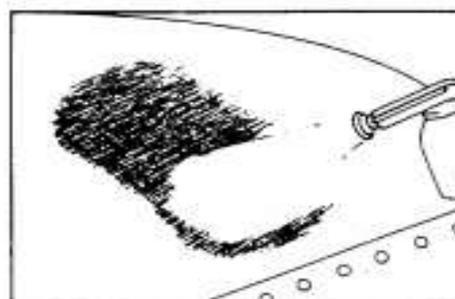
(c) The damaged core is replaced and epoxy painted graphite is applied in the same orientation and number of plies as the damaged skin which has been removed.



(d) One or two plies of graphite/epoxy are added on top of patch to make a "bridge" to undamaged area in order to accommodate designed load.



(e) A vacuum bag is applied to repaired area to assure good contact during 24 hours of curing. Then the repair is subjected to one hour of heat at 180 degrees F.



(f) Finally, the repaired area is sanded, primed and given a final coat of paint. It's as good as new!

Nota: La imagen A, indica el daño detectado en la superficie; la imagen B, se realiza una evaluación interna del panel y se prepara la superficie para aplicar un parche; la imagen C, la superficie dañada es reemplazada y se coloca una piel nueva con resina epoxi; la imagen D, se procede a aplicar resina epoxi sobre la superficie del parche; la imagen E, se emplea

el uso de una bolsa de vacío para eliminar residuos de aire, se expone durante una hora a una temperatura de 80 °F; la figura F, luego de 24 horas de curado de la resina se procede a la aplicación del primer y posteriormente la pintura. Tomado de. (Niu, 1992)

#### **2.4.6. Reparación por inyección y delaminación**

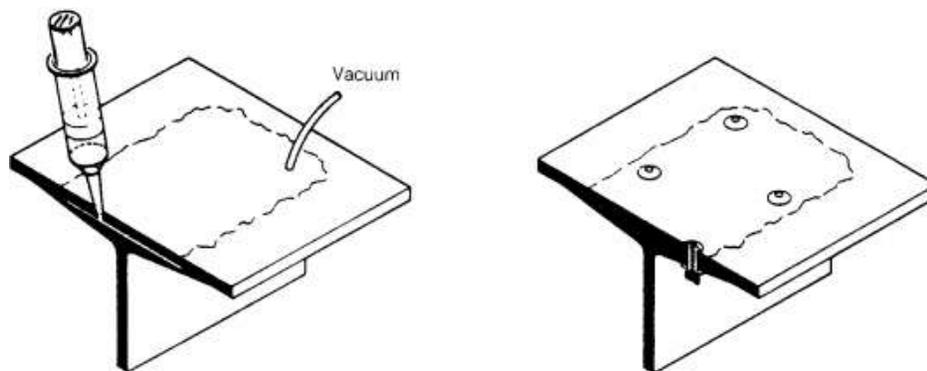
Este método, como se muestra en la figura 41, inyecta resina directamente en el área delaminada, sin quitar los materiales dañados. La inyección de resina se puede realizar de forma rápida y justo en el área. El método de reparación por inyección de resina es el enfoque principal para la reparación de delaminaciones y desuniones de la piel al núcleo. La resina se inyecta en el área dañada en un borde, o a través de orificios perforados / orificios de sujetadores, y se vuelve a pegar el área dañada.

Algunas delaminaciones se pueden reparar realizando dos orificios a través de la piel hasta la profundidad de la delaminación, y luego inyectar resina en un orificio hasta que fluya libremente desde el otro agujero.

La reparación por inyección para el relleno de delaminaciones internas identificadas por NDI es una reparación exclusivamente de material compuesto, y no es análoga a ningún tipo de reparación metálica.

#### **Figura 41**

*Reparación por inyección y delaminación*



*Nota.* La imagen muestra una reparación por inyección de resina. Tomado de (Niu, 1992)

### **2.4.7. Medidas de protección para manipular fibras y resinas**

#### **a. General**

En la actualidad el uso de materiales compuestos como fibras y resinas, son los más populares, pero al momento de trabajar con fibra de vidrio y resinas, ya sean epóxi o poliéster, se debe cumplir ciertas normas de seguridad.

#### **b. Trabajar en espacios abiertos**

La fibra de vidrio por ser un material con partículas diminutas tiene la capacidad de esparcirse en el aire, por otro lado, las resinas emanan un olor fuerte que de igual manera se esparce en el aire, por tal motivo, es recomendable trabajar en espacios abiertos, o por lo general si ya hablamos de un taller industrializado podemos tener la presencia de extractores de gases y polvos.

#### **Figura 42**

*Trabajo en espacios abiertos*



*Nota.* La imagen muestra el uso de materiales compuestos en áreas abiertas. Tomado de (ovejero noticias, 2017)

Para la manipulación de resinas y fibra de vidrio es recomendable usar camisetas de manga larga y pantalones largos, adicionalmente, se recomienda hacer uso de overoles de pintura los cuales evitan que las partículas de fibra de vidrio tengan contacto con la ropa y posteriormente con la piel.

**Figura 43***Overol de pintura*

*Nota.* La imagen muestra un overol anti fluidos. Tomado de (pintulac, s.f.)

**c. Uso de gafas y guantes**

Es importante cubrir las manos para evitar el contacto con la resina y la fibra de vidrio, de igual manera el uso de gafas para protegerse del polvo, esquirlas y demás factores externos.

**Figura 44***Gafas y guantes*

*Nota.* En la imagen se identifica los guantes de nitrilo y gafas transparentes. Tomado de (pintulac, s.f.)

**d. Uso de mascarilla**

El uso de mascarilla es uno de los más importantes al momento de manipular resinas y fibras, para este tipo de trabajos se recomienda usar una mascarilla 3M con filtros

especializados para retener gases y polvos.

### **Figura 45**

*Mascarilla*



*Nota.* La imagen muestra una mascarilla 3M específicamente para proteger del polvo y gases. Tomado de (pintulac, s.f.)

## **2.5. Mantenimiento Aeronáutico**

### **2.5.1. Definición**

Cuando hablamos de mantenimiento aeronáutico nos referimos a un conjunto de tareas cuyo objetivo es mantener la aeronavegabilidad de un avión cumpliendo con los parámetros de seguridad para una operación segura. Por lo general estas tareas están detalladas en los manuales que son emitidos por el fabricante de la aeronave.

### **Figura 46**

*Mantenimiento aeronáutico*



*Nota.* La imagen muestra el área de mantenimiento de una aeronave comercial. Tomado de (PARSONS, 2020)

## **2.5.2. Tipos de Mantenimiento**

### **a. Mantenimiento Preventivo**

Este tipo de mantenimiento nos permite prevenir fallas en la aeronave, es decir se encarga de detectar y corregir fallas pequeñas, evitando, la acumulación de fallas pequeñas hasta llegar a obtener una falla grave. Este tipo de mantenimiento es muy eficiente debido a que disminuye los costos de mantenimiento. El mantenimiento preventivo incluye las inspecciones cíclicas, periódicas, inspecciones visuales, chequeo visual, inspección por condición, entre otras; en sí, el Programa de Mantenimiento de las aeronaves.

#### **Figura 47**

*Inspección visual*



*Nota.* La imagen muestra una inspección visual con el uso de una linterna. Tomado de (ARENAS, s.f.)

#### **a.1 Límite de Tiempo (Hard Time)**

Es el tipo de inspección que se realiza en periodos de tiempo predeterminado, este tiempo generalmente es medido en horas de vuelo, tiempo calendario o ciclos. Normalmente las tareas de mantenimiento de tipo tiempo límite, definen tiempos específicos o el tiempo de vida útil de los componentes antes de ser removidos.

Existen dos criterios para limitar partes y componentes de aeronaves, los mismos

que han sido definidos por el fabricante y la autoridad aeronáutica.

- ❖ *Vida Límite o Vencimiento*: Las partes y componentes dentro de este grupo tienen un tiempo de vida limitado por el fabricante del mismo, luego del cual no podrán ser utilizados o reutilizados independientemente de la condición que tengan al momento de su remoción. Esta característica se impone a aquellos componentes que, si fallan, podrían causar accidentes o incidentes.
- ❖ *Overhaul o Recorrida*: Los componentes dentro de este grupo tienen un tiempo determinado, denominado TBO o Time Between Overhaul, después del cual deben someterse a una inspección exhaustiva y especial única para cada componente, y después del cual pueden ser utilizados, siempre y cuando cumplan con todos los requisitos para mantener la aeronavegabilidad de la aeronave. Este tipo de inspección la pueden realizar únicamente Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas u OMA`s con las habilitaciones requeridas.

### **a.2 Por Condición (On Condition)**

Son aquellos que no tienen definido su tiempo de vida útil, por el contrario, su reemplazo se realiza de acuerdo a criterios específicos descritos en el manual de mantenimiento de la aeronave o componente. A más de eso, también cuentan con un plan de inspecciones periódicas para determinar su condición paulatinamente; dentro de estas tareas se pueden encontrar inspecciones visuales, test de operaciones, ensayos no destructivos o NDI, entre otros.

### **b. Mantenimiento Predictivo**

Es el encargado de analizar las fallas antes de que estas ocurran de acuerdo a datos obtenidos de los registros de mantenimiento. Viene de la mano con el tipo de mantenimiento anterior ya que a partir de ese punto se pueden identificar posibles fallos regulares o comunes de ciertas partes, componentes y la aeronave en general.

Generalmente los RTV o Registros Técnicos de Vuelo constituyen la fuente primaria para la recolección de datos.

### **c. Mantenimiento Restaurativo**

Si se habla de restauración sería el último recurso de mantenimiento el cual se realiza cuando se ha producido una falla o un daño, consiste en cambios de componentes, reparaciones estructurales y todas las tareas de mantenimiento que permitan restaurar la aeronave y mantener la aeronavegabilidad de la misma dentro de los límites aceptables.

## **2.6. Documentos Aplicables a Aeronaves**

### **2.6.1. Definición**

Es un conjunto de registros, manuales y documentos que permiten justificar la aeronavegabilidad de la aeronave y la operación de la misma. Los cuales son emitidos y aceptados por la Autoridad Aeronáutica Civil del estado de diseño, matrícula y operación del avión, y el fabricante del mismo. Estos documentos se mantienen actualizados por revisiones realizadas por la AAC o el fabricante, de acuerdo al caso. Existen dos tipos de documentaciones

### **2.6.2. Documentación Operacional**

Contienen información fundamental para realizar los procedimientos de vuelo de manera segura. Son documentos de gran importancia tanto para los pilotos como la tripulación, entre ellos podemos mencionar: el manual de operaciones, listas de chequeo, manual de vuelo, entre otros.

### **2.6.3. Documentación Técnica**

Es un conjunto de instrucciones y procedimientos que se deben realizar mantener la aeronavegabilidad de las aeronaves en un estado aceptable y seguro, mediante el respectivo mantenimiento de las mismas.

Son los manuales de mantenimiento emitidos por el fabricante, directivas de aeronavegabilidad, boletines de servicio, circulares de asesoramiento, registros técnicos de vuelo, entre otros; es decir todos los documentos emitidos por la AAC de diseño, operación, matrícula y el fabricante de la aeronave que ayuden a tutelar las tareas de mantenimiento y reparaciones que sean necesarias para mantener una aeronave en estado seguro de operar.

## Capítulo III

### 3. Desarrollo del tema

#### 3.1. Equipos de seguridad

Para desarrollar esta práctica se utilizó el respectivo equipo de protección personal, al igual que las medidas de bioseguridad, por motivos de emergencia sanitaria por el covid-19, que constan de:

- Overol de pintura 3M
- Mascarilla de 3M de filtros para gases y polvo
- Guantes de nitrilo
- Gafas
- Zapatos de seguridad

#### 3.2. Inspección general de la aeronave

En primera instancia una vez liberada la aeronave por parte de la JIA<sup>2</sup>, se procedió hacer una limpieza general de la aeronave, ya que después del incidente ocurrido en la cabecera de la pista de Shell, se presenciaba suciedad y maleza, con ayuda de agua a presión y jabón líquido se logró quitar la suciedad que estaba impregnada en la piel de la aeronave.

Después se procedió a realizar una inspección de daños de forma general por parte del personal de mantenimiento autorizado, para presupuestar la restauración total de la aeronave, luego de haber realizado dicha inspección, con autorización del departamento de mantenimiento aeronáutico de la empresa, se procedió a extraer las puntas de ala para realizar una inspección más cercana para verificar los daños y proceder a realizar la reparación para esto fue necesario el uso de un destornillador estrella, una copa 3/32 y una

---

<sup>2</sup> JIA: Junta Investigadora de Accidentes.

extensión de racha de 1/4 in de diámetro x 6 in de longitud.

### **3.3. Procedimientos y parámetros para realizar la reparación**

De acuerdo al manual de reparaciones estructurales de la aeronave Cessna 182E de matrícula HC-CFA, en la sección de reparaciones estructurales en el numeral 19-66 con el título de Fiberglas Repairs indica que se puede realizar una reparación estructural de material compuesto “fibra de vidrio”, por consiguiente, menciona que el material recomendado es la resina epoxi, para lo cual indica que se debe seguir las instrucciones del fabricante de la resina. De igual manera recomienda hacer uso de ciertas instrucciones para preparar el material y el área de reparación, dichas instrucciones están plasmadas en el documento SK182-12 emitido por la casa fabricante Cessna que se encuentra en el anexo 1 de este proyecto.

#### **Figura 48**

*Sección de reparaciones estructurales del manual de mantenimiento.*

#### **19-66. FIBERGLAS REPAIRS.**

**19-67. Fiberglas items on the aircraft may be repaired as stipulated in instructions furnished in SK182-12. Observe the resin manufacturer's recommendations concerning mixing and application of the resin. Epoxy resins are preferable for making repairs, since epoxy compounds are usually more stable and predictable than polyester, and in addition give better adhesion.**

*Nota.* En la imagen se puede apreciar la recomendación que realiza el manual de mantenimiento acerca de la reparación de fibra de vidrio.

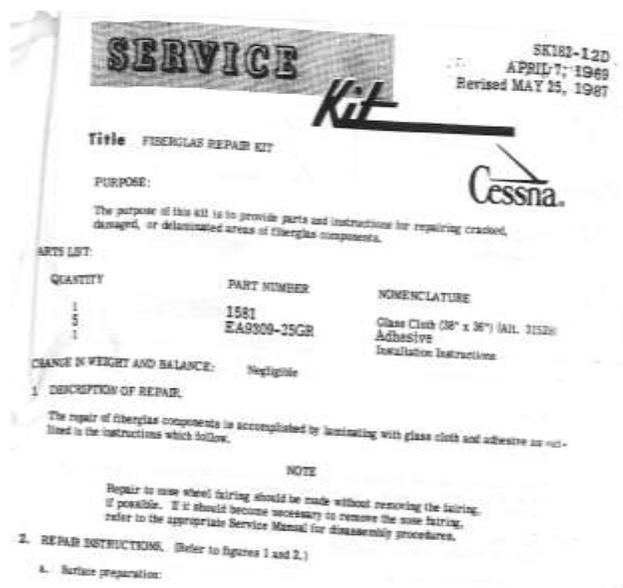
#### **3.3.1. Descripción de la reparación**

Para la reparación de fibra de vidrio de acuerdo al daño que se presente, si es un agrietamiento se debe biselar las juntas a un ángulo de 15°. Para posteriormente aplicar cierta cantidad de fibra de vidrio y resina, el anexo 1 de este proyecto detalla paso a paso la

reparación de fibra de vidrio.

## Figura 49

Documento SK182-12



*Nota.* La imagen muestra el documento recomendado por el fabricante de la aeronave en el cual detalla los procedimientos para realizar una reparación de fibra de vidrio.

### 3.4. Reparación estructural

#### 3.4.1. Inspección y análisis de daños de las puntas de ala

Antes de iniciar con la reparación estructural de las puntas de ala de la aeronave Cessna 182E se procedió a extraer las puntas de ala. Una vez extraídas las puntas de ala de la aeronave, se procedió a realizar una inspección visual detallada para verificar todos los daños producidos por el incidente, en la que se detallan a continuación las discrepancias resultantes de la inspección realizada.

Al momento de realizar la inspección de daños en la parte superior de la punta de ala izquierda, se identificó fisuras y rupturas en un área de 60 cm<sup>2</sup> como indica la figura 50. También se puede identificar el desprendimiento de pintura por el golpe que ha recibido en dicha área.

**Figura 50**

*Fisura en la parte superior de la punta de ala*



*Nota.* La imagen muestra el agrietamiento de la fibra de vidrio en la parte superior de la punta de ala izquierda, en la parte del borde de salida.

De igual manera la figura 51 indica la parte inferior del ala izquierda, claramente se puede identificar en la parte inferior del borde de salida el desprendimiento de la pintura como consecuencia de un fuerte golpe, el cual ha producido fisuras y rupturas en un área de 30 cm<sup>2</sup> que requieren de una reparación inmediata.

**Figura 51**

*Fisura en la parte inferior de la punta de ala.*



*Nota.* La imagen muestra la parte inferior de la punta de ala de lado izquierdo en la parte del borde de salida podemos identificar agrietamientos y fisuras de la fibra de vidrio.

En el borde de salida de la punta de ala del lado derecho se pudo presenciar el desprendimiento de láminas de 23 cm a lo largo del borde de salida, tal como indica la figura 52, de igual manera se pudo presenciar rayones en la pintura y desprendimientos de la misma.

### **Figura 52**

*Desprendimiento de láminas*



*Nota.* En la imagen se puede ver la punta de ala del lado derecho se identificó un desprendimiento en las juntas del borde de salida.

En la figura 53 se puede identificar dos golpes a la altura del borde de ataque en la parte inferior, los cuales presentan daños en un área de 60 cm<sup>2</sup> de igual manera se pudo evidenciar el desprendimiento de la pintura y algunos rayones de la misma.

### **Figura 53**

*Fisura cerca del borde de ataque de la punta de ala*



*Nota.* En la punta de ala izquierda cerca del borde de ataque se puede identificar una fisura de la fibra de vidrio.

En la figura 54 se puede evidenciar que la parte superior de la punta de ala se identificó una ruptura en un área de 50 cm<sup>2</sup>

### Figura 54

*Fisura en la parte central superior de la punta de ala*



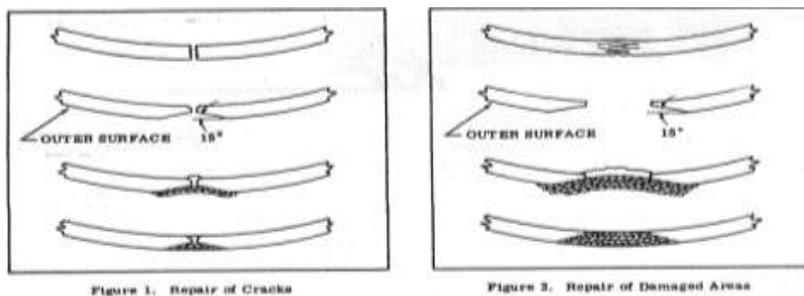
*Nota.* En la parte superior a la altura de la mitad de la punta de ala izquierda se detectó un agrietamiento de la fibra de vidrio.

### 3.4.2. Preparación del material

Como indica el anexo 1, se procedió a realizar el biselado respectivo en cada una de las grietas presentadas en las puntas de ala, para este proceso se utilizó una amoladora para disco de 4 in, un disco de desbaste tipo lija de grano número 100 de 4 in y el respectivo equipo de protección personal.

### Figura 55

*Preparación de juntas para aplicar fibra de vidrio y resina (anexo 1)*



*Nota.* La imagen detalla que, en caso de encontrar rota una sección de fibra, se debe biselar ambos lados a 15°; y en caso de presentar fisuras, se debe eliminar el área dañada

y de igual manera biselar las juntas para proceder a la aplicación de fibra de vidrio y resina.

### **Figura 56**

*Preparación de fisuras*



*Nota.* La imagen muestra la preparación de las fisuras, para lo cual se realizó el respectivo biselado a cada una de las fisuras. Haciendo uso de una amoladora con un disco de desbaste.

#### **3.4.3. Proceso de aplicación de fibra de vidrio y resina epoxi**

Luego de haber realizado la preparación de fisuras, haciendo el biselado respectivo a cada una de las fisuras presentes, se procedió a preparar la resina y la fibra de vidrio. Para realizar la mezcla correcta de la resina epoxi se tomó en cuenta la ficha técnica de la misma, el cual se detalla en el anexo 2.

### **Figura 57**

*Resina Aeropoxy*



*Nota.* En la imagen se muestra la resina que se utilizó para la reparación de las puntas de ala de la aeronave Cessna 182E.

**Figura 58**

*Especificaciones de la resina Aeropoxy PR2032-PH3663*

<b>PRODUCT SPECIFICATIONS</b>			
	<b>PR2032</b>	<b>PH3663</b>	<b>ASTM Method</b>
Color	Amber	Light Amber	Visual
Viscosity, @ 77°F, centipoise	1,650 cps	35 cps	D2392
Specific Gravity, gms./cc	1.15	0.97	D1475
Mix Ratio	100 : 25 By Weight		PTM&W
Pot Life, 4 fl.oz. Mass @ 77°F	90 minutes		D2471

*Nota.* La imagen detalla las especificaciones de la resina Aeropoxy en la que detalla que se debe realizar una mezcla de 100:25 de resina y catalizador respectivamente.

Después de haber realizado el biselado de las fisuras se procedió a recortar pedazos de fibra de vidrio para cubrir las fallas y fisuras, sin importar que estas queden un poco sobresalidas o con excesos de fibra en la superficie. Luego se aplicó una pequeña porción de resina epoxi sobre las fisuras biseladas antes de colocar la fibra de vidrio, después se colocó la fibra de vidrio en cada una de las fisuras y posteriormente se aplicó la resina epoxi sobre la fibra de vidrio en cada una de las fisuras.

**Figura 59**

*Preparación de la fibra de vidrio*



*Nota.* La imagen indica el proceso de recorte de la fibra de vidrio para cubrir las fisuras y fallas que requieren un recubrimiento de fibra de vidrio.

**Figura 60**

*Aplicación de resina epoxi*



*Nota.* La imagen indica el proceso de aplicación de resina epoxi sobre la fibra de vidrio en las áreas fisuradas.

Después de 24 horas de haber realizado la reparación respectiva en cada una de las fisuras, se procedió a eliminar los excedentes de fibra y resina, para lo cual se utilizó una lijadora neumática con lija de grano número 80.

**Figura 61**

*Eliminación de excedentes de resina y fibra de vidrio*



*Nota.* la imagen indica el proceso para eliminar los excesos de resina y fibra de vidrio después de la reparación.

### 3.4.4. Proceso de pintura

Luego de una correcta reparación, se procedió a lijar todo el componente con una lija de grano número 180 y gradualmente haciendo uso de lijas de grano número 240,280,360,400 respectivamente para lograr un acabado lizo y totalmente libre de fallas. Luego se procedió a aplicar una capa de primer de poliuretano y finalmente una capa de pintura.

#### Figura 62

*Proceso de lijado*



*Nota.* La imagen indica el proceso de lijado hasta lograr una superficie lisa y sin imperfecciones.

#### Figura 63

*Aplicación de primer*



*Nota.* La imagen indica el proceso de aplicación de primer sobre la superficie del componente.

**Figura 64**

*Aplicación de pintura*



*Nota.* Finalmente se aplicó una capa de pintura blanca sobre el primer.

**3.4.5. Inspección final**

Luego de haber dejado secar la pintura se procedió a realizar una inspección visual, en el cual no se detectaron agrietamientos ni fallas. Dando como resultado final una reparación estructural de material compuesto totalmente exitosa.

**Figura 65**

*Resultado final*



*Nota.* La imagen muestra el resultado final de la reparación de las puntas de ala de la aeronave Cessna 182E de matrícula HC-CFA.

### 3.5. Documentación técnica generada en la reparación

Para realizar esta reparación se generó una orden de trabajo por parte del departamento de mantenimiento el cual se detalla en el anexo 3, también se pudo haber generado una orden de pedido de materiales, pero la empresa no realiza este procedimiento por políticas internas. Al igual que el informe generado por la junta investigadora de accidentes (JIA).

#### Figura 66

Orden de trabajo



**AEROKASHURCO**  
AEROKASHURCO CIA. LTDA.  
ORDEN DE TRABAJO N.º OMA-004-AGO-2021-CFA

FECHA DE EMISIÓN	MARCA /MODELO TIPO	SERIE	MATRÍCULA o P/N
10-ENERO-2021	CESSNA 182E	18254264	HC-CFA

ITEM	PROGRAM ADA	NO PROGRAM ADA	RH	TRABAJO REQUERIDO
1		X		REALIZAR LAS TAREAS REQUERIDAS EN LA ÓRDEN DE TRABAJO OPE-004-AGO-2020-CFA

DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO REALIZADO

REGISTRO DE HORAS			
TACHE:	AVIÓN	MOTOR	HÉLICE
458.1	13871.3	458.1	458.1

VER CARTILLA 3 ADJUNTA:

- Se realiza las tareas descritas (Tareas (ojos)) contenidas en el manual de mantenimiento de la aeronave, sección 19, página 19-36
- Se sigue las instrucciones descritas en el documento SK182-12 recomendadas por el manual de mantenimiento de la aeronave.

CERTIFICADO DE CONFORMIDAD DE MANTENIMIENTO (CCM)

Certifico que las puntas de ala de la aeronave han sido reparadas de acuerdo al procedimiento del manual de servicio PIN: D138-1-13 Sección 19, Rev. 9 del 1 de agosto de 2019, y el documento SK182-12 emitido por el fabricante de la aeronave, Y se certifica que los trabajos de mantenimiento efectuados han sido completados de manera satisfactoria y según datos aceptables y aprobados, determinándose que la aeronave se encuentra en condición adecuada.

FIN

*Nota.* La imagen muestra la orden de trabajo generada por el departamento de mantenimiento de la empresa de taxi aéreo Aerocashurco cia.Ltda.

## 4. Conclusiones y recomendaciones

### 4.1. Conclusiones

- ❖ Con la ejecución del presente proyecto puedo concluir que la resina epoxi como matriz para realizar una reparación con fibra de vidrio como refuerzo es el más recomendado por el fabricante de la aeronave por sus características de resistencia y durabilidad, al igual que las recomendaciones y procedimientos que indica el documento SK182-12 emitido por el fabricante de la aeronave.
- ❖ De igual manera puedo concluir que al momento de realizar una inspección visual de daños o fallas se debe realizar anticipadamente una limpieza general del área o superficie que va ser inspeccionada, de tal manera que al momento de realizar la inspección el resultado es más preciso.
- ❖ El proceso de reparación de materiales compuestos de fibra de vidrio consiste en 3 etapas; la preparación del material y la superficie a reparar, la aplicación del refuerzo conjuntamente con la matriz y la eliminación de excesos de la resina y la fibra de vidrio. Y finalmente el proceso de aplicación de pintura.

#### **4.2. Recomendaciones**

- ❖ se recomienda fomentar de manera practica el uso de materiales compuestos a los estudiantes, con el objetivo de que cada uno de los estudiantes este capacitado para realizar una reparación de un material compuesto.
- ❖ También se recomienda la implementación de moldes de componentes de materiales compuestos para fabricar componentes o a su vez que sirvan como base para una reparación.
- ❖ También es recomendable establecer un área específica para hacer uso de materiales compuestos, al igual que hacer uso de los equipos de protección personal.

## 5. Bibliografía

- "AEROK", A. (08 de junio de 2021). *FacebookK*. Recuperado el 04 de julio de 2021, de facebook: <https://www.facebook.com/aerokashurco/photos/4049001775188947>
- Aeroexpo. (s.f.). *Aeroexpo*.
- Airliners. (19 de 08 de 2003). *Airliners*. Recuperado el 09 de Octubre de 2019, de <https://www.airliners.net/aircraft-data/hawker-siddeley-hs-125-123400600/242>
- ARENAS, J. M. (s.f.). *INGENIERÍA Y ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS*. Recuperado el 21 de 11 de 2020, de INGENIERÍA Y ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS: <https://www.josemiguelatehortua.com/practicas-estandar/tips-criterios-de-inspecci%C3%B3n/>
- AVIA.PRO. (09 de 07 de 2015). *AVIA.PRO*. (DESCONOCIDO, Editor) Recuperado el 29 de 06 de 2021, de AVIA.PRO: <https://avia-es.com/blog/cessna-182-skylane-harakteristiki-modifikacii-foto>
- Aviones de Línea-Revista de Aviación. (11 de Septiembre de 2014). *Aviones de Línea*. Recuperado el 2019 de Noviembre de 18, de <http://avionesdelinea.blogspot.com/2014/09/el-articulo-del-mes-el-tren-de.html>
- Cumulonimbo, O. d. (08 de Junio de 2019). *Great Bustard's Flight*. Obtenido de <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/05/el-brazo-articulado-en-l-del-tren.html>
- David, C. (05 de junio de 2020). *Repositorio.espe.edu.ec*. Recuperado el 30 de junio de 2021, de repositorio.espe.edu.ec: <http://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/21000/724/1/T-ESPE-012485.pdf>
- EASBARCELONA. (09 de FEBRERO de 2021). Recuperado el 04 de JULIO de 2021, de EASBARCELONA: <https://easbcn.com/sabes-que-son-los-winglets/>

- Elkan, M. (15 de OCTUBRE de 2017). *101 TEMAS CURIOSOS*. Recuperado el 03 de AGOSTO de 2021, de 101 TEMAS CURIOSOS:  
<http://101temascuriosos.blogspot.com/2017/10/aviones-modelos-y-como-fucionan-parte-23.html>
- Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook- Airframe Vol. 2*. USA: FAA. Recuperado el 29 de Octubre de 2019
- Flyer1. (05 de Julio de 2007). *Airplane Pictures*. Recuperado el 06 de Junio de 2020, de <https://www.airplane-pictures.net/photo/156661/g-fknh-private-piper-pa-15-vagabond/>
- Global Jet Aviation. (s.f.). *Global Jet Aviation*. Recuperado el 01 de 03 de 2020, de <https://www.globaljetaviation.com.ar/es/blog/volar-mas-mantenimiento-de-aeronaves>
- Golpe, A. (2013). *AMILARG*. Recuperado el 09 de Febrero de 2020, de <http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>
- Hawker Beechcraft Corporation. (Junio 2012). *Aircraft Maintenance Schedule*. Wichita, Kansas: Hawker Beechcraft Corporation. Recuperado el 15 de Septiembre de 2020
- IK4-TEKNIKER. (2015). Recuperado el 09 de Febrero de 2020, de <https://www.tekniker.es/es/seleccion-de-materiales-y-recubrimientos-para-juntas-y-ejes-del-tren-de-aterizaje-de-aviones>
- ITAèrea. (s.f.). *ITAèrea*. Recuperado el 15 de 02 de 2020, de <https://www.itaerea.es/mantenimiento-aeronautico>
- Navarro, M. A. (s.f.). *Manual de vuelo*. Recuperado el 29 de 06 de 2021, de Manual de vuelo: [https://www.manualvuelo.es/1pbav/15\\_supma.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/15_supma.html)
- Ni el cielo es el límite*. (28 de Junio de 2017). Recuperado el 06 de Marzo de 2020, de <https://nielcieloesellimiteaviacion.wordpress.com/2017/06/28/curso-de-piloto-privado-pa11-o-c150/>

Nieto, M. (03 de mayo de 2018). Nazza. Recuperado el 30 de junio de 2021, de nazza:

[https://www.nazza.es/blog/8\\_Usos-resina-poliester.html#que%20es%20la%20resina%20de%20poliester](https://www.nazza.es/blog/8_Usos-resina-poliester.html#que%20es%20la%20resina%20de%20poliester)

Niu, M. C. (1992). *COMPOSITE AIRFRAME STRUCTURES*. CALIFORNIA U.S.A.: HONG CONG. Recuperado el 03 de AGOSTO de 2021

*ovejero noticias*. (27 de julio de 2017). Recuperado el 04 de julio de 2021, de ovejero noticias: <https://www.ovejeronoticias.cl/2017/07/abren-convocatoria-a-taller-de-capacitacion-en-fibra-de-vidrio-en-punta-arenas/>

PARSONS, T. (26 de 06 de 2020). *HISPAVIACION*. Recuperado el 20 de 10 de 2021, de HISPAVIACION: <https://www.hispaviacion.es/el-software-mro-de-fingermind-que-permite-facil-acceso-a-toda-la-informacion-para-el-mantenimiento-aeronautico/>

*Pintulac*. (s.f.). Recuperado el 04 de julio de 2021, de pintulac:

<https://www.pintulac.com.ec/traje-proteccion-antifluidos-reutilizable-talla-l>

Quiminet. (07 de Diciembre de 2011). *Quiminet*. Recuperado el 17 de Enero de 2020, de

<https://www.quiminet.com/articulos/gato-hidraulico-funcionamiento-y-tipos-2650085.htm>

Raytheon Aircraft. (2003). *Aircraft Maintenance Manual DH 125 Series 400A*. USA:

Raytheon Aircraft Company 2003. Recuperado el 2019 de Noviembre de 26

Reséndiz, S. J. (17 de Marzo de 2016). *SlideShare*. Recuperado el 19 de Diciembre de 2019, de <https://es.slideshare.net/SemeyJimenaJimenezRes/gatos-hidraulicos-59656894>

# Anexos