



**UNIVERSIDAD TÉCNICA AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**TRABAJO EXPERIMENTAL PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
INGENIERO MECÁNICO**

**TEMA:**

---

**“ANÁLISIS DE LA RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PUNTA DE ALA  
WING TIP-FAIRING ASSY LUEGO DE SER REPARADA CON  
MATERIALES ALTERNATIVOS.”**

---

**Autor:** Jonathan Wladimir Montero Tobanda

**Tutor:** Ing. Mg. César Hernán Arroba Arroba

**AMBATO - ECUADOR**

**Septiembre – 2021**

## **CERTIFICACIÓN**

En mi calidad de Tutor del Trabajo Experimental, previo a la obtención del Título de Ingeniero Mecánico, con el tema “**ANÁLISIS DE LA RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PUNTA DE ALA WING TIP-FAIRING ASSY LUEGO DE SER REPARADA CON MATERIALES ALTERNATIVOS**”, elaborado por el señor Jonathan Wladimir Montero Tobanda, portador de la cédula de ciudadanía: C.I. 1600587461 estudiante de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

### **CERTIFICO:**

- Que el presente Trabajo Experimental es original de su autor
- Ha sido revisado cada uno de sus capítulos componentes
- Esta concluido en su totalidad

Ambato, Septiembre 2021

-----  
**Ing. Mg. César Hernán Arroba Arroba**

**TUTOR**

## **AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN**

Yo, **Jonathan Wladimir Montero Tobanda** con C.I. 1600587461 declaro que todas las actividades y contenidos expuestos en el presente trabajo experimental con el tema **“ANÁLISIS DE LA RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PUNTA DE ALA WING TIP-FAIRING ASSY LUEGO DE SER REPARADA CON MATERIALES ALTERNATIVOS”**, así como también los análisis estadísticos, gráficos, conclusiones y recomendaciones son de mi exclusiva responsabilidad como autor del proyecto, a excepción de las referencias bibliográficas citadas en el mismo.

Ambato, Septiembre 2021



---

**Jonathan Wladimir Montero Tobanda**  
**C.I: 1600587461**  
**AUTOR**

## **DERECHOS DE AUTOR**

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que haga de este Trabajo Experimental o parte de él, un documento disponible para su lectura, consulta y procesos de investigación, según las normas de la Institución.

Cedo los Derechos en línea patrimoniales de mi Trabajo Experimental, con fines de difusión pública, además apruebo la reproducción de este documento dentro de las regulaciones de la Universidad, siempre y cuando esta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, Septiembre 2021



---

**Jonathan Wladimir Montero Tobanda**

**C.I: 1600587461**

**AUTOR**

## **APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO**

Los miembros del Tribunal de Grado aprueban el informe del Trabajo Experimental, realizado por el estudiante Jonathan Wladimir Montero Tobanda de la Carrera de Ingeniería Mecánica bajo el tema: **“ANÁLISIS DE LA RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PUNTA DE ALA WING TIP-FAIRING ASSY LUEGO DE SER REPARADA CON MATERIALES ALTERNATIVOS”**.

Ambato, Septiembre 2021

Para constancia firman:

---

**Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas**

**Miembro Calificador**

---

**Ing. Mg. Wilson Henry Vaca Ortega**

**Miembro Calificador**

## DEDICATORIA

*Agradezco en primer lugar a Dios y a mi familia por darme la oportunidad de formarme como un profesional ya que cada día me han brindado la fuerza y el apoyo necesarios para no rendirme ante ninguna dificultad.*

*Agradezco de manera infinita a mi padre por todo su apoyo incondicional durante este largo camino que he tomado, a mi madre por sus consejos, su ejemplo, y a ambos por apoyarme en el cumplimiento de este mi más grande y anhelado sueño, por su cariño y paciencia y por siempre confiar en mis decisiones. Dios me los bendiga siempre y me los cuide.*

*A mis hermanos y familia en general quienes de igual manera me supieron apoyar y motivar para poder cumplir con esta meta.*

*A mi tutor el Ingeniero, Mg César Arroba quien me ha brindado la oportunidad de compartir sus conocimientos tanto como docente, y como tutor en el desarrollo de este proyecto, mi más sincera gratitud por su tiempo, paciencia y experiencia. Dios lo bendiga siempre.*

*A los Ingenieros Henry Vaca y Juan Paredes por formar parte de este proyecto de investigación. Y de igual forma mis más sinceros agradecimientos a la Universidad Técnica de Ambato, especialmente la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica y a sus académicos quienes me han ayudado a encaminarme como un buen profesional.*

*Al centro de investigación y desarrollo de la FAE por darme la apertura de sus laboratorios y compartirme sus conocimientos en el ámbito de aplicación aeroespacial de materiales compuestos.*

*Finalmente agradezco a mis compañeros y amigos, los cuales siempre han sido un apoyo y un ejemplo a lo larga de esta hermosa etapa de mi vida. De manera especial a Hugo Palacios un gran amigo que sin duda ha sido pieza fundamental en este proyecto.*

*Jonathian Montero*

## AGRADECIMIENTO

*Este trabajo se lo dedico a Dios y a la Santísima Virgen por brindarme las fuerzas para continuar luchando cuando lo necesite y darme valor para hacer las cosas bien.*

*A mis amados padres Wladimir Montero y Claudia Chiffa, y a mis hermanos Gisela Freire y Edwin Gómez por haberme inculcado el valor del estudio y el respeto. Esta carrera se los dedico a todos ustedes porque este triunfo también les pertenece, ya que todos compartimos cada una de las dificultades durante esta etapa de mi vida, pero hemos salido adelante y me faltaría la vida para poder agradecerles todo lo que han hecho por mí.*

*A mis tíos, primos y sobrinos, quienes también me supieron brindar todo su cariño y motivación para lograr este propósito.*

*También dedico este proyecto a mis tres personas favoritas que me cuidan desde el cielo Karina, Anita y Mamita Zoila las extrañamos.*

*Jonathan Montero*

## ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO

|                                                                                 |             |
|---------------------------------------------------------------------------------|-------------|
| <b>CERTIFICACIÓN.....</b>                                                       | <b>ii</b>   |
| <b>AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN.....</b>                                         | <b>iii</b>  |
| <b>DERECHOS DE AUTOR .....</b>                                                  | <b>iv</b>   |
| <b>APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO.....</b>                                    | <b>v</b>    |
| <b>DEDICATORIA .....</b>                                                        | <b>vi</b>   |
| <b>AGRADECIMIENTO .....</b>                                                     | <b>vii</b>  |
| <b>ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDO .....</b>                                        | <b>viii</b> |
| <b>RESUMEN.....</b>                                                             | <b>xv</b>   |
| <b>ABSTRACT.....</b>                                                            | <b>xvi</b>  |
| <b>CAPITULO I. MARCO TEÓRICO.....</b>                                           | <b>1</b>    |
| <b>1.1. ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS.....</b>                                    | <b>1</b>    |
| <b>1.2. FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA.....</b>                                         | <b>6</b>    |
| 1.2.1. Embraer EMB 314 Súper Tucano. ....                                       | 6           |
| 1.2.2. Aerodinámica. ....                                                       | 7           |
| 1.2.3. Wing Tip. ....                                                           | 8           |
| 1.2.3.1. Características de un dispositivo Wing Tip.....                        | 8           |
| 1.2.4. Perfil aerodinámico. ....                                                | 10          |
| 1.2.5. Perfil asimétrico. ....                                                  | 10          |
| 1.2.6. Perfiles aerodinámicos NACA (Comité Asesor Nacional de Aeronáutica)..... | 10          |
| 1.2.7. Cargas que interviene en una aeronave durante el vuelo. ....             | 11          |
| 1.2.8. Materiales alternativos. ....                                            | 11          |
| 1.2.9. Materiales compuestos. ....                                              | 12          |
| 1.2.9.1. Compuestos reforzados con fibras. ....                                 | 13          |
| 1.2.9.2. Fibra de vidrio. ....                                                  | 14          |
| 1.2.9.3. Fibra de Carbono.....                                                  | 14          |
| 1.2.9.4. Kevlar (para-aramida). ....                                            | 15          |



|                                                                 |    |
|-----------------------------------------------------------------|----|
| 1.2.10. Propiedades de las matrices.....                        | 15 |
| 1.2.10.1.Matrices poliméricas.....                              | 15 |
| 1.2.10.2.Resinas termofijas.....                                | 16 |
| 1.2.10.3.Resina Poliéster.....                                  | 16 |
| 1.2.10.4.Resina Epóxica.....                                    | 16 |
| 1.2.10.5.Resinas termoplásticas.....                            | 17 |
| 1.2.10.6.Ciclo de polimerización o curado.....                  | 17 |
| 1.2.10.7.Mek Peróxido.....                                      | 18 |
| 1.2.10.8.Materiales compuestos estructurales.....               | 18 |
| 1.2.11. Moldes.....                                             | 18 |
| 1.2.12. Proceso de fabricacion de materiales compuestos.....    | 19 |
| 1.2.12.1.Moldeo por bolsa de vacio.....                         | 19 |
| 1.2.12.2.Bomba de vacio.....                                    | 20 |
| 1.2.13. Regla de mezclas en materiales compuestos.....          | 21 |
| 1.2.14. Rotura de laminados.....                                | 22 |
| Criterio de la máxima tensión.....                              | 23 |
| Criterio de la máxima deformación:.....                         | 23 |
| Criterios de fallas polinomiales:.....                          | 23 |
| 1.2.15. Ensayos destructivos para materiales compuestos.....    | 23 |
| 1.2.15.1.Ensayo de flexión en tres puntos.....                  | 24 |
| 1.2.16. Ensayos no destructivos para materiales compuestos..... | 24 |
| 1.2.16.1.Técnica de inspección visual.....                      | 26 |
| 1.2.16.2.Técnica del golpeo.....                                | 26 |
| 1.2.16.3.Inspección por ultrasonido.....                        | 27 |
| 1.2.16.4.Emision acústica.....                                  | 27 |
| 1.2.16.5.Inspección por Radiografía-X.....                      | 28 |
| 1.2.16.6.Termografía.....                                       | 28 |

|                                                                                   |           |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 1.2.17. Reparación de materiales compuestos. ....                                 | 28        |
| 1.2.17.1.Inspección de estructuras compuestas. ....                               | 30        |
| 1.2.17.2.Diferencia entre reparaciones de estructuras metálicas y compuestas..... | 30        |
| 1.2.17.3.Diseño de reparaciones. ....                                             | 31        |
| 1.2.17.4.Propagación de grietas. ....                                             | 31        |
| 1.2.17.5.Reparación sin parches. ....                                             | 32        |
| 1.2.17.6.Reparación con parches. ....                                             | 32        |
| 1.2.17.7.Reparación para daños de una superficie y núcleo. ....                   | 33        |
| 1.2.17.8.Reparación para estructuras laminares.....                               | 34        |
| 1.2.17.9.Reparación con parches escalonados. ....                                 | 36        |
| <b>1.3. OBJETIVOS.....</b>                                                        | <b>41</b> |
| 1.3.1. Objetivo General. ....                                                     | 41        |
| 1.3.2. Objetivos Específicos.....                                                 | 41        |
| <b>CAPITULO II. METODOLOGÍA .....</b>                                             | <b>42</b> |
| <b>2.1. MATERIALES Y EQUIPOS.....</b>                                             | <b>42</b> |
| 2.1.1. Resina epóxica.....                                                        | 44        |
| 2.1.2. Fibra de vidrio. ....                                                      | 45        |
| 2.1.3. Fibra de carbono.....                                                      | 46        |
| 2.1.4. Fibra Aramida. ....                                                        | 46        |
| <b>2.2. METODOS. ....</b>                                                         | <b>47</b> |
| 2.2.1. Nivel o Tipo de investigación. ....                                        | 47        |
| 2.2.2. Plan de recolección de información. ....                                   | 48        |
| 2.2.3. Recolección de la información preliminar. ....                             | 48        |
| 2.2.3.1. Inspección visual.....                                                   | 48        |
| 2.2.3.2. Reparación de componentes fabricados con materiales alternativos. ....   | 56        |
| 2.2.3.3. Procedimiento para ensayo de flexión en 3 puntos. ....                   | 70        |
| <b>CAPITULO III. RESULTADO Y DISCUSIONES.....</b>                                 | <b>71</b> |

|                                                                                                                              |           |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>3.1. ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE LOS RESULTADOS.....</b>                                                                 | <b>71</b> |
| 3.1.1. Fichas de reporte de los ensayos de flexión de 3 puntos de los componentes en estado servible. ....                   | 71        |
| 3.1.2. Fichas de reporte de los ensayos de flexión de 3 puntos de los componentes sometidos a un proceso de reparación. .... | 76        |
| <b>3.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS.....</b>                                                                                      | <b>81</b> |
| <b>CAPITULO IV. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....</b>                                                                     | <b>86</b> |
| <b>4.1. CONCLUSIONES.....</b>                                                                                                | <b>86</b> |
| <b>4.2. RECOMENDACIONES.....</b>                                                                                             | <b>87</b> |
| <b>Referencias.....</b>                                                                                                      | <b>89</b> |
| <b>Anexos. ....</b>                                                                                                          | <b>95</b> |

## ÍNDICE DE FIGURAS

|                                                                                        |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Figura 1.</b> Diferentes Tipos de Winglets. ....                                    | 9  |
| <b>Figura 2.</b> Perfil aerodinámico NACA 2412. ....                                   | 11 |
| <b>Figura 3.</b> Fuerzas que intervienen en el vuelo. ....                             | 11 |
| <b>Figura 4.</b> Clasificación de materiales compuestos. ....                          | 12 |
| <b>Figura 5.</b> Configuración de capas en compuestos estructurales.....               | 18 |
| <b>Figura 6.</b> Método de moldeo por bolsa de vacío.....                              | 20 |
| <b>Figura 7.</b> Esquemización del ensayo de flexión en tres puntos. ....              | 24 |
| <b>Figura 8.</b> Esquema de inspección visual. ....                                    | 26 |
| <b>Figura 9.</b> Test de golpe con moneda. ....                                        | 27 |
| <b>Figura 10.</b> Esquema del proceso de reparación para materiales compuestos. ....   | 30 |
| <b>Figura 11.</b> Reparación mediante adhesivo con parche a nivel y escalonados.....   | 33 |
| <b>Figura 12.</b> Reparación en socavado con parche superpuesto. ....                  | 34 |
| <b>Figura 13.</b> Reparación en corte escalonado con remplazo de material dañado. .... | 35 |

|                                                                                                              |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Figura 14.</b> Variación en la reparación de corte escalonado con capas alternadas. ....                  | 35 |
| <b>Figura 15.</b> Corte escalonado en ambas direcciones para laminados gruesos.....                          | 36 |
| <b>Figura 16.</b> Ejemplo del tamaño total de una reparación con falla de 3 pulgadas. ....                   | 39 |
| <b>Figura 17.</b> Dimensión de los parches de reemplazo para el corte escalonado. ....                       | 40 |
| <b>Figura 18.</b> Resina de alto desempeño AEROPOXY PR2032.....                                              | 45 |
| <b>Figura 19.</b> Fibra de vidrio marca HEXCEL.....                                                          | 46 |
| <b>Figura 20.</b> Fibra de carbono. ....                                                                     | 46 |
| <b>Figura 21.</b> Fibra aramida.....                                                                         | 46 |
| <b>Figura 22.</b> Iluminación con lámpara de las zonas a inspeccionar.....                                   | 50 |
| <b>Figura 23.</b> Laboratorios de materiales compuestos de la CIDFAE. ....                                   | 50 |
| <b>Figura 24.</b> Remoción de impurezas superficiales de los componentes wingtip.....                        | 51 |
| <b>Figura 25.</b> Componente Wing Tip. ....                                                                  | 56 |
| <b>Figura 26.</b> Esquema de desmontaje del componente Wing Tip.....                                         | 59 |
| <b>Figura 27.</b> Área a laminar. ....                                                                       | 60 |
| <b>Figura 28.</b> Esquema de sellado al vacío.....                                                           | 61 |
| <b>Figura 29.</b> Longitud mínima de escalonado.....                                                         | 62 |
| <b>Figura 30.</b> Apilado de las capas del material alternativo y la malla de cobre.....                     | 65 |
| <b>Figura 31.</b> Proceso de bolsa de vacío para la reparación con parches escalonados. ....                 | 65 |
| <b>Figura 32.</b> Instalación de topes en las piezas reparadas previo al ensayo de flexión de 3 puntos. .... | 70 |
| <b>Figura 33.</b> Ensayo de flexión de 3 puntos de los componentes Wing Tip-Fairing Assy reparados. ....     | 70 |
| <b>Figura 34.</b> Desviación estándar de la carga máxima.....                                                | 81 |
| <b>Figura 35.</b> Desviación estándar del esfuerzo máximo de flexión. ....                                   | 82 |
| <b>Figura 36.</b> Deformación unitaria.....                                                                  | 84 |

## ÍNDICE DE TABLAS

|                                                                                                                    |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Tabla 1.</b> Especificaciones Técnicas del Embraer EMB 314 Super Tucano. ....                                   | 6  |
| <b>Tabla 2.</b> Características de la fibra de vidrio.....                                                         | 14 |
| <b>Tabla 3.</b> Características de la fibra de carbono. ....                                                       | 14 |
| <b>Tabla 4.</b> Características de la fibra de Kevlar. ....                                                        | 15 |
| <b>Tabla 5.</b> Características de la resina Poliéster. ....                                                       | 16 |
| <b>Tabla 6.</b> Características de la resina epóxica.....                                                          | 17 |
| <b>Tabla 7.</b> Bomba de vacío VIOT. ....                                                                          | 21 |
| <b>Tabla 8.</b> Defectos en fabricación.....                                                                       | 25 |
| <b>Tabla 9.</b> Defectos producidos bajo condiciones de servicio. ....                                             | 25 |
| <b>Tabla 10.</b> Clasificación de daños según la Autoridad Federal de Aviación Alemana (Luftfahrt-Bundesamt). .... | 37 |
| <b>Tabla 11.</b> Descripción de materiales y equipos utilizados. ....                                              | 42 |
| <b>Tabla 12.</b> Componentes alares que serán sometidos a inspección visual.....                                   | 49 |
| <b>Tabla 13.</b> Características del daño superficial de los componentes Wing Tip.....                             | 52 |
| <b>Tabla 14.</b> Resultados del ensayo por Inspección visual. ....                                                 | 53 |
| <b>Tabla 15.</b> Materiales usados para la reparación de componentes Wing TIP.....                                 | 58 |
| <b>Tabla 16.</b> Longitud de las zonas a reparar.....                                                              | 59 |
| <b>Tabla 17.</b> Orden de orientación de las fibras de carbono. ....                                               | 61 |
| <b>Tabla 18.</b> Forma del área de desbaste. ....                                                                  | 63 |
| <b>Tabla 19.</b> Orientación del material de los parches de reparación.....                                        | 64 |
| <b>Tabla 20.</b> Acabados superficiales de los componentes. ....                                                   | 66 |
| <b>Tabla 21.</b> Fichas técnicas del proceso de reparación para los componentes Wing Tip–Fairing Assy. ....        | 67 |
| <b>Tabla 22.</b> Fichas reporte del ensayo a flexión en 3 puntos. ....                                             | 71 |

**Tabla 23.** Fichas reporte del ensayo a flexión en 3 puntos sobre los componentes Wing Tip-Fairing Assy reparados..... 76

## RESUMEN

Para esta investigación se inició con la evaluación de daños por inspección visual de todos los componentes Wing Tip Fairing Assy, tomando en consideración los criterios de análisis de los códigos para la inspección y reparación de aeronaves se emiten los reportes de inspección visual donde se detallan cada una de las indicaciones detectadas en las superficies aerodinámicas. Los materiales empleados en la reparación siguen la configuración del laminado de los componentes originales; malla de cobre, fibra de carbono, kevlar y fibra de vidrio, además de una matriz de resina epóxica de la marca AEROPOXY. Para la fundamentación del proceso de restauración nos basamos en las recomendaciones emitidas por los manuales de mantenimiento del fabricante, específicamente en los parámetros de desbaste en escalonado y conformado al vacío de los parches de reparación.

El estudio de la resistencia mecánica de los componentes reparados, se logró con la aplicación del ensayo a flexión en tres puntos conforme la norma NTE INEN 2047, con el que incluso se pudo establecer los valores de resistencia a la tensión, módulo de elasticidad y porcentaje de elongación de los materiales compuestos. Los resultados obtenidos fueron evaluados y analizados en base a los parámetros de aeronavegabilidad de la FAA e investigaciones previas, siendo estas las referencias que validan el procedimiento de reparación sobre los componentes Wing Tip Fairing Assy compuestos de materiales alternativos. Se define entonces que el proceso de reparación por parches escalonados en configuración ovalada y conformado al vacío, es un método muy efectivo en la restauración de superficies de vuelo.

**Palabras clave:** Wing Tip, Aerodinámica, Aeronavegabilidad, Resistencia Mecánica, Escalonado, Conformado, NTE INEN 2047, FAA.

## ABSTRACT

This investigation began with an evaluation of damage by visual inspection of all Wing Tip Fairing Assy components. It was necessary to consider the analysis of the codes for the inspection and reparation of aircrafts. For this, visual inspection reports were issued detailing each of the indications detected on the aerodynamic surfaces. Besides, the materials used in the reparation process follow the laminate configuration of the original components; copper, carbon fiber, kevlar, and fiberglass mesh, as well as a matrix of epoxy resin from the AEROPOXY brand. Furthermore, for the foundation of the restoration process, we based on the recommendation given by the manufacturer's maintenance manuals, specifically in the parameters of step roughing, and conformed to the vacuum of the repair patches.

The study of mechanical resistance of the repaired components was achieved with the application of the reflection essay in three points according to the NTE INEN 2047 standard. In addition, it helped to establish the tensile strength values, elasticity modulus, and the percentage elongation of composite materials. The results obtained were evaluated and analyzed based on FAA airworthiness parameters and previous research, these being the references that validate the repair procedure on Wing Tip Fairing Assy composed of alternative materials. Then, the repair process defined by staggered patches in an oval and vacuum shaped configuration is an effective method in the restoration of flight surfaces.

**Keywords:** Wing Tip, Aerodynamics, Airworthiness, Mechanical resistance, Staggered, Conformed, NTE INEN 2047, FAA.



## **CAPITULO I. MARCO TEÓRICO**

### **1.1. ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS.**

El CIDFAE centra sus estudios e investigaciones en las áreas de aerodinámica, estructuras y materiales compuestos, enfocándose principalmente en obtener soluciones Técnico–Operacionales a la flota de aeronaves de la FAE [1].

Actualmente los fabricantes de aeronaves, orientan el diseños a la mejora de la eficiencia y rendimiento de sus equipos, una de estas alternativas es la implementación de los WING TIP (Punta alar), logrando disminuir radicalmente el efecto de la turbulencia (vórtice o estela) sobre el ala. Los componentes fabricados con materiales compuestos y utilizados en aeronaves son componentes con baja densidad, alta resistencia a los efectos de la corrosión, excelentes propiedades mecánicas, sin duda son capaces de soportar grandes cargas de diseño [2], estos materiales compuestos son un gran aporte para la industria aeroespacial, Airbus SE ha sido una de las empresas pioneros durante más de 30 años en el uso de materiales compuestos en sus jets comerciales [3], El remplazo de un componente normalmente manufacturado en acero por uno de materiales compuestos, implica la reducción no solo de un 60-80 % en peso, sino también de un 20-50% en componentes de aluminio [4], Fue durante la segunda guerra mundial que se dieron los primeros ensayos reales con este tipo de materiales, Alemania experimentó con estos componentes en sus aviones de combate ubicados en la punta de las semi alas [5].

Según el estudio desarrollado bajo el nombre de “Sistemas de Reducción de Resistencia Inducida de Punta de Ala”, el investigador Llarena Espinoza Pelayo centra su trabajo en como el uso de Wingtip ayuda a la reducción de la resistencia inducida e incrementa el desempeño por consumo de combustible. Para el desarrollo de la investigación se tomó como referencia el ala de un Airbus A-320 modelado en solidworks, y cuya simulación se lo practico en el módulo CFX de Ansys, los parámetros que se tomaron en cuenta fueron; altura y velocidad de crucero de 10000-11000 m a 830 Km/h (Parámetros utilizados para definir el comportamiento del flujo de aire). Bajo estas condiciones se

determinó que el uso de este tipo de componentes, reducen la fuerza de resistencia, ayudan a la sustentación y mejoran la aerodinámica y la eficiencia del combustible [6].

En la Politécnica de Cataluña se desarrolló el tema de “Estudio aerodinámico de un dispositivo de aleta de punta alar o winglet” por el señor Pablo Guillen Lázaro, mediante el programa de simulación Ansys Workbench se analizó la variación de la resistencia aerodinámica del perfil del ala con y sin winglet, además de las ventajas que representa su instalación. Bajo un ángulo de ataque de 6 grados y en condiciones operacionales se logra reducir la resistencia y mejorar su sustentación, en condiciones de pérdida o límite no se obtienen buenos resultados en la mejora de la resistencia o la sustentación, ya que las fuerzas de resistencia no disminuyen al acercarse al winglet. Se puede concluir que un ala que emplea el winglet mejora sus características tanto en la resistencia al avance como bajo la fuerza de sustentación, al reducir el efecto torbellino en la punta del ala generando así menos resistencia inducida [7].

El Instituto Politécnico Nacional de la ciudad de Mexico presenta el tema “Análisis Numérico de Propuesta de Winglet en Avioneta Comercial”, trabajo de posgrado del Ingeniero Luis Fernando Hermosillo Carrillo el cual tiene como objetivo el estudio del efecto sobre el semi-ala de la implementación de un winglet, para el desarrollo de la simulación se trabajó bajo los siguientes parámetros, avioneta Baron G58 con una velocidad de crucero de 374 km/h - 413 km/h (límite), rango máximo 2741 km y un techo de servicio de 6306 m. La aplicación del winglet en las semi-alas desarrollo efectos positivos sobre la aerodinámica de la avioneta, disminución de la fuerza de arrastre, aprovechamiento de la energía del vórtice en energía de sustentación (energía para levantar el avión) y un aumento significativo de la estabilidad lateral de la avioneta, sin alterar en si la estructura de fábrica [8].

En 2016 Juste Ruiz elabora una notable investigación por parte de la uc3m, respecto al “Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas” teniendo como objetivo el diseño bajo condiciones de vuelo del cajón estructural de un ala, los pesos del ala, combustible y el motor generan fuerzas que afectan a la naturaleza de la sustentación. El proyecto analiza la estructura en forma de cajón del ala como una viga en voladizo. Las

condiciones o parámetros tomados en cuenta para el diseño del proyecto fueron, datos referenciales del ala de un Airbus A320, criterio de fallo de los materiales empleados, la geometría fue diseñada en el software Solid Edge, y para el análisis y validación de resultados se empleó Abaqus. Al comparar tanto modelos en aluminio como modelos en materiales compuestos, si se reduce el espesor del aluminio las tensiones aumentan, en cambio los materiales compuestos bajo las mismas condiciones de trabajo y espesores resultaron ser más eficientes. Al trabajar con materiales compuestos no solo se debe tomar en cuenta el espesor del material también la dirección de las fibras, las fibras sometidas a flexión deben estar a  $0^\circ$  (fibras en los revestimientos) y las sometidas a cortante a  $45^\circ$  (largueros y costillas), en conclusión la fibra de carbono a diferencia del aluminio 7178-T6 brinda una estructura de menor peso, más resistente bajo las mismas cargas pero a un costo más elevado [9].

En el Instituto Politécnico Nacional de la ciudad de México, el Sr. Isay López Luqueño desarrollo la investigación sobre “Optimización con materiales compuestos de la estructura de un ala”, para el análisis se empleó dos materiales, aluminio y fibra de Kevlar con resina epóxica, los resultados fueron favorables para el ala de fibra de Kevlar, con un módulo de Young mayor que el del aluminio, límites elásticos 490-1500 MPa para el material compuesto y 324 MPa para el Aluminio. Se logró mejorar la integridad estructural y el factor de seguridad al reducir el peso con los materiales compuestos, aumentando así la carga útil de la aeronave. A pesar del elevado costo de fabricar un ala en su totalidad de material compuesto su rentabilidad se ve reflejada en la capacidad de carga útil de la aeronave [10].

En 2017 el CIDESI de la ciudad de Santiago de Querétaro, presenta el tema “Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave” proyecto de posgrado desarrollado por el Ing. Víctor Alfonso Gómez, en donde se establece procedimientos de manufactura y reparación de materiales compuestos empleados en aeronaves. Muchas aerolíneas no cuentan con estos procesos ya que se encuentran estandarizados por sus fabricantes y demandan de infraestructura costosa y sofisticada, la reparación de componentes aeronáuticos fabricados de este tipo de materiales se los realiza por medio de una pre-inspección no destructiva (tintas

penetrantes, inspección visual, ultrasonido, golpeteo, etc.) para establecer el grado de daño y proceder a la selección del proceso de reparación. Se determinó mediante el análisis de resultados, que las mejores propiedades mecánicas se obtuvieron de las técnicas de manufactura de moldeo por transferencia de resina (RTM) y autoclave, también se estableció que los procesos de reparación mejoran cuanto mayor sea el curado, resultando en una elevada temperatura de transición vítrea y mejorando así la adhesión y la resistencia que tendrá el componente [11].

La Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica del Instituto Politécnico Nacional de la ciudad de México, desarrolló el tema de “Análisis de esfuerzos para el diseño preliminar de un registro de inspección en el ala de la aeronave STELA-M1 fabricada en materiales compuestos”, trabajo de titulación del Señor Alberto Morales Hernández en donde se busca la modificación de las alas de la aeronave para implementar un registro de inspección o panel de acceso, estas modificaciones producen discontinuidades en la piel, atiesadores, costillas y sobre el marco del registro, modificando y redistribuyendo las cargas en la proximidad del mismo. Por lo que se requiere una reparación que garantice la integridad estructural sin poner en riesgo la disminución de la carga útil de la aeronave. Los resultados demuestran que la zona más crítica se encuentra en las discontinuidades del material denominado como espuma, con un valor máximo de esfuerzos de 53.5 MPa muy por debajo del valor de resistencia de los materiales empleados, esto se debe a la ausencia de material entre el laminado superior y la sección de material de espuma, también se analizó los criterios para fallas que son parámetros indicativos que facilita la determinación de la no existencia de imperfecciones estructurales del panel, y que la zona con menor factor de seguridad soporta un esfuerzo de una magnitud mayor de hasta el 85.8% a las establecidas en las condiciones de diseño. El proyecto concluye con el diseño preliminar del proceso de reparación, que se puede realizar considerando la reparación por bloques de laminado, por cada capa o una reparación para todo el panel [12].

Según el proyecto de titulación de la ESIME de la ciudad de Ticomán México, presentado por el Señor Dolores Hernández Leonardo designado como “Simulación experimental del comportamiento de reparaciones estructurales en aeronaves”, tiene

como objetivo el diseño de probetas para ser ensayadas mecánicamente, y que simulen reparaciones estructurales de materiales compuestos poliméricos muy comunes en aeronaves, las limitaciones en la reparación estructural de materiales compuestos se dan por disponibilidad de material o equipo, y por tiempo pero también se toma en cuenta otros aspectos importantes como, cargas máximas de diseño, compatibilidad y durabilidad del material, acabado aerodinámico, END y su apariencia física, para poder asegurar la confiabilidad en una reparación permanente de todo un componente, se debe tener la capacidad de establecerlo lo más cercano posible o de acuerdo a su tiempo de vida de diseño. Todas las reparaciones superficiales aerodinámicas dependerán del tamaño y de su localización en la estructura, preferiblemente tratando de recuperar el componente a sus condiciones de resistencia originales. Por lo tanto las reparaciones se diseñan para tolerar condiciones críticas de humedad y temperatura en función de las propiedades de la resina, gracias a esta investigación se logró determinar las características geométricas del cascaron o fuselaje, todas estas características fueron tomadas como parámetros de diseño de las probetas, obteniendo de manera muy rigurosa el comportamiento del material del que está constituido el radomo del Boeing 757-200, para poder validar el estudio y los ensayos de las probetas se empleó el análisis de estéreo correlación de imágenes avanzada, con lo que quedó demostrado la versatilidad de las reparaciones practicadas [13].

En 2004 se desarrolla en la ETSIA de la ciudad de Madrid, la investigación sobre “Análisis del proceso de soldadura por resistencia en materiales compuestos de matriz termoplástica de interés aeronáutico”, Tesis doctoral de la Ing. Irene Fernández Villegas, donde se plantea el uso de la técnica de soldeo por resistencia eléctrica para la restauración de componentes de materiales compuestos con daños en estructuras aeronáuticas principalmente aviones de uso militar, esta aplicación demanda de un proceso de corta duración, de fácil implementación y que sea portátil, de este estudio se desarrolló un procedimiento en donde se aplica calor en las uniones con malla metálica y bolsa de vacío pero sin la sobre presión del exterior, estas uniones intensificadas con el proceso de laminado de polisulfuro de fenileno con fibras continuas de carbono, presentan un nivel alto de resistencia a diferencia de las uniones indicativas fabricadas


bajo condiciones ideales y a las uniones adhesivas cuyo proceso es muy similar al de las uniones soldadas por resistencias. Como conclusión de la investigación realizada se desarrolló un proceso de soldadura con reforzado de fibra continua de carbono, con un nivel de resistencia de alrededor del 80% con respecto a las realizadas en condiciones de procesos óptimos como autoclave. Las uniones soldadas presentan una baja porosidad y alta homogeneidad, con una resistencia del 75% del de las uniones de referencia y que fácilmente superan en un 50% a las adhesivas, siendo un proceso de soldadura rápida con una duración de alrededor de 15-20 minutos [14].

## **1.2. FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA.**

### **1.2.1. Embraer EMB 314 Súper Tucano.**

El avión ALX A-29 Súper Tucano, es una aeronave del tipo turbohélice, diseñada por Embraer para ataque, ofensiva a tierra y para el adiestramiento de pilotos avanzados de combate, la aeronave cuenta con fuselaje tecnológico de última generación y equipos de aviónica que le brindan una vida útil en servicio de hasta 18000 horas en operaciones típicas de entrenamiento, o 12000 horas operativas de vuelo en función de las cargas (+7G/-3.5G) o de la naturaleza de la misión. La aeronave cuenta con bisagras laterales de protección en la cubierta y estructura anticorrosión, la resistencia del parabrisas soporta un golpe de pájaro a 270 nudos (138.9 m/s vuelo en crucero), con una configuración que ofrece una amplia variedad de instrumentos diseñada para cabinas de vidrio y un entorno de cabina cómodo y ágil para sus pilotos, la misma que cuenta con computadora para batalla, bombas guiadas por láser, cohetes, asientos eyectables de latitud y velocidad cero similares a los aviones caza o supersónicos. El EMB 314 fue diseñado para proveer un desempeño eficiente a baja y a media altitud de vuelo. Externamente tiene capacidad de transporte de hasta 3 tanques de combustible, con una capacidad óptima de operación bajo cualquier clima, incluso con capacidad de aterrizar en distancias cortas en pistas de mediana infraestructura [15].

**Tabla 1.** Especificaciones Técnicas del Embraer EMB 314 Super Tucano.

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                                                             |                                            |                                              |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------|----------------------------------------------|
| <b>FICHA DE:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                | <b>AERONAVE DE COMBATE</b>                                                                  | <b>TIPO:</b>                               | <b>TURBOHÉLICE</b>                           |
|                                                                                                                                                                                                               |                                                                                             |                                            |                                              |
| <b>ESPECIFICACIONES GENERALES</b>                                                                                                                                                                                                                                                               |                                                                                             |                                            |                                              |
| <b>Denominación</b>                                                                                                                                                                                                                                                                             | EMB-314, A29 Super Tucano                                                                   | <b>Superficie alar</b>                     | 19,4 m <sup>2</sup>                          |
| <b>País de origen</b>                                                                                                                                                                                                                                                                           | Brasil                                                                                      | <b>Peso vacío</b>                          | 3.020 kg (6.658 libras)                      |
| <b>Empresa fabricante</b>                                                                                                                                                                                                                                                                       | EMBRAER                                                                                     | <b>Peso cargado</b>                        | 4.520 kg (9.965 libras)                      |
| <b>Tripulación</b>                                                                                                                                                                                                                                                                              | 1 (A-29A), 2 (A-29B)                                                                        | <b>Peso máximo al despegue</b>             | 5.400 kg (11.464 libras)                     |
| <b>Longitud</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                 | 11,33 m (37,17 pies)                                                                        | <b>Planta motriz</b>                       | 1× turboprop Pratt & Whitney Canada PT6A-68C |
| <b>Envergadura</b>                                                                                                                                                                                                                                                                              | 11,14 m (36,55 pies)                                                                        | <b>Potencia</b>                            | 1.193 kW (1.600 SHP)                         |
| <b>Altura</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 3,97 m (13,02 pies)                                                                         | <b>Hélices</b>                             | 1× Hartzell HC-B5MA-2 de 5 palas por motor   |
| <b>RENDIMIENTO Y ARMAMENTO</b>                                                                                                                                                                                                                                                                  |                                                                                             |                                            |                                              |
| <b>Velocidad crucero:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                       | 368milla/h o 593km/h                                                                        |                                            |                                              |
| <b>Alcance</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                  | 2.995 millas                                                                                |                                            |                                              |
| <b>Altura máxima de crucero:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                | 35.008 ft                                                                                   |                                            |                                              |
| <b>Velocidad de ascenso</b>                                                                                                                                                                                                                                                                     | 79 ft/s                                                                                     |                                            |                                              |
| <b>Armas de proyectiles</b>                                                                                                                                                                                                                                                                     | 2 x ametralladoras 12,7 mm FN Herstal M 3P, 1 x cañón 20 mm en contenedor bajo el fuselaje. |                                            |                                              |
| <b>Bombas convencionales</b>                                                                                                                                                                                                                                                                    | MK81, MK82, MK82LGB, M 117                                                                  |                                            |                                              |
| <b>Lanzacohetes</b>                                                                                                                                                                                                                                                                             | LM 707 de 7 × 70 mm                                                                         |                                            |                                              |
| <b>Misiles</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                  | AIM-9<br>Sidewinder.<br>MAA-1<br>Piraña.<br>Python 3 o Python 4                             |                                            |                                              |
| <b>FUNCIÓN PRINCIPAL</b>                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                                             |                                            |                                              |
| Es un avión militar fabricado por EMBRAER de turbohélice, multifunción para ataque ligero y para entrenamiento de pilotos de combate, avión diseñado para ofensiva a tierra y contrainsurgencia. Esta aeronave tiene equipos modernos de aviónica además de un sistema de armas por guía láser. |                                                                                             |                                            |                                              |
| <b>Realización:</b> Jonathan Montero                                                                                                                                                                                                                                                            | 26 de Octubre del 2020                                                                      | <b>Aprobado por:</b> Ing. Mg. Cesar Arroba |                                              |

Fuente: [15]

### 1.2.2. Aerodinámica.

Dentro de la Mecánica de Fluidos el estudio de las reacciones o fuerzas de los gases en movimiento, sobre ciertos cuerpos u obstáculos se denomina aerodinámica. A la aerodinámica se la puede dividir en función del número de Mach si es superior a 1 supersónica y si es inferior a 1 subsónica [7].

Las cargas y características aerodinámicas son de suma importancia en el diseño estructural de aeronaves varias de ellas como: la estabilidad, distribución de presión en todos los componentes del ala, empenaje, fuselaje, momentos de bisagra sobre las superficies. Se obtienen mediante pruebas de fuerza y presión en túneles de viento subsónicos o transónicos, además de la aplicación de análisis analítico que facilita cuantificar la absorción de impacto del tren de aterrizaje [16].

### **1.2.3. Wing Tip.**

El wingtip es un dispositivo de punta alar empleado para reducir la resistencia inducida, en la aeronáutica este componente nos ayuda a mejorar la relación sustentación-resistencia logrando así disminuir la resistencia al movimiento, mejorando su eficiencia, ahorro en combustible y un mayor alcance de vuelo [8].

Un componente alar evita que el flujo de aire forme vórtices alrededor de la punta del ala, ya que existe una diferencia de presión muy considerable entre las superficies inferior y superior por lo que es necesario que exista cierta distancia entre el borde exterior de los alerones y las puntas de las alas, este fenómeno puede expresarse como una reducción de la envergadura efectiva del ala, mediante experimentos se ha logrado establecer que las alas que presentan puntas alares, aletas o tanques alares tienen una envergadura efectiva más amplia ayudando así a compensar las pérdidas producidas por el fenómeno de resistencia inducida [17].

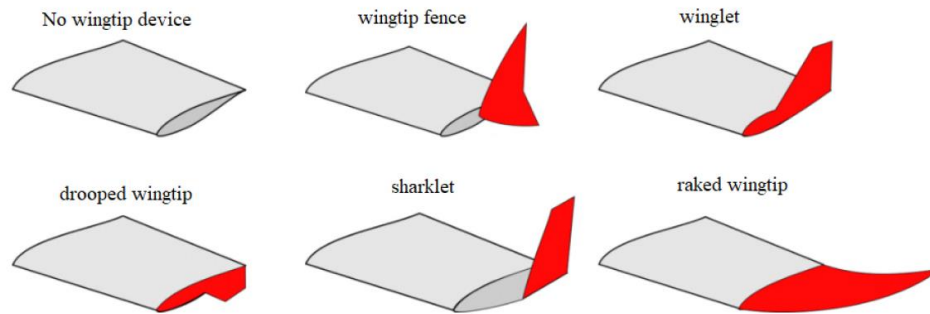
El beneficio de la incorporación de los componentes de puntas alares, es la reducción en la resistencia inducida tanto en el vuelo como en los despegues, su implementación debe ser tratada con mucho cuidado debido a que en el extremo del ala se produce un momento flector a causa del peso del componente por lo que en aviones de gran envergadura es prioritario el refuerzo estructural [18].

#### **1.2.3.1. Características de un dispositivo Wing Tip.**

Un dispositivos alar Wing Tip es una superficie sustentadora que se instala en las puntas de las alas de los aviones pero no coincide con el plano referencial de las mismas, su función radica teóricamente en proporcionar una mayor eficiencia aerodinámica en las



alas, reduciendo la resistencia inducida y contribuyendo a la sustentación, además de influir bajo regímenes operacionales subsónicos, en la estabilidad lateral y direccional de la aeronave [8].



**Figura 1.** Diferentes Tipos de Winglets.

**Fuente:** [8]

Un Wingtip es una extensión de la punta del ala principal por lo que sus dimensiones y nomenclaturas se definen en base al ala como punto de referencia, los efectos generados por la implementación de un componente alar, van desde la generación de fuerzas laterales que favorecen a la estabilidad del avión, hasta la disminución de la resistencia inducida y el aumento de la sustentación o levantamiento inducido en las alas.

A continuación se presentan los factores de diseño más importantes para un componente Wingtip:

**Geométricos:** Este factor describe el alargamiento y el flechado de la conicidad del Wingtip diseñado.

**Construcción:** Se refiere a las características que tendrá el componente, número de aletas, ubicación de la misma y complejidad.

**Perfil:** Las características del perfil de igual manera como en las alas se relacionan con el régimen de operación, siendo el de mayor implementación los del tipo subsónico.

**Unión del ala al wingtip:** Junta recta que se desplaza a lo largo de toda la cuerda de la punta del ala [8].

#### **1.2.4. Perfil aerodinámico.**

Es el área transversal que genera una distribución de presiones al desplazarse por el fluido, produciendo así sustentación (Lift), en general se desea evitar el efecto de arrastre o freno (Drag). Tanto el “Lift” como el “Drag” varían totalmente en relación al perfil del que se esté tratando, influyendo directamente en las mejoras aerodinámicas del elemento [7].

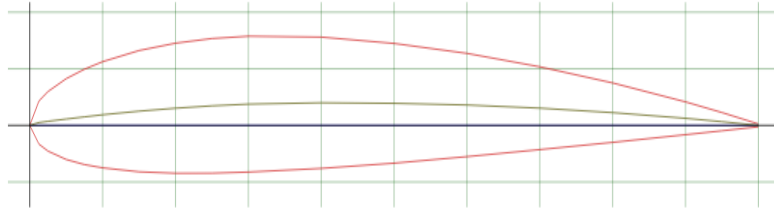
Un perfil alar se define a través de múltiples consideraciones de diseño estructural y factores de diseño global como velocidad de diseño, coeficiente de planeo, maniobrabilidad y carga útil. El perfil aerodinámico es un parámetro importante a la hora de diseñar un ala, su único objetivo es la reducción de la resistencia al avance, mejorando la sustentación [6].

#### **1.2.5. Perfil asimétrico.**

Este tipo de perfil presenta el extradós y el intradós diferentes, generando una mayor sustentación pero también una mayor resistencia al avance. Su implementación se limita a aviones subsónicos en condiciones de velocidades bajas, el hecho de que existan diferencias en las dimensiones inferior y superior del perfil alar promueve la variación de presiones, y según la ley de la conservación de la energía cuando el fluido atraviesa el perfil alar, se produce una presión en cada área de extradós y el intradós a velocidades bajas presiones altas, y a velocidades altas presiones bajas. Principio fundamental de la fuerza de elevación donde el extradós soporta presiones inferiores a las que encontramos sobre el intradós provocando el fenómeno de sustentación [6].

#### **1.2.6. Perfiles aerodinámicos NACA (Comité Asesor Nacional de Aeronáutica).**

Son perfiles aerodinámicos desarrollados por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica, su forma esta descrita por una serie de dígitos seguidos de la palabra NACA. Las secciones transversales de este tipo de perfiles son generados mediante el ingreso de ecuaciones, lo que permite una gran precisión en su diseño y la capacidad de determinar sus propiedades [19].



**Figura 2.** Perfil aerodinámico NACA 2412.

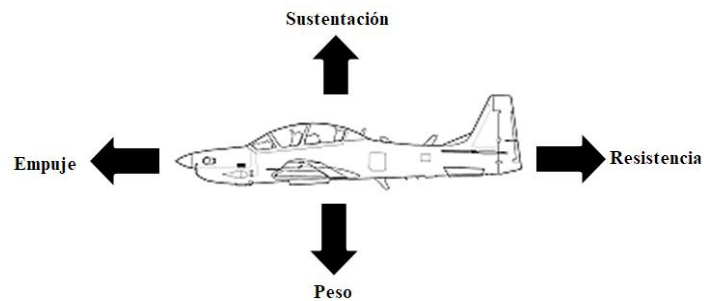
**Fuente:** [20]

### 1.2.7. Cargas que interviene en una aeronave durante el vuelo.

El equilibrio que presenta una aeronave en el aire se debe a la acción de cuatro fuerzas importantes, la sustentación, el peso, tracción y resistencia.

Para que el fenómeno de sustentación se genere y el equilibrio con el peso se mantenga, el avión debe avanzar en relación al aire, este movimiento produce rozamiento y para vencer dicha resistencia es fundamental la tracción.

La fuerza de tracción es el impulso que lleva al avión hacia adelante y es producido por los motores, al igual que la tracción la sustentación se opone al peso del avión y se encarga de elevar la aeronave [21].



**Figura 3.** Fuerzas que intervienen en el vuelo.

**Fuente:** Autor.

### 1.2.8. Materiales alternativos.

Son materiales artificiales o naturales que remplazan a los materiales convencionales por tener un mejor desempeño, mayor eficiencia y ser menos contaminantes. Es gracias al desarrollo de nuevas tecnologías que se ha logrado obtener materiales con buena

eficiencia como las fibras y resinas, pero debido a este buen desempeño su costo es más elevado. Dentro de este grupo podemos incluir también a los materiales compuestos o composites [22].

### 1.2.9. Materiales compuestos.

Son materiales que al ser combinados entre 2 o más mejoran sus propiedades, logrando obtener cualidades poco usuales como una mejor de rigidez, dureza, peso, rendimiento, conductividad, resistencia a temperaturas elevadas y a la corrosión [23].

Los materiales compuestos están agrupados en tres categorías diferentes: los reforzados con partículas o fibras y los laminares.

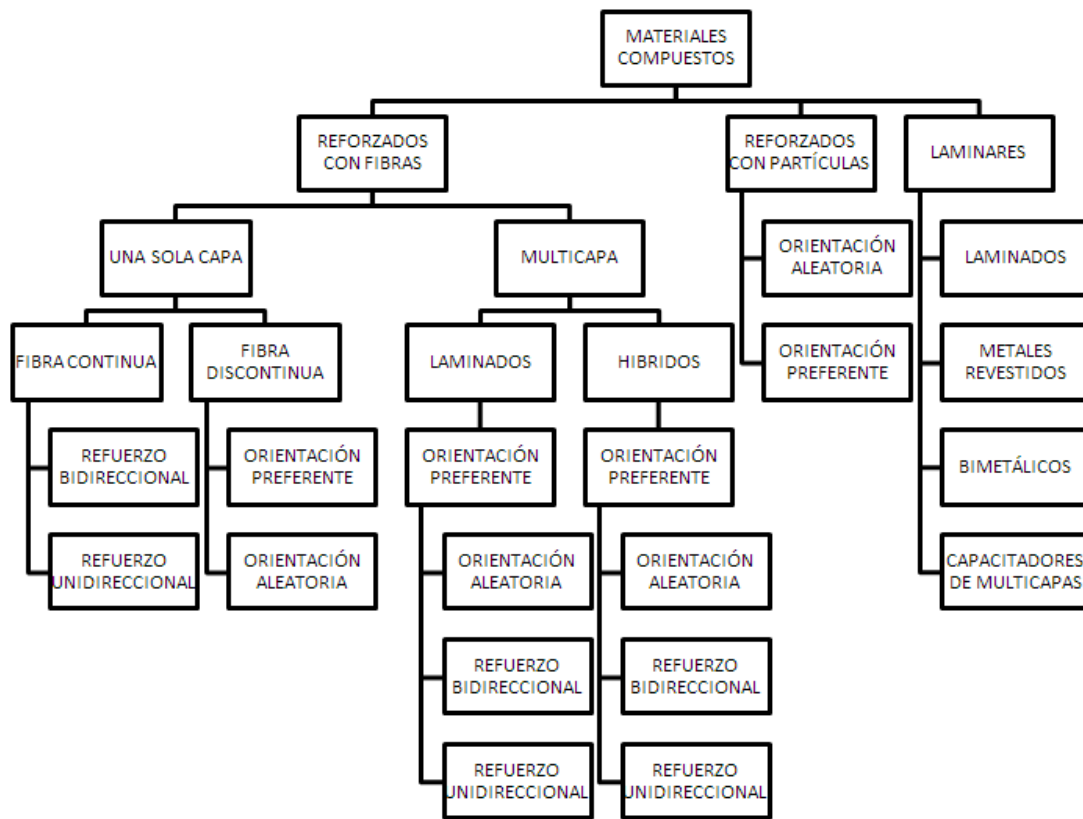


Figura 4. Clasificación de materiales compuestos.

Fuente: Autor.

### **1.2.9.1. Compuestos reforzados con fibras.**

Son materiales compuestos con fibras rígidas en un matriz dúctil y más blanda, resultando en un material compuestos con alta resistencia a fatiga, mayor rigidez, y una mejora sustancial con respecto a la resistencia y el peso. La fuerza se transmite desde el material a las fibras y son estas las que soportan la mayor parte de la carga, la alta resistencia que el material presenta no varía aún bajo cambios elevados en la temperatura.

Los factores que se deben tomar en cuenta en la conformación de los materiales compuestos reforzados con fibras son:

***Geometría de las fibras:*** Podemos encontrar fibras con una configuración alargada corta o continua, caracterizándose por la relación  $l/d$  y con diámetros que va desde los 10 a 150 micras.

***Cantidad:*** Mientras mayor sea el volumen de las fibras en el compuesto mayor será su resistencia y rigidez, con una máxima fracción volumétrica del 80% de fibra y 20% de matriz.

***Orientación de las fibras:*** La orientación que pueden presentar las fibras en un matriz son muy variadas y de diversas configuraciones, las fibras cortas introducidas con orientación aleatoria presentan un mismo comportamiento en todas las direcciones del material (Isotrópico), si las fibras son largas y unidireccionales su comportamiento es anisotrópico, variando sus propiedades en función de la dirección en que es analizada. Las fibras que tienen su rigidez y resistencia párelas a la carga aplicada se denominan como capas de  $0^\circ$ , con el fin de tener una excelente resistencia en ambas direcciones perpendiculares, se pueden incluir en las matrices fibras continuas y largas mediante arreglos ortogonales que van de  $0^\circ$  a  $90^\circ$ .

***Propiedades de las fibras:*** Los compuestos reforzados con fibras son materiales con poco peso, pero muy rígidos y resistentes. Al tener un punto de fusión alto sus propiedades no se ven afectadas al trabajar con altas temperaturas siendo muy

importante el tener en cuenta al módulo y a la resistencia específica al trabajar con este tipo de compuestos [23].

### 1.2.9.2. Fibra de vidrio.

Este tipo de fibras son empleados en materiales compuestos por su alta resistencia a la tracción y a la corrosión, bajo peso y rigidez por lo que su uso se limita a la industria aeronáutica en la fabricación de componentes y estructuras secundarias a bajo costo, la mayor parte de componentes de fibra de vidrio son instalados en lugares donde las cargas de operación son las más bajas. Las fibras de vidrio se clasifican en fibras del tipo S y E, las del tipo S son fibras con excelente resistencia a la tracción y las del tipo E presentan propiedades dieléctricas [21] [24].

**Tabla 2.** Características de la fibra de vidrio.

| Características          | Glass- Tipo S          | Glass-Tipo E           |
|--------------------------|------------------------|------------------------|
| Tracción                 | 45,81 MPa              | 34,45 MPa              |
| Módulo de elasticidad    | 87 GPa                 | 72,4 GPa               |
| Porcentaje de elongación | 5,4 %                  | 4,8 %                  |
| Densidad absoluta        | 2460 Kg/m <sup>3</sup> | 2270 Kg/m <sup>3</sup> |

Fuente: [24] [21]

### 1.2.9.3. Fibra de Carbono.

Los materiales compuestos constituidos de fibras de carbono son materiales con un excelente rendimiento a temperaturas elevadas, alta resistencia a la tracción y fatiga, elevado módulo ha tensión. Además de una baja densidad y peso, a pesar de ser un material costoso su buen desempeño lo hacen muy útil para la fabricación de estructuras primarias de aeronaves, aviones militares y naves espaciales [21] [24].

**Tabla 3.** Características de la fibra de carbono.

| Características          | T-800H                 | T-300                  |
|--------------------------|------------------------|------------------------|
| Tracción                 | 5600 MPa               | 3500 MPa               |
| Módulo de elasticidad    | 294 GPa                | 230 GPa                |
| Porcentaje de elongación | 1,8 %                  | 1,5 %                  |
| Densidad absoluta        | 1800 Kg/m <sup>3</sup> | 1510 Kg/m <sup>3</sup> |

Fuente: [24] [21]

#### 1.2.9.4. Kevlar (para-aramida).

Las fibras aramidadas son filamentos orgánicos (poliamidas aromáticas) de bajo peso y gran resistencia al impacto, la tracción y a la abrasión, con excelente comportamiento a temperaturas altas y a disolventes del tipo orgánico. Su alta dureza le da una buena capacidad para absorber energía y su baja densidad lo vuelven un material débil a esfuerzos de compresión, sus aplicaciones se orientan más en la protección balística, confección de cuerdas y cables, y en la fabricación de radomos, galeras y alerones [11] [21] [24] [25].

**Tabla 4.** Características de la fibra de Kevlar.

| Características          | Kevlar 29 |                   | Kevlar 49 |                   |
|--------------------------|-----------|-------------------|-----------|-------------------|
| Tracción                 | 1920      | MPa               | 3600      | MPa               |
| Módulo de elasticidad    | 83        | GPa               | 131       | GPa               |
| Porcentaje de elongación | 4         | %                 | 2,8       | %                 |
| Densidad absoluta        | 1440      | Kg/m <sup>3</sup> | 1620      | Kg/m <sup>3</sup> |

**Fuente:** [24] [25] [21]

#### 1.2.10. Propiedades de las matrices.

La función de las matrices en materiales compuestos es mantener en disposición correcta a las fibras para transferir las cargas y protegerlas de la formación de grietas. Una matriz es responsable también del control de propiedades eléctricas y el comportamiento del material frente a agentes externos como la temperatura y los químicos, siendo la aplicación de matrices poliméricas las más comunes en el campo de la ingeniería [21] [23].

##### 1.2.10.1. Matrices poliméricas.

Los composite de matrices poliméricas cuentan con aplicaciones muy variadas en el campo de la ingeniería, sus propiedades excepcionales como una buena resistencia a los efectos de la corrosión, la fatiga y a la abrasión, también una excelente relación resistencia-peso y alta rigidez, lo convierten en un material idóneo para la investigación y el desarrollo de nuevos compuestos. Las resinas son polímeros que al combinarse con fibras forman el composite y se clasifican en termoestables y termoplásticas [26].

### 1.2.10.2. Resinas termofijas.

Las resinas son el resultado de una serie de reacciones química irreversible, específicamente las resinas del tipo termoestable tiene un bajo peso molecular y tiende a degradarse a temperaturas elevadas. Algunos ejemplos son la resina epóxica, la poliéster y las fenólicas, etc [26].

### 1.2.10.3. Resina Poliéster.

A temperatura ambiente las resinas Poliéster son líquidas, y son llevadas a estados sólidos en el caso de ser pre-aceleradas al adicionarle calor o un catalizador, para las resinas no pre-aceleradas se les añade acelerante y un catalizador. En los materiales compuestos las resinas se presentan como polímeros termo-estables, al tener un costo bajo son usados en materiales de baja resistencia, tienen poca adherencia a diferencia de las resinas epóxicas, además de una baja absorción de humedad y alta resistencia química [27] [28].

**Tabla 5.** Características de la resina Poliéster.

| Características de la resina Poliéster |           |                   |
|----------------------------------------|-----------|-------------------|
| Tensión                                | 40-90     | MPa               |
| Fluencia                               | 60-160    | MPa               |
| Módulo de elasticidad                  | 2,0-4,4   | GPa               |
| Resistencia                            | 10,6-21,2 | J/m               |
| Temperatura máxima                     | 177       | °C                |
| Densidad absoluta                      | 1100-1460 | Kg/m <sup>3</sup> |

**Fuente:** [28] [21]

### 1.2.10.4. Resina Epóxica.

Es una resina con excelentes propiedades y con un rango de adherencia de 13.8 MPa, ideal para la industria aeroespacial. Sus propiedades van desde una alta resistencia al impacto, mayor tenacidad, buena transferencia de carga al reforzarse con fibras y elevada resistencia térmica. El curado de la resina en autoclave mejora sus capacidades mecánicas y prioriza el trabajo con fibras aramidas, carbono y vidrio, tiene un costo elevado y trabaja muy bien a la intemperie, esto se debe a su baja absorción de humedad



y a su capacidad de amplia adherencia a la mayoría de superficies. Es utilizado en estructuras primarias de aeronaves de uso militar y comercial [26] [28].

**Tabla 6.** Características de la resina epóxica.

| Características de la resina Epóxica |           |                   |
|--------------------------------------|-----------|-------------------|
| Tensión                              | 55-130    | MPa               |
| Fluencia                             | 125       | MPa               |
| Módulo de elasticidad                | 2,8-4,2   | GPa               |
| Resistencia                          | 5,3-53    | J/m               |
| Poisson                              | 0,2-0,33  |                   |
| Temperatura máxima                   | 150       | °C                |
| Contracción de curado                | 1-5,0     | %                 |
| Densidad                             | 1200-1300 | Kg/m <sup>3</sup> |

Fuente: [28] [21]

#### **1.2.10.5. Resinas termoplásticas.**

Estos polímeros se convierten en fluidos al aumentar su temperatura, tienen una fácil moldeabilidad y al enfriarse se solidifica, este proceso es reversible y como ejemplo se tiene a las poliamidas, al polipropileno y al polietileno. Es aplicado para obtener materiales con pocas exigencias o con propiedades mecánicas inferiores de las que manejan las resinas termoestables. Debido a su alto peso molecular, el proceso de moldeo requiere de presiones y temperaturas elevadas [26].

#### **1.2.10.6. Ciclo de polimerización o curado.**

Durante la polimerización de las resinas se produce un cambio del estado líquido al sólido, acompañado de reacciones exotérmicas que desprenden calor. Esta solidificación no suele darse de manera inmediata, se debe adicionar catalizadores o acelerantes para mejorar gradualmente el proceso, pasando de un estado líquido a un estado gelatinoso y finalmente ha solidado. El acelerante en las resinas poliéster se denomina octoato de cobalto y el catalizador Mek peróxido [27].

Para realizar un buen curado hay que tener en cuentas ciertos factores previos al proceso como: el tipo de resina a emplearse, temperatura ambiente ya que la mayoría de resinas no se curan a menos de 16°C, humedad relativa (40-54%), tipo y cantidad de catalizador,

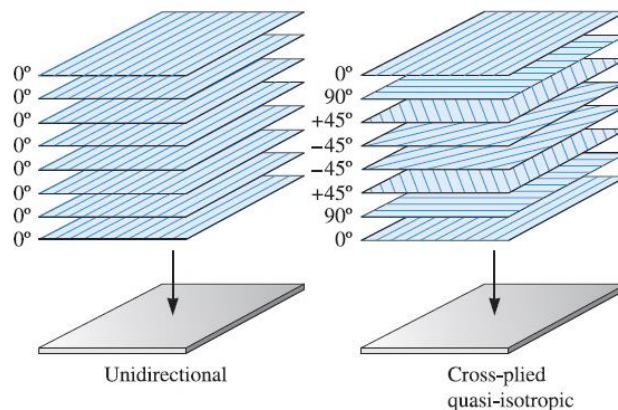
exceso de rayos ultravioleta y a mayor temperatura y espesor de laminado menos tiempo de gelificación [21] [29].

#### 1.2.10.7. Mek Peróxido.

El Mek es un agente de curado de base peróxido, usado comúnmente para la polimerización de los poliésteres, tiene una reacción violenta al combinarlos con ácidos, sales de metales pesados, acelerantes y bases, si llega a contaminarse puede generar una gran cantidad de gases e incluso ignición [21] [30].

#### 1.2.10.8. Materiales compuestos estructurales.

Estos composite son el resultado de combinar materiales compuestos con homogéneos, sus propiedades dependes tanto de los materiales que lo componen como del diseño de la geometría de los elementos utilizados. Los compuestos estructurales más comunes son los compuestos laminares, y los paneles tipo sándwich que separan las caras externas más fuertes con capas de material de menor densidad [31].



**Figura 5.** Configuración de capas en compuestos estructurales.

Fuente: [23]

#### 1.2.11. Moldes.

Los moldes son herramientas que se emplean para dar forma a una gran variedad de piezas, facilitando el moldeo con resinas antes de la gelificación y la impregnación de material en todas las áreas del componente evitando así la formación de burbujas. Para

su diseño se debe considerar que los moldes no solo se utilizan para modelar estructuras o piezas también pueden implementarse en procesos de reparación para ciertas áreas con formas complejas, otros aspectos a tomar en cuenta son el desmolde, salidas de inyección, entradas de aire, permeabilidad y curado, etc [32].

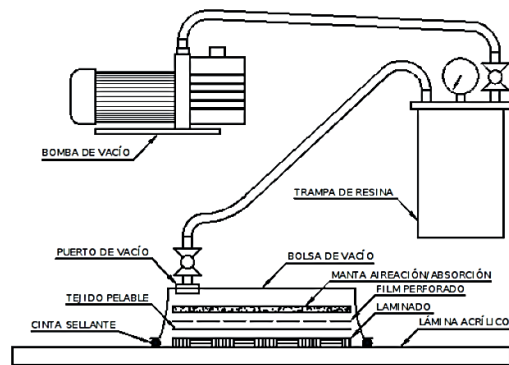
Un molde dependiendo de la complejidad de su geometría se puede identificar como simple o sofisticado y para obtener piezas de materiales compuestos, los clasifican en moldes tipo macho que producen un excelentes acabado superficial en la cara interior del componente, y del tipo hembra con superficies lisas en la cara exterior de la pieza [33].

#### **1.2.12. Proceso de fabricacion de materiales compuestos.**

El procesos de fabricacion para materiales compuestos está dividido en 2 tipos, de conformado por molde cerrado o de molde abierto, antes de seleccionar al más adecuado se debe tener ciertas consideraciones como geometría del componente, la resina y fibra que se empleará, las características mecánicas que requiere la pieza, acabado superficial, costo y cantidad de componentes a fabricar [11].

##### **1.2.12.1. Moldeo por bolsa de vacio.**

También denominado Vacuum Bagging es un proceso para componentes de altas prestaciones con una relación muy precisa de fibra-resina, una vez cortadas las fibras de refuerzo son recubiertas por resina muy minuciosamente y ubicadas en el molde, entonces se procede a sellar la bolsa de vacio sobre los compuestos aun sin curar y se elimina el aire, siendo la presión atmosférica la encargada de retirar el exceso de resina y darle forma al laminado. Esta técnica es muy utilizada en la conformación piezas de muy alta resistencia y calidad.



**Figura 6.** Método de moldeo por bolsa de vacío.

**Fuente:** [34]

No todas las resinas se manejan bien con el sistema de vacío, algunas como el éster de vinilo y los poliésteres extraen excesivas partículas de estireno que pueden contaminar la atmosfera de trabajo de la bomba afectando directamente su rendimiento, en cuanto a fibras las más empleadas son kevlar, carbono y vidrio.

Los materiales compuesto conformados al vacío son sumamente resistente por tener un mayor número de lamidos con fibras de refuerzo y también por una distribución uniforme de la resina en todas las áreas de las fibras. Al llevar un buen control del proceso no solo estamos limitando gastos adicionales por una mala aplicación de la técnica, sino también se mejora las condiciones finales de las piezas producidas [35].

#### **1.2.12.2. Bomba de vacío.**

Las bombas de vacío son equipos que cumplen la función de reducir la presión interna de un sistema hasta valores inferiores a la presión atmosférica. Su funcionamiento se da bajo los mismos principios que un compresor con la diferencia que estas máquinas succionan el aire y los gases nocivos del ambiente para generan vacío, actualmente en la industria estas bombas se clasifican en bombas que trabajan con aceite y sin aceite, las que emplean aceite alcanzan mayores niveles de estanqueidad y diferencia de presión de hasta unos 0,5 mbar de vacío en sus cámaras internas [36].

**Tabla 7.** Bomba de vacío VIOT.

| Características Técnicas    |             |      |
|-----------------------------|-------------|------|
| Marca                       | VIOT        |      |
| Modelo                      | VPES3       |      |
| Voltaje                     | 110/60      | V/Hz |
| Desplazamiento de aire      | 1,3         | L/s  |
| Vacío absoluto              | 0,1         | mbar |
| Motor                       | 0,25        | hp   |
| Revoluciones                | 1720        | rpm  |
| Capacidad de aceite térmico | 230         | ml   |
| Dimensiones                 | 330-125-255 | mm   |
| Peso                        | 8           | kg   |

Fuente: [37] [21]

### 1.2.13. Regla de mezclas en materiales compuestos.

Es el proceso de homogeneizar la mezcla de un material compuesto y se emplea para predecir su comportamiento elástico, y sus propiedades electricas y térmicas.

$$E_1 = E_f V_f + E_M V_M \quad \text{Eq. (1)}$$

$$E_2 = \frac{E_f E_M}{E_f V_M + E_M V_f} \quad \text{Eq. (2)}$$

$$G_{12} = \frac{G_f G_M}{G_f V_M + G_M V_f} \quad \text{Eq. (3)}$$

$$G_f = \frac{E_f}{2(1+V_f)} \quad \text{Eq. (4)}$$

$$G_m = \frac{E_M}{2(1+V_M)} \quad \text{Eq. (5)}$$

$$V_{12} = v_f V_f + v_M V_M \quad \text{Eq. (6)}$$

Las siguientes ecuaciones se establecen para fibras que son tejidas, en estos casos los módulos longitudinal y transversal son los mismos [32].

$$E_1 = E_2 = V_f \left( \frac{1}{2} E_f + \frac{3}{2} E_M \right) + E_M \quad \text{Eq. (7)}$$

$$G_{12} = \frac{E_M}{\frac{4V_f+1}{3}} \quad \text{Eq. (8)}$$

$$V_{12} = \frac{G_{12}}{E_1} \quad \text{Eq. (9)}$$

Donde.

$E_f$ : Módulo de elasticidad de la fibra.

$V_f$ : Volumen de la fibra.

$V_M$ : Volumen de la matriz.

$E_M$ : Módulo de Young de la matriz.

$\nu_f$ : Poisson de la fibra.

$\nu_M$ : Poisson de la Matriz.

$G_f$ : Módulo de cizalladura de la fibra.

$G_M$ : Módulo de cizalladura de la Matriz [21].

#### **1.2.14. Rotura de laminados.**

Para analizar la resistencia de los materiales compuestos se emplean adaptaciones de los criterios de rotura para materiales isotrópicos, como son el cálculo de tensión, y deformación máxima y los criterios cuadráticos, lo cual se toman en consideración a modo de criterios empíricos sin embargo se basan en principios matemáticos utilizados en el diseño de la mecánica estructural de refuerzo con fibras. Una vez se ha establecido esto, en una lámina tejida o unidireccional se determina lo siguiente.

X: Tracción longitudinal.

Y: Tracción transversal.

X': Compresión longitudinal.

Y': Compresión transversal.

S: Cizalladura longitudinal.

Posteriormente establecido los datos se puede determinar algunos parámetros de la rotura bidimensional inclusive prever la resistencia en materiales ortótropos que trabajan bajo condiciones de tensión y deformación de manera combinada [32].

#### **Criterio de la máxima tensión.**

Para este criterio el signo del cálculo de la relación resistencia/tensión nos indica si el material se encuentra bajo compresión o tracción. Se relacionan los resultados de tres ecuaciones para el cálculo de la resistencia siendo el valor más bajo el límite de rotura del material, una vez conocidas las tensiones de cada una de las láminas se determina cual lamina es más crítica, entonces se procede a determinar el factor de seguridad de cada lámina y se toma al valor mínimo como factor de seguridad del laminado, en conclusión este criterio establece que la situación de falla se genera cuando un componente de tensión llega a su valor máximo uniaxial.

#### **Criterio de la máxima deformación:**

Se centra en la falla del material al sobrepasar un cierto límite de deformación sobre una zona puntual, también considera tres condiciones de falla como la máxima deformación en la dirección de las fibras, en dirección transversal y deformación por cizalla o corte.

#### **Criterios de fallas polinomiales:**

Esta categoría de criterios no distinguen el modo de falla ni la fase donde se produce la ruptura, consideran que es necesario establecer parámetros solo en base a ensayos normados de tracción, compresión y pruebas de corte, todos ellos con resultados obtenidos en laboratorios especializados [21].

### **1.2.15. Ensayos destructivos para materiales compuestos.**

Al fabricar un equipo o una estructura los ingenieros deben verificar que los materiales empleados cumplen con las especificaciones de servicio requeridas por el diseño. La aplicación de ensayos destructivos nos ayuda a identificar las propiedades mecánicas de los diferentes composite, el proceso de ensayo busca caracterizar bajo ciertas normas un número pre-establecido de probetas, con equipos y bajo condiciones adecuadas de

prueba. Existen varios institutos normalizadores que validan los procedimientos de caracterización mecánica, entre las más reconocidas tenemos:

*ISO*: Organización Internacional de Normalización.

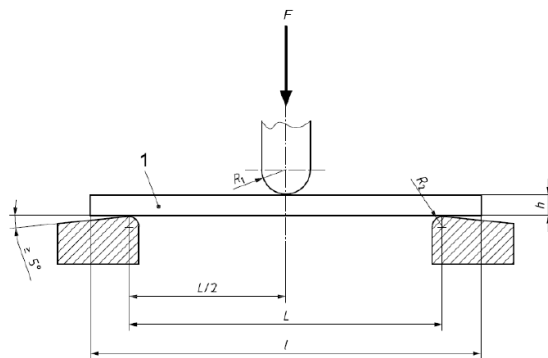
*ASME*: Sociedad Americana de Ingenieros Mecánicos.

*INEN*: Ecuatoriano de Normalización.

La ASTM (Asociación Americana de Ensayo de Materiales) ha desarrollado un gran número de normas para el ensayo de materiales, entre la que podemos destacar la norma para la caracterización de materiales compuestos [38] [39].

#### **1.2.15.1. Ensayo de flexión en tres puntos.**

Es el ensayo que se emplea para conocer la calidad del material compuesto, y determina el módulo de Young y la resistencia de las fibras tanto para materiales homogéneos como poliméricos. Las probetas son cargadas hasta obtener el fallo (deformación máxima) de las fibras exteriores estas se pueden dar a compresión o tracción [11].



**Figura 7.** Esquematización del ensayo de flexión en tres puntos.

**Fuente:** [40]

#### **1.2.16. Ensayos no destructivos para materiales compuestos.**

En los ensayos no destructivos para materiales compuestos, es recomendable la implementación de procedimientos de análisis capaces de evaluar todas las indicaciones importantes detectadas, pues debido a que son materiales multilaminares y anisótropos sus imperfecciones tienen un comportamiento mucho más complejo.



El curado de materiales compuestos de altas prestaciones se realiza normalmente por el apilado de fibras pre-impregnadas en secuencia, es durante este proceso de producción que algunos de los defectos pueden introducirse, pero también a causa de la exposición al ambiente, la erosión, fatiga o impacto.

En la siguiente tabla se detalla los defectos más comunes y sus causas:

**Tabla 8.** Defectos en fabricación.

| <b>DEFECTO</b>                      | <b>CAUSA</b>                                                                            |
|-------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Arrugamiento</b>                 | ataque por disolventes o gelcoat mal curado                                             |
| <b>Picadura</b>                     | resina demasiado viscosa                                                                |
| <b>Mala adherencia de la resina</b> | Unificación inadecuada del laminado, largo tiempo de curado o contaminación del gelcoat |
| <b>Manchas</b>                      | falta de homogeneidad en la resina                                                      |
| <b>Estrías</b>                      | flotación del pigmento                                                                  |
| <b>Afloramiento de fibras</b>       | desmoldado antes de tiempo                                                              |
| <b>Ojos de pez</b>                  | gel-coat desplazado de su sitio                                                         |
| <b>Vejigas</b>                      | presencia de aire o disolvente                                                          |
| <b>Cuarateado</b>                   | resina mal procesada o curado insuficiente                                              |
| <b>Agrietamiento tipo estrella</b>  | gel-coat demasiado viscoso                                                              |
| <b>Lixiviación</b>                  | laminado a la intemperie                                                                |

**Fuente:** [41]

A continuación se presentan aquellos defectos que son producidos en condiciones de servicio [41].

**Tabla 9.** Defectos producidos bajo condiciones de servicio.

| <b>CONDICIONES DE SERVICIO</b> | <b>DEFECTOS</b>                                                                            |
|--------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Fatiga e impacto</b>        | Roturas en la matriz, agrietamiento, rotura de fibras y delaminación.                      |
| <b>Rayos</b>                   | Separación en la interfase fibra-matriz y delaminación                                     |
| <b>Efectos ambientales</b>     | Plastificación en la matriz, debonding y corrosión química en las fibras (vidrio y kevlar) |
| <b>Erosión</b>                 | Disminución del espesor                                                                    |

**Fuente:** [41]

### 1.2.16.1. Técnica de inspección visual.

La inspección visual es uno de los principales métodos de detección de defectos externos, se piensa que es una inspección inicial que no tiene mucha precisión ni confianza, no obstante es la base para poder determinar el alcance del daño, su ubicación, profundidad y tamaño del defecto. Para esta técnica se utilizan instrumentos de ampliación visual como lupas, microscopios, boroscopios, linternas y espejos. En materiales compuestos se puede mejorar los resultados con la implementación de tintas penetrantes llegando a ser un método altamente sensible en la detección de grietas sobre superficies opacas [42].

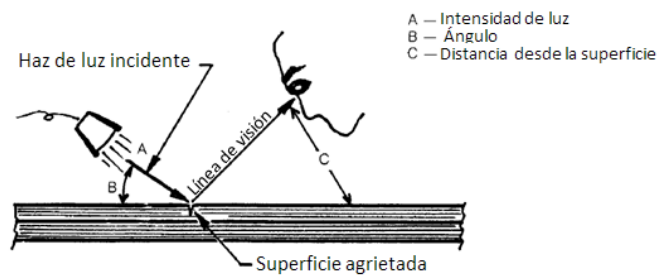
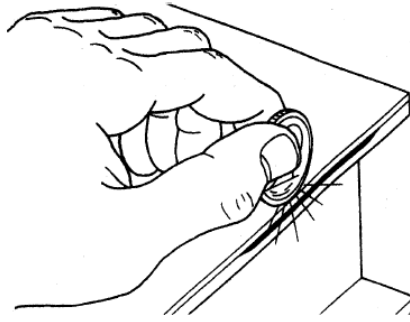


Figura 8. Esquema de inspección visual.

Fuente: [28]

### 1.2.16.2. Técnica del golpeo.

Consiste en aplicar pequeños golpes sobre las superficies afectadas y las zonas sin defectos alrededor del daño para detectar cambios en la resonancia y posibles anomalías en el laminado interno, es una técnica sumamente subjetiva y se limita a la experiencia del operario. Por su grado de simplicidad se la considera como una aproximación inicial en las inspecciones de servicio, sin embargo al carecer de cualificación estándar y condicionar sus resultados a la interpretación subjetiva no es recomendable su aplicación ni su uso [41].



**Figura 9.** Test de golpe con moneda.

**Fuente:** [43]

### **1.2.16.3. Inspección por ultrasonido.**

Es una técnica útil para detectar daños internos y deslaminaciones, a través de la emisión de ondas de sonido de alta frecuencia por algunos medios como el agua, aceites o gel, los impulsos iniciales son generados por transductores piezoeléctricos de frecuencia fija y las indicaciones son registradas por un receptor y analizadas en las variaciones del patrón del eco en un osciloscopio. Existen dos métodos aplicables para la inspección ultrasónica, la inspección de pulso-eco con una unidad de búsqueda tipo transmisor-receptor, y la técnica de transmisión directa que emplea columnas de agua a cada lado del componente para transmitir y receptor las ondas ultrasónicas [44].

### **1.2.16.4. Emisión acústica.**

El principio en que se basa el ensayo de emisión acústica, es que durante la creación y propagación de un fallo se libera cierta energía elástica en forma de ondas transitorias y para determinar su presencia y ubicación se distribuyen varios sensores inductivos sobre la muestra. Esta técnica es capaz de dar resultados muy fiables sobre el nivel de daño por impacto y tiene una alta sensibilidad a la deslaminación y al agrietamiento, pero en superficies que presentan múltiples defectos se dificulta la interpretación de datos y la caracterización del daño. Para su uso se requiere de la aplicación de cargas externas al componente que lo lleven simular el estado de daño [45].

#### **1.2.16.5. Inspección por Radiografía-X.**

Las inspecciones de carácter radiográfico ayudan en la detección de grietas superficiales e internas que no se pueden apreciar claramente sobre las superficies, este procedimiento solo puede ser realizado por técnicos aprobados ya que se expone a los componentes a rayos-X con un revelado en cámaras aisladas. Una vez se obtienen los resultados a la película se contrasta con la zona no defectuosa y se emiten los criterios de análisis, algunas áreas oscuras que se observan en las radiografías del composite, son el resultado de la extensión de grietas y humedad incrustada, actualmente como un desarrollo de las inspecciones radiográficas se ha incorporado sistemas de unidades portátiles, y resultados de salida a modo de fallas contrastadas a color [44].

#### **1.2.16.6. Termografía.**

La termografía se basa en la detección de daños o defectos por radiación infrarroja, es una técnica que analiza de manera no destructiva los cambios en el gradiente de temperatura de los materiales lo que hace posible clasificarla, en pasiva cuando la inspección se realiza solo con la variación de temperatura del material y su entorno o activa cuando una fuente de calor externo pre-calienta las superficies. Al tener relativamente una baja conductividad térmica para el procedimiento de materiales compuestos se emplea cámaras especiales de infrarrojo y software de análisis avanzados, si un defecto como la deslaminación o las grietas se presenta, el gradiente de temperatura en la zona cambia mostrando no solo su geometría y tamaño, sino también su profundidad. Este ensayo además se puede utilizar en la inspección de parches de reparación y es muy útil con en el análisis de criterios de mantenimiento para la toma de decisiones rápidas [46].

#### **1.2.17. Reparación de materiales compuestos.**

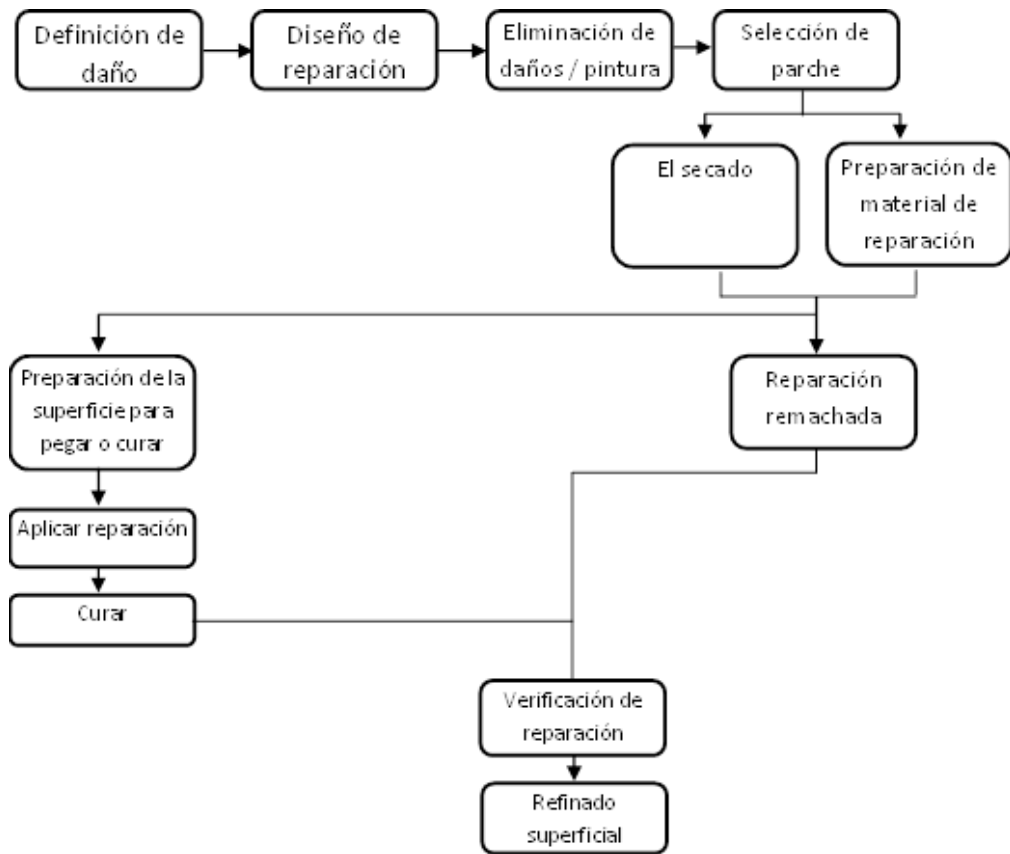
En las estructuras de materiales compuestos la mayoría de los daños o defectos son provocados por la acumulación de daños más pequeños, ocasionados por las diferentes cargas a las que el componente se somete durante toda su vida de servicio. También

como resultado de cargas puntuales e impactos que sobrepasan los límites de diseño o inclusive por condiciones ambientales [11].

El estándar básico de cualquier restauración en aeronaves, es que el componente reparado debe tener un comportamiento igual en aerodinámica, fuerza y rigidez a la estructura original. Por consiguiente sus reparaciones se realizan bajo especificaciones del manual de fabricante o códigos de regulación aeronáutica, siempre y cuando dichos datos estén disponibles [44].

Para poder establecer un método de reparación adecuado es fundamental analizar ciertos factores como el tipo de componente a reparar y sus requerimientos funcionales, necesidades estructurales y superficiales de la reparación, y el grado de complejidad del desmontaje de la pieza [11].

Si se sigue un debido procedimiento las reparaciones sobre superficies aerodinámicas delgadas son relativamente sencillas, y se caracterizan por la aplicación de parches pre-impregnados de resina sobre el área desbastada del daño [13].



**Figura 10.** Esquema del proceso de reparación para materiales compuestos.

Fuente: [28]

### 1.2.17.1. Inspección de estructuras compuestas.

Cada área dañada se evalúa de manera individual y la reparación se diseña en base al cumplimiento de todos los requisitos impuestos por el departamento de mantenimiento del fabricante y descrito en los SRM (Manuales de reparación estructural). Generalmente no se puede describir todos los procesos, pero se toman en cuenta algunas consideraciones fundamentales para la mayoría de reparaciones. En una inspección lo que se busca es establecer el alcance del daño y seleccionar un método adecuado para su reparación [47].

### 1.2.17.2. Diferencia entre reparaciones de estructuras metálicas y compuestas.

En superficies metálicas se requiere de tratamientos especiales que aseguren una buena adherencia y aumente así la energía superficial, por ejemplo para aleaciones de aluminio

se aplica el proceso de anodización con ácidos crómicos o fosfóricos, lo que producen una capa de óxido de alta resistencia y con porosidades adecuadas para la adherencia. Al poseer los metales las mismas propiedades en todas las posiciones, sus parches de reparación deben asegurar un mismo grosor o un calibre mayor a la piel original, pero no más ya que la carga en el área de reparación aumentaría, según los manuales de reparación el escalonado alrededor del área a reparar deben ser de unas 50 veces el espesor de la piel. En materiales compuestos en cambio las capas del parche se orientan en las mismas direcciones que se refleje en los requisitos de resistencia del material, y para obtener uniones más fuertes las superficies de materiales compuestos se someten a procesos de secado que eliminan la humedad [48].

#### **1.2.17.3. Diseño de reparaciones.**

Un proceso de reparación sobre superficies de materiales compuestos requieren de un análisis completo de todos los aspectos importantes que influirán a la pieza reparada durante condiciones normales de trabajo, las cargas cíclicas, los sistemas de protección contra el ambiente e incluso los criterios de diseño para la tolerancia al daño deberán ser revisados previo al diseño y a la selección de materiales para la reparación. Es fundamental llevar un registro de toda la aplicación del proceso, principalmente en las áreas de preparación superficial, control de curado y distribución de temperaturas de las fuentes de calor, adicionalmente se aconseja verificar la seguridad basándose en manuales del fabricante o códigos para la reparación de materiales compuestos, también se recomienda tomar como punto de referencia en las inspecciones de daños y verificación de superficies, al código 43.13-1B de Métodos, Técnicas y Prácticas Aceptables de Inspección y Reparación de Aeronaves [41] [44].

#### **1.2.17.4. Propagación de grietas.**

En el diseño y construcción de aeronaves se emplea el concepto de componentes estructurales a prueba de fallas, refiriéndose a aquellas estructuras que a pesar de presentar daños, están en la capacidad de soportar cargas sin llegar a un límite de fallo catastrófico. Por lo que es fundamental para los diseñadores poder predecir la velocidad de propagación de las grietas y como estas se comportan al estar sometidas a fatiga, para

este estudio las herramientas de análisis más útiles son las hojas de datos de ESDU, siendo algunos de los resultados más importantes los presentados a continuación; las tensiones en zonas cercanas a la punta de una grieta al ser analizadas con los factores de concentración de tensión elástica tienden al infinito, por la suposición que el radio de la punta es cercana a cero. No obstante con el análisis de la mecánica de fractura elástica lineal, se observa que el campo de tensión en la punta tiene el mismo comportamiento que todos los cuerpos elásticos agrietados [49].

#### **1.2.17.5. Reparación sin parches.**

En este procedimiento se pueden distinguir 3 métodos de restauración: por rellenado, aportación de resina y fusión de resinas del tipo termoplásticas. El rellenado es aplicable para estructuras dentadas donde exista la pérdida de material sin delaminación ni prolongación de grietas sobre la matriz, la resina epóxica o poliéster que se emplea es cargada con fibras de vidrio en configuración de microesferas o fibras cortas y es aplicable para estructuras de madera o metal, siempre y cuando las resinas presenten excelentes propiedades de adherencia al material a reparar. A consecuencia de un déficit en el proceso fabricación ciertas zonas sufren delaminación por fallo mecánico y si las superficies presentan problemas de adherencia la inyección de resina es el procedimiento más efectivo de reparación, el principal problema que presenta es asegurar una fluencia apropiada de resina al interior de toda la delaminación; por ello es apropiado elevar la temperatura del componente a fin de mejorar el acceso de resina [11].

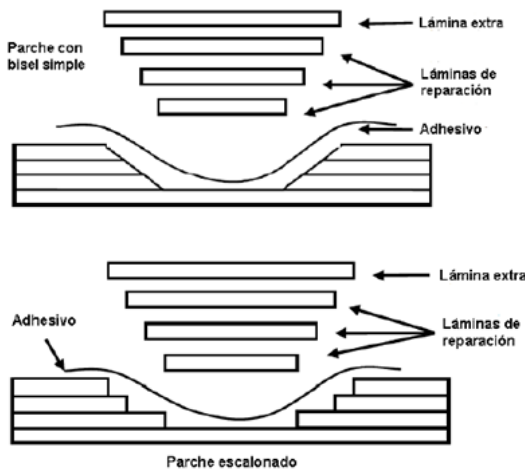
#### **1.2.17.6. Reparación con parches.**

La reparación con parches externos es una técnica de recuperación de superficies de laminados con un alto porcentaje de restauración de sus propiedades mecánicas, para la elaboración de los parches se recomienda utilizar materiales semejantes al del laminado, no obstante si se desea un tejido o un apilamiento cuasi-isotrópico el espesor tiende a incrementarse. Existen 3 opciones para el laminado de parches externos que se pueden aplicar en el proceso de reparación, laminación directa, pre-conformado del laminado y utilización de láminas pre-curadas. Es fundamental también el control de la humedad sobre la superficie a reparar, si esta supera el 0,5 % es recomendable reducirla



calentando el área o seleccionando adhesivos resistentes a la humedad, parte de las limitaciones de la técnica de parches externos se da por un cambio en la transferencia de cargas de la zona reparada, esto ocurre por la aparición de esfuerzo de flexión en las uniones adhesivas que bajo compresión, tienden a reducir la estabilidad significativamente frente al pandeo, así mismo algunas exigencias de acabado superficial dificultan la implementación de este método [41].

Con el desarrollo de las reparaciones con parches escalonados se evita los problemas de excentricidad en la transferencia de carga a la estructura y se reduce significativamente la tensión de pelado sobre el adhesivo. Su sistema de apilado habitualmente tiene la misma configuración de fibras que el laminado a reparar, por lo cual el comportamiento mecánico del componente restaurado varía muy ligeramente. Las únicas dificultades que se pueden presentar durante el proceso se relacionan directamente con la duración del mismo, no solo por el tiempo que toma preparar la superficie dañada, sino también por el tiempo que les toma a los operarios apilar los parches y eliminar la toda la humedad del laminado [11] [50].



**Figura 11.** Reparación mediante adhesivo con parche a nivel y escalonados.

Fuente: [50]

### 1.2.17.7. Reparación para daños de una superficie y núcleo.

Este tipo de reparaciones se aplican en materiales compuestos de fibra de vidrio con un núcleo afectado que requiere de una configuración en ángulo vertical, el problema que

se podría ocasionar con una mala reparación en este tipo de daño, es que si el componente se dobla durante el vuelo el parche se puede desprender y ocasionar un aleteo aerodinámico. La principal diferencia entre las reparaciones de láminas de materiales compuestos y la de materiales compuesto con núcleo, es que el laminado original ayuda a retener al parche de y al núcleo durante la flexión de las superficies, y lleva una capa extra superpuesta que aumenta la resistencia de la reparación [51].

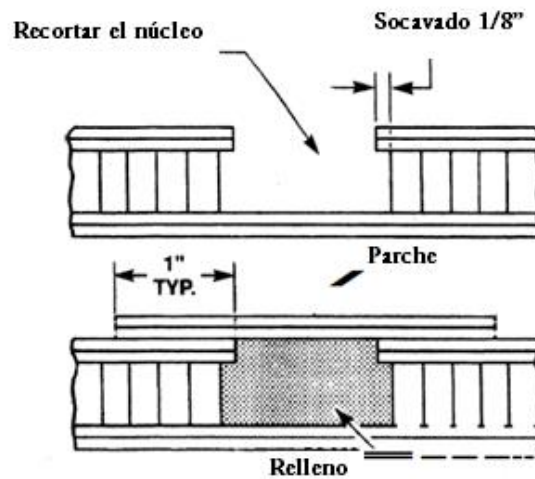


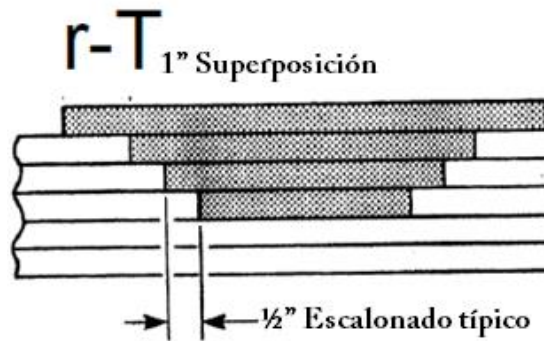
Figura 12. Reparación en socavado con parche superpuesto.

Fuente: [43]

#### 1.2.17.8. Reparación para estructuras laminares.

Las estructuras laminadas que no tienen núcleo requieren de diferentes reparaciones que dependen del grado de daño, ubicación y espesor de laminado.

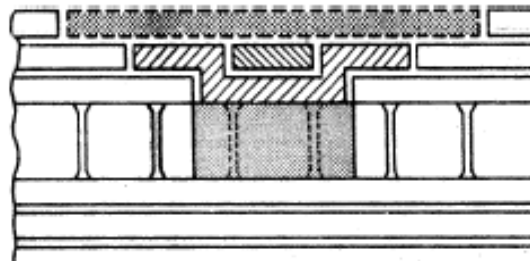
**Reparación con remplazo de capas:** Para este tipo de reparaciones se requiere del remplazo de capas de laminado dañadas por nuevas, las capas son curadas bajo calor y presión para obtener las misma resistencia del compuesto original, los nuevos parches pre-cortados e impregnados se ubican en el área desbastada con la misma orientación de apilado que el original, los parches de superposición suelen ser 1 pulgada más grande que la última capa de reparación y se utilizan como un puente entre la capa original y la reparación [43].



**Figura 13.** Reparación en corte escalonado con remplazo de material dañado.

Fuente: [43]

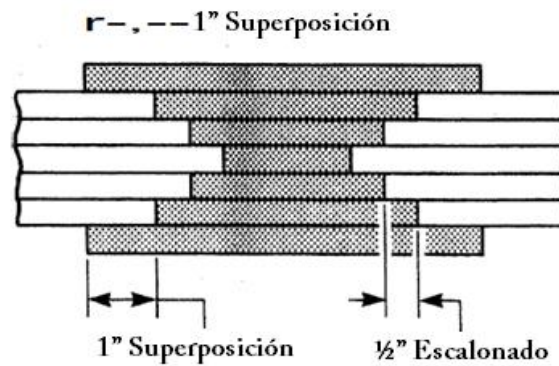
**Reparación por orientación de capas:** Sigue el procedimiento de reparación en escalonado pero con capas en diferente orientación, algunos manuales de reparación del fabricante usan esta técnica para evitar que las capas del parche se deslaminen en caso de un alto impacto, pero en muchas ocasiones si el parche no se ajusta al área del escalonado crea un espacio de aire en los bordes, en este caso se consideraría a la reparación no aeronavegable [47].



**Figura 14.** Variación en la reparación de corte escalonado con capas alternadas.

Fuente: [43]

**Reparación por daño de fibra a través de la pieza:** Para daños que involucran la afectación de todas las capas del laminado, se procede dependiendo del número de capas, espesor, ubicación y tamaño del daño. Si el laminado presenta un gran espesor el área de reparación aumenta, para evitar esto se puede desbastar a ambos lados de la superficie solo si se tiene acceso al lado opuesto, ocasionando así que el área de reparación disminuya [51].



**Figura 15.** Corte escalonado en ambas direcciones para laminados gruesos.

Fuente: [43]

### 1.2.17.9. Reparación con parches escalonados.

Al existir una amplia variación de factores en la composición y aplicación de estructuras laminadas es importante seleccionar las condiciones más idóneas para el proceso de restauración, estas condiciones se pueden obtener de manuales de mantenimiento del fabricante o de códigos de regulación aeronáutica. En el caso de no existir especificaciones, se debe establecer un análisis de ingeniería más complejo que permita la cuantificación de las cargas finales de diseño, fatiga y condiciones de exposición ambiental según las Regulaciones Federales de Aviación (FAR's 23.305, 23.307 y 23.573) [52] [51].

**Preparación general del proceso:** Al realizar cualquier reparación es importante seguir todas las recomendaciones y pautas del manual del fabricante, su incumplimiento parcial o total resulta en restauraciones no aprobadas ni aptas para el vuelo, cada tipo de daño tiene un procedimiento determinado y toda esta información se obtiene de los manuales de reparación y documentos técnicos debidamente aprobados [43].

**Determinación del daño:** Previamente a la rectificación del defecto, el área afectada debe limpiarse e inspeccionarse visualmente, con esto se logra conocer el tipo de daño, su extensión y grado de afectación. Una vez delimitado su alcance se verifica más a fondo con otros END y se lo clasifica [51].

**Tabla 10.** Clasificación de daños según la Autoridad Federal de Aviación Alemana (Luftfahrt-Bundesamt).

| Clasificación de daños |                                                                                                                                                                                                                 |
|------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Tipo                   | Descripción                                                                                                                                                                                                     |
| <b>Daño clase 1</b>    | Destrucción a gran escala que requiere una reconstrucción parcial del componente. Cada destrucción de más de 300 mm de diámetro y cada daño de un larguero es una destrucción a gran escala.                    |
| <b>Daño clase 2</b>    | Daños a estructuras primarias y secundarias, agujeros y fracturas que se extienden a través de un componente sándwich y una escala de menos de 300 mm de diámetro.                                              |
| <b>Daño clase 3</b>    | Daños a las estructuras primarias y secundarias, pequeños agujeros o fracturas en las capas de recubrimiento externas, si no van acompañadas de daños a las capas de soporte o capas de recubrimiento internas. |
| <b>Daño clase 4</b>    | Erosión, raspaduras o mellas que no están acompañadas de fracturas o roturas.                                                                                                                                   |

Fuente: [53]

**Configuración del área a reparar:** Según los manuales de reparación los operarios deben estar en la capacidad de identificar el tipo de material, el proceso de fabricación y ciclo de curado, el número de capas y orientación de las fibras en apilado, además del sistema adhesivo y matricial. En general para evitar complicaciones durante las reparaciones es recomendable eliminar los daños siguiendo patrones ovalados o circulares, evitando así la concentración de estrés que provoca las esquinas afiladas.

Se aconseja que el área del defecto debe ser esbozada en papeles antes de proceder con la reparación, al obtener estos perfiles podemos saber cuál será la ubicación de los parches y el espacio que abarca [43]

**Preparación de materiales:** Todos los materiales requeridos van a estar debidamente identificados dentro de las especificaciones del manual. Compuestos de relleno como resinas, adhesivos y fibras de refuerzo, tendrán la misma naturaleza y configuración que el laminado del composite [51] [45].

**Fibra seca y resina:** Las reparaciones de laminado húmedo se realizan con parches de fibra seca que el técnico empapa manualmente con resina. El contenido de resina en la tela impregnada debe ser de un 40-50% en peso, pero algunas de estas proporciones se calculan más exactamente en base a especificaciones técnicas de la resina y el material de refuerzo [51].

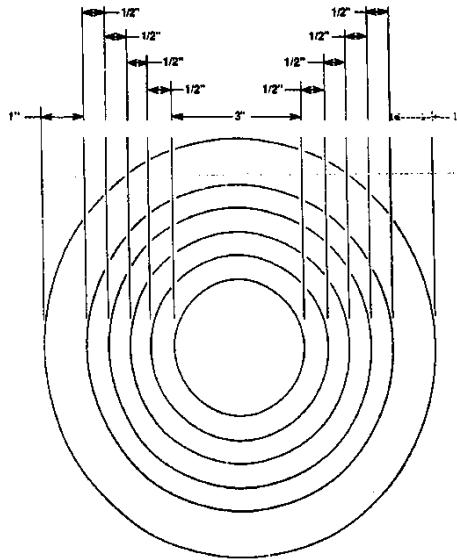
**Remoción del daño:** Un lijado manual para remover daños es fácil de controlar pero nada eficiente con el tiempo, en cambio los lijados mecánicos son mucho más rápidos pero necesita de un cuidado extra para no afectar las zonas no dañadas. Mediante el desbaste mecánico se busca remover solo capas con defecto y así establecer el número de parches y la geometría del área a reparar [45].

**Desbaste escalonado:** Se realiza eliminando el daño de una manera sucesiva y escalonada, por cada lámina de fibra y matriz que se retira, se reduce el área de la capa siguiente sin dañar a las subyacentes y dejando un espacio normado para la ubicación de los parches.

El escalonado se logra reduciendo  $\frac{1}{2}$  pulgada de desbaste a medida que se estrecha hacia el centro del defecto (trabajando una capa a la vez desde el perfil más externo hacia abajo y hacia el centro del daño). Mientras se trabaja en la reparación se inspecciona visualmente la superficie lijada buscando un ligero brillo que nos indique la presencia de nuevas lámina hay que tener un cuidado especial en no eliminar la última capa durante la operación, esto se consigue desbastando a una ligera presión y con baja velocidad [43].

El siguiente procedimiento define el área que será escalonada y plantea la cantidad necesaria de espacios para la ubicación de los parches de reparación.

- a.** Delinear toda el área del defecto que será removida.
- b.** Expandir el radio de reparación en  $\frac{1}{2}$  pulgada por cada capa de desbaste.
- c.** Al usar un parche de superposición el radio se extenderá 1 pulgada adicional.
- d.** Para un daño con una extensión de 3 pulgadas, se presenta el siguiente esquema de medidas.



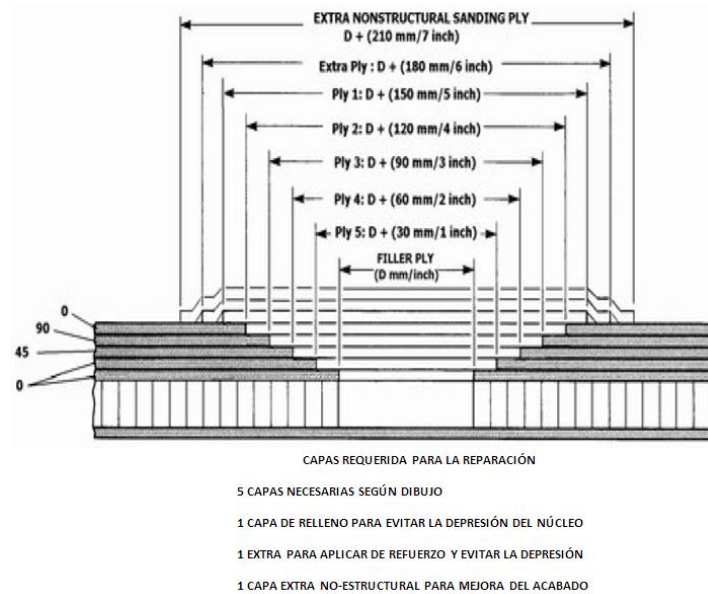
**Figura 16.** Ejemplo del tamaño total de una reparación con falla de 3 pulgadas.

**Fuente:** [43]

***Limpieza después de remover el daño:*** Las reparaciones después del lijado deben ser limpiadas minuciosamente para eliminar todos los residuos de polvo o aceites, visto que las fuerzas de adhesión está directamente relacionada con el estado de las superficies [47].

***Preparación de parches:*** Los parches de refuerzo para reparación conservan la orientación original de las láminas dañadas, de hecho los materiales de refuerzo buscan tolerar el mismo nivel de cargas de tensión que las fibras originales, cada una de estas capas de remplazo presentan 1 pulgada más grande que la anterior.

Un componente reparado con una orientación de fibras inadecuadas no podrá flexionarse correctamente ante cualquier tensión, esto provoca que su resistencia se reduzca drásticamente, causando la falla total de la pieza. Según los manuales de reparación estructural la cantidad de parches cortados deben ser los necesarias para remplazar a los dañadas y si se requiere colocar algunos adicionales [51].



**Figura 17.** Dimensión de los parches de reemplazo para el corte escalonado.

**Fuente:** [51]

**Compactación por vacío:** Esta acción se realiza básicamente compactando con la bomba de vacío los parches de fibra, eliminando así burbujas atrapadas y exceso de resina, también modelando el contorno restaurado y manteniendo a la reparación en forma segura durante el curado [51] [45].

**Curado:** En la mayoría de los casos las condiciones de curado dependen del proceso de fabricación del componente, en general el método se aplicara bajo los principios exactos de presión y calor recomendados por el fabricante [51] [47].

**Acabado superficial:** Con el acabado se busca remover todo tipo de excedentes y conservar las características aerodinámicas de la superficie restaurada, adicionalmente si se requiere un borde de pluma se debe aplicar una lija de grano 240 sobre las orillas de la capa superior y alrededor del área de reparación [43].

**Instalaciones y equipos de seguridad:** Es necesario realizar un acondicionamiento apropiado de las áreas de trabajo, garantizando no solo seguridad y flexibilidad en el proceso, sino también un adecuado control de la humedad, temperatura y agentes contaminantes. Así mismo los equipos de protección personal son requeridos ya que



crean una barrera entre los materiales nocivos y la salud de los operarios, cualquier persona que trabaje en estos entornos tiene la responsabilidad de utilizarlos [51].

### **1.3. OBJETIVOS.**

#### **1.3.1. Objetivo General.**

- Analizar la resistencia mecánica de la punta de ala WING TIP–FAIRING ASSY luego de ser reparada con materiales alternativos.

#### **1.3.2. Objetivos Específicos.**

- Evaluar el daño de la punta alar WING TIP–FAIRING ASSY mediante inspección visual para definir la zona a reparar.
- Reparar el daño de la punta de alar WING TIP–FAIRING ASSY utilizando materiales alternativos y siguiendo recomendaciones del fabricante.
- Evaluar la resistencia mecánica de la parte reparada mediante pruebas físicas, verificando que se encuentre dentro de los parámetros de funcionamiento recomendados.
- Desarrollar un procedimiento para la reparación de superficies de vuelo de aeronaves utilizando materiales alternativos.

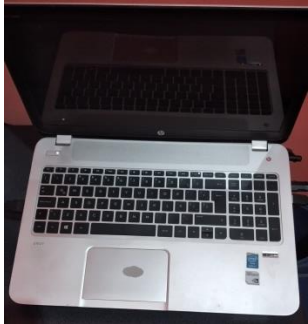


## CAPITULO II. METODOLOGÍA

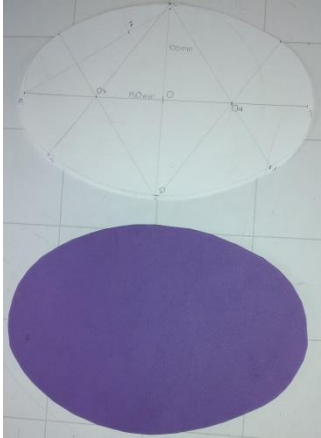

En el presente capítulo realizamos una descripción muy detallada de todos los materiales, herramientas y equipos que se emplearon en el desarrollo del trabajo experimental, además incluimos la metodología aplicada, las propiedades de resinas y fibras seleccionadas, y los procesos de ensayos no destructivos y reparación para materiales compuestos.

### 2.1. MATERIALES Y EQUIPOS.

Son todos los medios físicos utilizados en la elaboración del trabajo experimental y el análisis de datos.

**Tabla 11.** Descripción de materiales y equipos utilizados.

| <b>MATERIALES Y EQUIPOS</b>                  |                                                                                                                  |                                                                                       |
|----------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>COMPUTADOR.</b>                           | Pieza fundamental de toda la organización del trabajo.                                                           |   |
| <b>CALIBRADOR, CINTA Y REGLA PARA MEDIR.</b> | Instrumentos de medición utilizados para establecer la geometría del daño sobre los componentes.                 |  |
| <b>INSTRUMENTOS PARA MARCACIÓN Y CORTE.</b>  | Instrumentos para trazar y obtener los perfiles de corte para los parches de reparación y las zonas de desbaste. |  |

|                                |                                                                                                                           |                                                                                       |
|--------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| <p><b>BALANZA DIGITAL.</b></p> | <p>Equipo para el cálculo de masa de los materiales de reparación.</p>                                                    |    |
| <p><b>PAPEL FOAMY</b></p>      | <p>Material utilizado en la ubicación de los bosquejos de desbaste y para la obtención de las medidas de los parches.</p> |   |
| <p><b>MOTOR TOOL.</b></p>      | <p>Equipo usado para el desbaste del área de restauración.</p>                                                            |  |
| <p><b>MOLDE MACHO.</b></p>     | <p>Herramienta para apoyar la reparación durante el moldeo por vacío.</p>                                                 |  |
| <p><b>BREATHER.</b></p>        | <p>Tela de sangrado que permite la salida de excedente de resina de los parches.</p>                                      |  |

|                             |                                                                                                                                                                          |                                                                                       |
|-----------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>RELEASE FILM.</b>        | Es una película perforada que impide la adherencia de la tela de sangrado a la reparación, y ayuda a controlar la salida de resina y el paso de aire.                    |    |
| <b>PEEL PLY.</b>            | Es una lámina extra que se ubica sobre la superficie restaurada para facilitar el desprendimiento, dándole una rugosidad adecuada a la reparación.                       |    |
| <b>VACUUM BAGGING FILM.</b> | Es la bolsa de empaque para el proceso de vacío, está fabricada de nylon en el orden de 50 $\mu$ , y en ella van todos los materiales para el laminado de la reparación. |    |
| <b>YELLOW SEALANT TAPE.</b> | Cinta de sellado para aplicaciones al vacío.                                                                                                                             |   |
| <b>BOMBA DE VACÍO.</b>      | Bomba generadora de vacío parcial, empleada para extraer moléculas de aire del sistema de bolsa de vacío.                                                                |  |

**Fuente:** Autor

### **2.1.1. Resina epóxica.**

La resina epóxica que se empleó en la restauración de los componentes WING TIP-FAIRING ASSY es la resina recomendada por la empresa AEROPOXY del tipo PR2032, que presenta características como: un color ámbar claro y viscosidad media,

ideal para aplicaciones estructurales. El curado se lo realiza con el endurecedor PH3660 y una vez combinado, la resina tiene un tiempo de trabajo de 1 hora antes del gelado.

Esta resina cuenta con una excelente capacidad de humectación y curado a temperatura ambiente, además cumple con todas las garantías de la Administración de Seguridad y Salud Ocupacional (OSHA), lo que la hace una resina ideal para aplicaciones estructural en aeronaves. Sus proporciones adecuadas son 100:27 por peso o 3 a 1 en volumen.



**Figura 18.** Resina de alto desempeño AERPOXY PR2032.

**Fuente:** Autor

### **2.1.2. Fibra de vidrio.**

La fibra de vidrio proporcionada en los talleres de la CIDFAE se caracteriza por ser una tela tejida en tono blanco semitransparente, con orientaciones de fibras en horizontal y vertical de 0-90°, el tejido se forma de pequeñas hebras flexibles y suaves al tacto, en su manejo deben usarse equipos de protección ya que al desprenderse, las pequeñas fibras producen picazón e irritaciones.

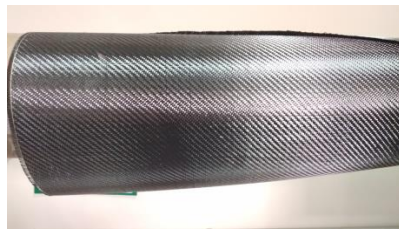


**Figura 19.** Fibra de vidrio marca HEXCEL.

**Fuente:** Autor

### **2.1.3. Fibra de carbono.**

La fibra de carbono facilitada por los talleres de la CIDFAE presenta un tono oscuro a una orientación horizontal y vertical de 0-90°, tiene un tramado de hebras en configuración tipo tela muy suaves al tacto e inoloro.



**Figura 20.** Fibra de carbono.

**Fuente:** Autor

### **2.1.4. Fibra Aramida.**

La fibra de aramida que se presenta en el taller de materiales compuestos de la CIDFAE cuenta con características como, un tejido de finas hebras de color amarillo, orientación bidireccional (0-90) °, hebras inoloras y suaves al tacto.



**Figura 21.** Fibra aramida.

**Fuente:** Autor

## **2.2. METODOS.**

Para evaluar adecuadamente el presente trabajo experimental se necesita de ciertos métodos que ayuden al desarrollo de cada una de las etapas del proceso.

### ***Estudios preliminares.***

El análisis bibliográfico sobre temas de investigación referentes a diseño, construcción y reparación de componentes alares winglets o wingtip, permiten identificar todos los métodos a seguir al definir que esfuerzos soporta la pieza, propiedades y características de los materiales compuestos empleados en la fabricación y bajo que estándares o códigos se pueden establecer procedimientos de reparación que no afecten al normal funcionamiento de las aeronaves y estén aprobados por agencias reguladoras de aviación.

### ***Análisis de resultados.***

Los componentes wingtip se evaluarán en base a los resultados obtenidos de los ensayos a flexión, en estado original y una vez reparados.

#### **2.2.1. Nivel o Tipo de investigación.**

##### ***Bibliográfico.***

El método bibliográfico aplicado nos permitió recopilar toda la información necesaria para determinar los aspectos aerodinámicos de las probetas, los criterios de análisis para ensayos no destructivos en materiales compuestos y los parámetros de reparación que cumplan con las normativas de la Administración Federal de Aviación.

##### ***Descriptivo.***

Mediante el método descriptivo el trabajo experimental analiza la importancia de un buen desarrollo del proceso de reparación, ya que los resultados pueden variar en función del no cumplimiento de los parámetros estipulados en los manuales de mantenimiento.

##### ***Experimental.***

El trabajo es del tipo experimental, porque es necesario seleccionar una técnica de reparación adecuada, que conserve las propiedades mecánicas de los componentes y cumpla con las normativas de agencias reguladoras de aviación.

### ***De campo.***

El método de campo fue fundamental para obtener información de los técnicos sobre el procedimiento de fabricación de los componentes, materiales empleados, modos de fallo, reparación de daños, además de recolectar la mayor cantidad de datos de la configuración de las probetas en el ensayo a flexión.

#### **2.2.2. Plan de recolección de información.**

Para el proceso de recolección de información se procede con consultas a fuentes bibliográficas respecto al tema de investigación, principalmente tesis, artículos técnicos, libros y sitios web, también se efectuó encuestas de carácter directo a los técnicos del laboratorio de materiales del CIDFAE.

La finalidad de aplicar el plan de recolección de información es obtener un conocimiento más amplio sobre conceptos, técnicas y parámetros, que serán empleados en los procedimientos de reparación y posterior análisis de la resistencia de los componentes wingtip. De igual manera se practicarán ensayos de inspección visual a todas las superficies afectadas y se registrarán los resultados a modo de fichas de técnicas de evaluación.

#### **2.2.3. Recolección de la información preliminar.**

En esta parte se detalla la técnica de evaluación de daños por inspección visual y el ensayo de flexión de tres puntos, además de los parámetros fundamentales para el proceso de reparación.

##### **2.2.3.1. Inspección visual.**

La técnica de inspección visual nos proporcionó un procedimiento adecuado para evaluar las discontinuidades localizadas en las superficies de los componentes, algunas






como las grietas detectadas son considerablemente importantes pues se relacionan directamente con las fallas de carácter estructural en aeronaves. Para mejorar su efectividad fue necesario el uso de instrumentos de ampliación visual y fuentes de luz artificial.

***Proceso de inspección visual.***

- a. Previamente se realiza una inspección del área a evaluar, eliminando todo tipo de objetos extraños, impurezas sobre superficies y verificando la seguridad de los componentes.

**Tabla 12.** Componentes alares que serán sometidos a inspección visual.

| <i>COMPONENTES WING TIP</i>                                                        |                                                                                     |                                                                                      |
|------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 1</b>                                                   | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 2</b>                                                    | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 3</b>                                                     |
|  |  |  |

**Fuente:** Autor

- b. Se debe proveer una intensidad de luz apropiada sobre las áreas a inspeccionar, enfocándose aún más en aquellas zonas donde el acceso es complejo.



**Figura 22.** Iluminación con lámpara de las zonas a inspeccionar.

**Fuente:** Auto

- c. Para una evaluación de este tipo se necesita del mayor confort del espacio de trabajo, la temperatura del ambiente, el viento, la lluvia e incluso el ruido, pueden ocasionar que los operarios pierda su concentración, creando un aumento de la probabilidad de cometer errores en la detección.



**Figura 23.** Laboratorios de materiales compuestos de la CIDFAE.

**Fuente:** Autor

- d. La ergonomía del proceso también influye en el aspecto de la interpretación de discontinuidades, pues una deficiente posición de inspección afecta no solo la actitud y las decisiones de los operarios, sino también su motivación.
- e. Aparte de la limpieza superficial previa se procede con una más minuciosa de las zonas a inspeccionar, eliminando todo rastro de contaminantes que dificulten la detección de indicaciones existentes.

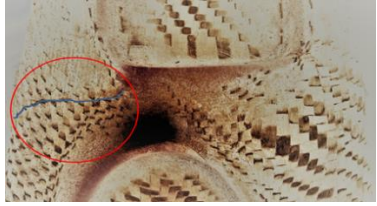




**Figura 24.** Remoción de impurezas superficiales de los componentes wingtip.

**Fuente:** Autor

- f. Cuidadosamente se inspecciona toda el área con la ayuda de instrumentos ópticos y linternas. Para la detección de grietas se ubica al haz de luz de la linterna sobre la superficie a un ángulo de  $5^\circ$  a  $45^\circ$  y en dirección al rostro del operario pero sin llegar a cegarlo y si dirigimos a la linterna bajo un ángulo recto a la grieta determinaremos su longitud. En el caso de no obtener buenos resultados se puede optar por la aplicación de otras técnicas de END como, tintas penetrantes, partículas magnéticas o incluso corrientes parasitas.

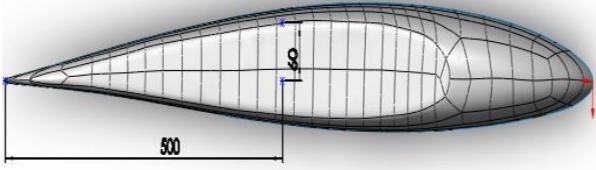



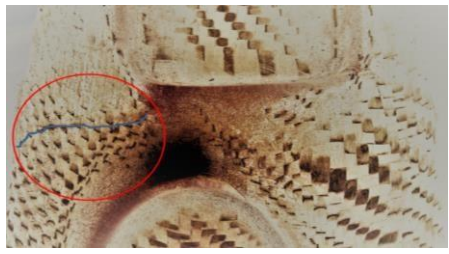
**Tabla 13.** Características del daño superficial de los componentes Wing Tip.

| <i>COMPONENTES WING TIP</i>      |                                                      |                    |                                                                                      |
|----------------------------------|------------------------------------------------------|--------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| DESCRIPCIÓN                      | UBICACIÓN                                            | LONGITUD DE GRIETA | DETALLE DEL DAÑO                                                                     |
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 1</b> | 500 mm del borde de salida y a 60 mm del extradados. | 105 mm             |   |
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 2</b> | 510 mm del borde de salida y a 45 mm del intrados.   | 100 mm             |   |
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 3</b> | 490 mm del borde de salida y a 60 mm del extradados  | 120 mm             |  |

**Fuente:** Autor

- g.** Una vez se ha evaluado todas las discontinuidades, se efectúa un informe escrito que documenta las características de cada una de ellas incluyendo fotografías, valores de medición como el tamaño y la forma, su ubicación en la superficie, además se incluye un registro visible de la discontinuidad, esto ayuda a que el documento sea más completo y se puedan evaluar los daños a través de criterios de aceptación y rechazo.
- [44]

**Tabla 14.** Resultados del ensayo por Inspección visual.

| <b>REPORTE DE INSPECCIÓN VISUAL</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------|------------|
| <b>DATOS INFORMATIVOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Realizado:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | Jonathan Montero                                  |                                                                                      | <b>Revisado por:</b>                                                                                            | Ing. Mg. Cesar Arroba       |            |
| <b>Lugar de Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         | Laboratorios de la CIDFAE                         | <b>Fecha de inspección:</b>                                                          | 01/07/2021                                                                                                      | <b>Fecha de aprobación:</b> | 05/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 1</b>                  |                                                                                      |                                                                                                                 | <b>Reporte N°:</b>          | 1          |
| <b>DATOS DEL ENSAYO</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                             |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Visual                                            | <b>Esquema de inspección</b>                                                         |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Ubicación de la indicación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                  | 500 mm del borde de salida y a 60 mm del extrados |    |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Capacidad:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | (6-6,5) kN                                        |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Reparación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Reparación con parches escalonados                |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Espesor :</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | 2,7 mm                                            |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Medidas de la probeta:<br/>Largo, Ancho</b>                                                                                                                                                                                                                                                                      | (1080x123) mm                                     |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>EQUIPOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Equipos de iluminación</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                       | Linterna                                          |    |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Luz natural                                       |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Equipos ópticos</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                              | Lupa                                              |  |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Elementos de medición</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                        | Calibrador                                        |  |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>CARACTERÍSTICAS DE LOS DEFECTOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                              |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>Estado de la probeta</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         | Rotura de matriz                                  |                                                                                      | <b>Esquema del daño</b><br> |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Agrietamientos                                    | X                                                                                    |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Plastificación de la matriz                       |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Delaminaciones                                    |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Separación de la interfase fibra-matriz           |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Rotura de fibra                                   | X                                                                                    |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Debonding                                         |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Corrosión química de fibras                       |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <b>RESULTADOS OBTENIDOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |
| <p>La grieta tiene una longitud de 105 mm y presenta una ligera rotura de las fibras superficiales de carbono, según la Agencia de Regulación Alemana para componentes fabricados con materiales compuestos (carbono, kevlar y fibra de vidrio) los daños con una extensión inferiores a 300 mm son reparables.</p> |                                                   |                                                                                      |                                                                                                                 |                             |            |

| <b>REPORTE DE INSPECCIÓN VISUAL</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                   |                             |                              |                             |            |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|-----------------------------|------------------------------|-----------------------------|------------|
| <b>DATOS INFORMATIVOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <b>Realizado:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | Jonathan Montero                                  |                             | <b>Revisado por:</b>         | Ing. Mg. Cesar Arroba       |            |
| <b>Lugar de Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         | Laboratorios de la CIDFAE                         | <b>Fecha de inspección:</b> | 01/07/2021                   | <b>Fecha de aprobación:</b> | 05/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 2</b>                  |                             |                              | <b>Reporte N°:</b>          | 2          |
| <b>DATOS DEL ENSAYO</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                             |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <b>Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Visual                                            |                             | <b>Esquema de inspección</b> |                             |            |
| <b>Ubicación de la indicación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                  | 510 mm del borde de salida y a 45 mm del intrados |                             |                              |                             |            |
| <b>Capacidad:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | (6-6,5) kN                                        |                             |                              |                             |            |
| <b>Reparación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Reparación con parches escalonados                |                             |                              |                             |            |
| <b>Espesor:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | 2,5 mm                                            |                             |                              |                             |            |
| <b>Medidas de la probeta:<br/>Largo, Ancho</b>                                                                                                                                                                                                                                                                      | (1080x123) mm                                     |                             |                              |                             |            |
| <b>EQUIPOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <b>Equipos de iluminación</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                       | Linterna                                          |                             |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Luz natural                                       |                             |                              |                             |            |
| <b>Equipos ópticos</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                              | Lupa                                              |                             |                              |                             |            |
| <b>Elementos de medición</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                        | Calibrador                                        |                             |                              |                             |            |
| <b>CARACTERÍSTICAS DE LOS DEFECTOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                              |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <b>Estado de la probeta</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         | Rotura de matriz                                  |                             | <b>Esquema del daño</b><br>  |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Agrietamientos                                    | X                           |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Plastificación de la matriz                       |                             |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Delaminaciones                                    |                             |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Separación de la interfase fibra-matriz           |                             |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Rotura de fibra                                   | X                           |                              |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | Debonding                                         |                             |                              |                             |            |
| Corrosión química de fibras                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <b>RESULTADOS OBTENIDOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                   |                             |                              |                             |            |
| <p>La grieta tiene una longitud de 100 mm y presenta una ligera rotura de las fibras superficiales de carbono, según la Agencia de Regulación Alemana para componentes fabricados con materiales compuestos (carbono, kevlar y fibra de vidrio) los daños con una extensión inferiores a 300 mm son reparables.</p> |                                                   |                             |                              |                             |            |

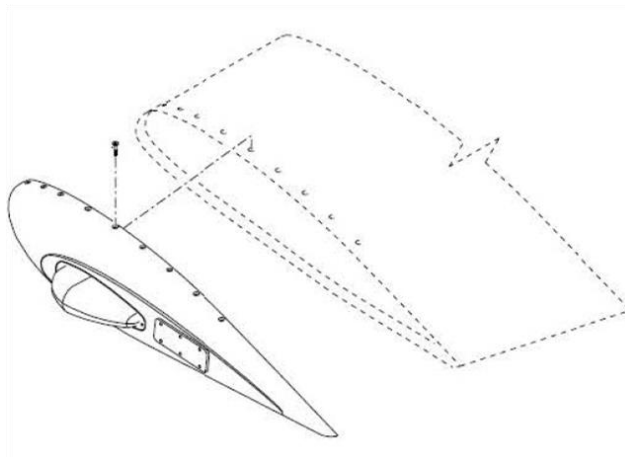
| <b>REPORTE DE INSPECCIÓN VISUAL</b>                                                                                                                                                                                                                                                                            |                                                   |                              |                             |                             |            |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|------------|
| <b>DATOS INFORMATIVOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                      |                                                   |                              |                             |                             |            |
| <b>Realizado:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                              | Jonathan Montero                                  |                              | <b>Revisado por:</b>        | Ing. Mg. Cesar Arroba       |            |
| <b>Lugar de Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                    | Laboratorios de la CIDFAE                         | <b>Fecha de inspección:</b>  | 01/07/2021                  | <b>Fecha de aprobación:</b> | 05/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                             | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 3</b>                  |                              |                             | <b>Reporte N°:</b>          | 3          |
| <b>DATOS DEL ENSAYO</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                   |                              |                             |                             |            |
| <b>Inspección:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                             | Visual                                            | <b>Esquema de inspección</b> |                             |                             |            |
| <b>Ubicación de la indicación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                             | 490 mm del borde de salida y a 60 mm del extrados |                              |                             |                             |            |
| <b>Capacidad:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                              | (6-6,5) kN                                        |                              |                             |                             |            |
| <b>Reparación:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                             | Reparación con parches escalonados                |                              |                             |                             |            |
| <b>Espesor:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                | 2,7 mm                                            |                              |                             |                             |            |
| <b>Medidas de la probeta:<br/>Largo, Ancho</b>                                                                                                                                                                                                                                                                 | (1080x123) mm                                     |                              |                             |                             |            |
| <b>EQUIPOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                   |                              |                             |                             |            |
| <b>Equipos de iluminación</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Linterna                                          |                              |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Luz natural                                       |                              |                             |                             |            |
| <b>Equipos ópticos</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                         | Lupa                                              |                              |                             |                             |            |
| <b>Elementos de medición</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                   | Calibrador                                        |                              |                             |                             |            |
| <b>CARACTERÍSTICAS DE LOS DEFECTOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                   |                              |                             |                             |            |
| <b>Estado de la probeta</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                    | Rotura de matriz                                  |                              | <b>Esquema del daño</b><br> |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Agrietamientos                                    | X                            |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Plastificación de la matriz                       |                              |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Delaminaciones                                    |                              |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Separación de la interfase fibra-matriz           |                              |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Rotura de fibra                                   | X                            |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Debonding                                         |                              |                             |                             |            |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Corrosión química de fibras                       |                              |                             |                             |            |
| <b>RESULTADOS OBTENIDOS</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                    |                                                   |                              |                             |                             |            |
| <p>Se presenta una longitud total de grietas de 120 mm con rotura de las fibras superficiales de carbono. Según la Agencia de Regulación Alemana para componentes fabricados con materiales compuestos (carbono, kevlar y fibra de vidrio) los daños con una extensión inferiores a 300 mm son reparables.</p> |                                                   |                              |                             |                             |            |

**Fuente:** Autor.

### 2.2.3.2. Reparación de componentes fabricados con materiales alternativos.

Las piezas a reparar se denominan WING TIP – FAIRING ASSY y están fabricados de materiales alternativos como la fibra de vidrio, fibra aramida y malla de cobre. El método de reparación recomendado para este tipo de componentes es el de traslape o parches escalonados, por los que se debe retirar el material de las zonas afectadas a modo de escalones para posteriormente ser remplazadas por un parche con la misma configuración de apilado, logrando así conservar la resistencia del material original. El proceso se lo realiza impregnando a las telas de resina epóxica y ubicando primero a la malla de cobre, la fibra de carbono, el kevlar y superficialmente la fibra de vidrio, todo esto curado al vacío, y verificando posteriormente la resistencia eléctrica de la malla de cobre. Al ser un componente aerodinámico, para la reparación se implementara el uso de un molde macho que conserve las superficies y le de soporte al proceso.

Sus reparaciones se basan en el SRM 3730 del A29 Super Tucano, y en parámetros de reparación de materiales compuestos que están sujetos al cumplimiento de normas y códigos de aviación como AC43.13-1B y el manual de ABARIS para la reparación de daños en materiales compuestos. A la punta alar se la considera también como un componente de carácter no estructural con 17 taladrados de ¼” y un espesor del material de 2.6 mm.



**Figura 25.** Componente Wing Tip.

**Fuente:** [54]



### ***Evaluación de las zonas del daño.***

Previamente establecidas las áreas que serán sometidas al proceso de restauración, se debe verificar que todos los equipos, materiales y condiciones de trabajo sean las más adecuadas para la aplicación de las técnicas de reparación.

Al tratar cualquier falla superficial por fractura o agrietamiento, hay que tener en cuenta que si no se corrige a tiempo el daño tiende a extenderse, volviéndose en muchos casos imperceptible por debajo de la superficie. Un método poco convencional para evaluar las áreas afectadas por un agrietamiento es el Tap-test (Test del golpe).

Como recomendaciones previas a la aplicación de los parches húmedos se tiene que: toda superficie lijada o desbastada mecánicamente tiene que ser aspirada, pues las impurezas como el polvo impiden una adhesión segura. En cuanto a la orientación de las fibras, la función de los parches es remplazar las capas de fibra dañadas respetando el orden de apilamiento, permitiendo de esta manera conservar las propiedades mecánicas del componente.

### ***Obtención del molde.***

El SRM 3730 propone un molde de laminado con fibra de carbono de 4 capas, no obstante en el AC43.13-1B señala que este tipo de reparaciones no se aplica a radomos de material compuesto con kevlar o grafito.

### ***Delimitación de la zona a reparar.***

Según el SRM 3730 la zona de reparación se debe delimitar con cinta adhesiva de 2.54 cm de espesor para proteger del desbaste las zonas aledañas al daño. Los componentes Wing Tip tienen grietas que abarcan toda la zona superior donde se ubican las luces exteriores de los aviones, con una longitud de 105, 100 y 120 mm, según la Autoridad Federal de Aviación de Alemania “Luftfahrt-Bundesamt” los daños con una extensión inferiores a 300 mm son reparables, al encontrarse la longitud de daño cumpliendo con el criterio se procede con la reparación.

### ***Materiales.***

En la siguiente tabla se expone los materiales que serán empleados para la reparación, y la información técnica de cada uno de ellos.

**Tabla 15.** Materiales usados para la reparación de componentes Wing TIP.

| <b>ORDEN</b> | <b>MATERIAL</b>  | <b>DENOMINACIÓN</b> | <b>DESCRIPCIÓN</b>                                                                                              |
|--------------|------------------|---------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 01           | Fibra de vidrio  | 7781-50             | Material con las mismas características que el utilizado por EMBRAER y fabricado por HEXCEL, según el SRM 3730. |
| 02           | Fibra aramida    | 98-611              | Tejido liso de alto módulo.                                                                                     |
| 03           | Fibra de carbono | 01-00602            | Tela tejida de (0-90) °.                                                                                        |
| 04           | Malla de cobre   | 3CU7-125A           | Material con las mismas características que el utilizado por EMBRAER y fabricado por DEXMET, según el SRM 3730. |
| 05           | Resina epóxica   | PR2032              | Resina de altas prestaciones para trabajos de aeronáutica, fabricado por AEROPOXY.                              |
| 06           | Manta absorbente | 01-14810            | Fabricada por AIRTECH.                                                                                          |
| 07           | Peel Ply         | 09-00100            | Lámina que ayuda al desprendimiento, dándole también una rugosidad adecuada a la reparación.                    |
| 08           | Sealint tape     | 01-14850            | Cinta para sellar bolsas de vacío.                                                                              |
| 09           | Bolsa de vacío   | 01-14805            | Fabricada por AIRTECH.                                                                                          |

**Fuente:** Autor.

### ***Recursos requeridos.***

- **Recurso humano:** Técnicos y supervisores especializados en materiales compuestos.
- **Recurso material:** Taller de materiales compuestos con instalaciones neumáticas, bomba de vacío de 0.1 mbar, acoples para vacío, manómetro con capacidad de 30-0 inHg, motor tool, multímetro, calibrador pie de rey, balanza digital estilete, mascarilla y guantes.

### **Configuración de la reparación.**

La aplicabilidad de este proceso se define exclusivamente para la reparación de componentes WING TIP-FAIRING ASSY.

#### **a. Diagnóstico del daño.**





**Figura 26.** Esquema de desmontaje del componente Wing Tip.

**Fuente:** [54]

1. La figura 21 muestra en esquema de desmontaje para el componente Wing Tip a reparar
2. Una vez desmontado los componentes se procede a definir las áreas donde se aplicaran las reparaciones.
3. Por medio de un calibrador o escalímetro, evaluar que la longitud del daño no sobrepase el límite establecido de 300 mm para materiales alternativos.

**Tabla 16.** Longitud de las zonas a reparar.

| <b>DELIMITACIÓN DE LAS ZONAS A REPARAR</b> |                 |                                                                                       |
|--------------------------------------------|-----------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>COMPONENTE</b>                          | <b>LONGITUD</b> | <b>ÁREA DE REPARACIÓN</b>                                                             |
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 1</b>           | 105 mm          |  |
| <b>WING TIP – FAIRING ASSY 2</b>           | 100 mm          |  |

|                           |        |                                                                                     |
|---------------------------|--------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| WING TIP – FAIRING ASSY 3 | 120 mm |  |
|---------------------------|--------|-------------------------------------------------------------------------------------|

Fuente: Autor.

4. Obtener un molde macho de un componente Wing Tip en buen estado y verificar que las superficies se acoplen perfectamente a las zonas de reparación.

**b. Elaboración del molde para reparación.**

1. Debido a la ubicación del daño se procede a cubrir de vinil toda la superficie interna de una pieza servible, también encerar y pulir en periodos de seis aplicaciones la cera desmoldante para obtener una superficie completamente lisa. Igualmente la aplicación de cera líquida aporta a un fácil desmoldado.

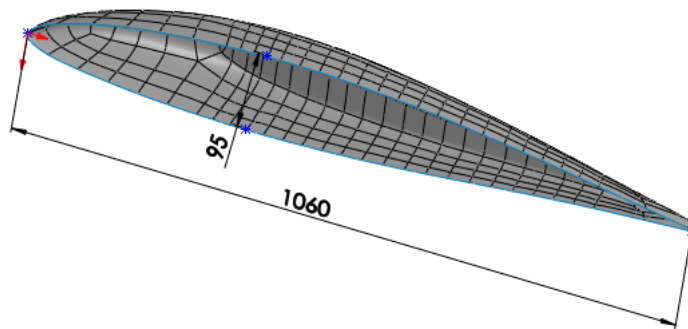


Figura 27. Área a laminar.

Fuente: Autor.

2. Cortar la fibra de carbono con las siguientes medidas cuatro telas de 1200 mm x 430 mm y pesarlas en una balanza digital para calcular la cantidad exacta de catalizador y resina a emplearse.
3. Mezclar la resina epóxica y el catalizador, con el peso total de las fibras de carbono a una proporción de 100:27 como lo indica la hoja técnica de la resina AEROPOXY.

$$\text{Resina} = \text{Masa total de la fibra} \times \frac{100}{27} \quad \text{Eq. (10)}$$

$$\text{Catalizador} = \text{Masa total de la fibra} \times \frac{27}{127} \quad \text{Eq. (11)}$$

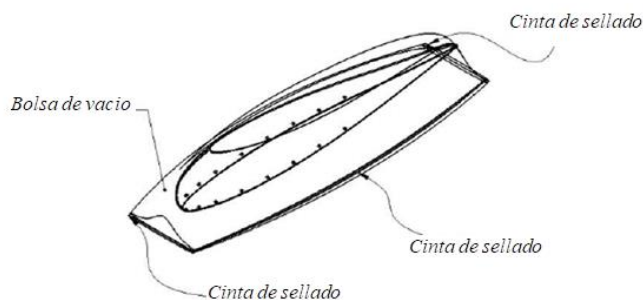
4. Mezclar durante 1 minuto todos los componentes hasta homogeneizarlos, tomando en cuenta que el tiempo de trabajo de la resina es de 60 minutos aplicarlas con espátula sobre cada una de las telas que irán en el interior de componente de manera uniforme.
5. El orden de orientación de cada una de las telas de fibra de carbono se presenta a continuación.

**Tabla 17.** Orden de orientación de las fibras de carbono.

| <i>ORIENTACIÓN DE LAS TELAS DE FIBRA DE CARBONO</i> |                  |                    |
|-----------------------------------------------------|------------------|--------------------|
| <b>ORDEN DE CAPA</b>                                | <b>MATERIAL</b>  | <b>ORIENTACIÓN</b> |
| 1                                                   | Fibra de carbono | 0°,90°             |
| 2                                                   | Fibra de carbono | +45°/-45°          |
| 3                                                   | Fibra de carbono | 0°,90°             |
| 4                                                   | Fibra de carbono | +45°/-45°          |

**Fuente:** Autor

6. Según el Manual de Abaris sección III, se debe ubicar sobre las capas de carbono la tela nylon y la manta de absorción cortadas con la siguiente medida: 1200 mm x 430 mm.
7. Colocar sobre la membrana absorbente 2 acoples de vacío y envolver al componente como se muestra a continuación.



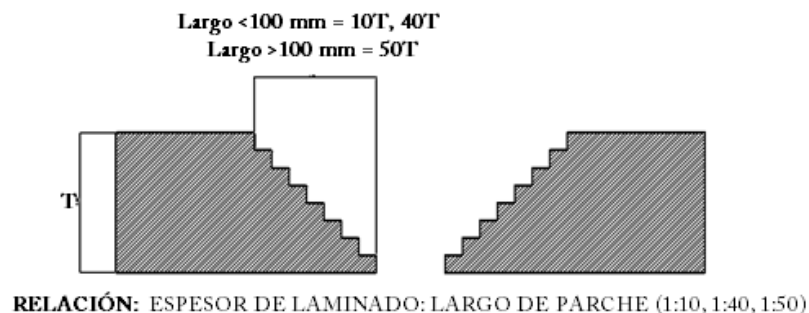
**Figura 28.** Esquema de sellado al vacío.

**Fuente:** [54]

8. Realizar la conexión para el vacío ubicando un corte en cruz sobre cada acople e insertando sobre la primera conexión el vacuometro, y en la segunda conexión rápida la manguera del sistema de vacío.
9. La bomba de vacío debe estar encendida durante una hora a una presión negativa de 20-21 inHg.
10. El curado se lo realiza por 24 horas aproximadamente y a temperatura ambiente.
11. Ya finalizado el tiempo de curado se procede a desfundar y a desmoldar la pieza cuidadosamente y para quitar los excesos de fibra de los bordes, se emplea herramientas del tipo rotativa como los motortool.

**c. Desbaste del área de reparación.**

1. Se debe desbastar el área del daño para darle una forma circular u ovalada, la longitud mínima de escalonado por cada tejido se establece en función del espesor de laminado: por largo del parche, en base al EA-06702 EXTRA si el daño tiene una longitud de menos de 100 mm se puede aplicar las relaciones de 1:10 - 1:40; si la distancia es mayor a 100 mm se aplica la relación 1:50.



**Figura 29.** Longitud mínima de escalonado.

**Fuente:** Autor.

2. Una vez terminado el escalonado por desbaste, se procede a limpiar todos los residuos del proceso con una aspiradora neumática y aplicando acetona con un paño sin pelusas en las superposiciones.

**Tabla 18.** Forma del área de desbaste.

| <i>DELIMITACIÓN DEL ÁREA DE DESBASTE</i> |                           |                                                                                    |
|------------------------------------------|---------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| COMPONENTE                               | CONFIGURACIÓN DE DESBASTE | ÁREA DE DESBASTE                                                                   |
| WING TIP – FAIRING ASSY 1                | Ovalado                   |  |
| WING TIP – FAIRING ASSY 2                | Ovalado                   |  |
| WING TIP – FAIRING ASSY 3                | Circular                  |  |

**Fuente:** Autor.

3. Según el SRM 3730 se debe verificar la resistencia eléctrica de la malla de cobre sobre el área desbastada, colocando las puntas a una distancia mínima de 25.4 mm y en diferentes posiciones del desbaste, la resistencia en el área debes ser de no más de 20 mOhm.
  4. Proteger el área desbastada con una pieza cortada de bolsa de vacío, para evitar que la zona se contamine.
- d. Aplicación de los parches de materiales alternativos y malla de cobre.**
1. cubrir de vinil toda la superficie del molde macho, también encerar y pulir en periodos de seis aplicaciones la cera desmoldante para obtener una superficie completamente lisa. Igualmente la aplicación de cera líquida aporta a un fácil desmoldado.
  2. Garantizar una buena ubicación del molde sobre el área a reparar asegurando así que los parches de reparación no afecten la aerodinámica del componente.
  3. Las dimensiones de los parches deben seguir las medidas de las áreas escalonadas y se ubicaran en la orientación de las fibras originales.

**Tabla 19.** Orientación del material de los parches de reparación.

| <i><b>ORIENTACIÓN DE LOS PARCHES DE REPARACIÓN</b></i> |                  |                    |
|--------------------------------------------------------|------------------|--------------------|
| <b>ORDEN DE CAPA</b>                                   | <b>MATERIAL</b>  | <b>ORIENTACIÓN</b> |
| 1                                                      | Malla de cobre   | 45°                |
| 2                                                      | Fibra de carbono | 45°                |
| 3                                                      | Fibra de carbono | 0°                 |
| 4                                                      | Fibra de carbono | 0°                 |
| 5                                                      | Fibra de kevlar  | 0°                 |
| 6                                                      | Fibra de kevlar  | 0°                 |
| 7                                                      | Fibra de vidrio  | 0°                 |
| 8                                                      | Fibra de vidrio  | 0°                 |

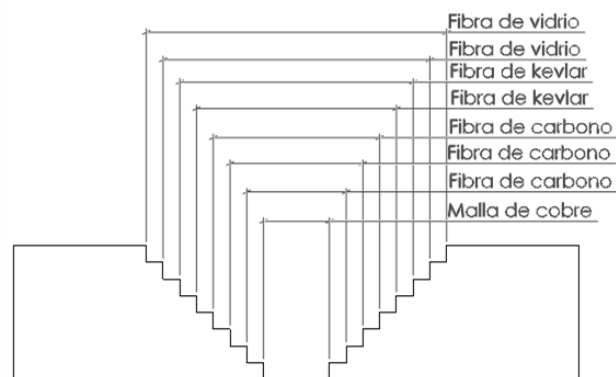
**Fuente:** Autor

4. Remover la pieza de bagging film de protección del área de desbaste para proceder con el laminado.
5. Humedezca todas las superposiciones y los parches con resina, colóquelos sobre la superficie de una hoja de plástico con la secuencia del apilado presentada en la tabla 19. A continuación procederemos a detallar las ecuaciones para el cálculo de la cantidad de resina y catalizador que serán utilizados.

$$Resina = Masa\ total\ de\ la\ fibra \times \frac{100}{27} \quad Eq. (10)$$

$$Catalizador = Masa\ total\ de\ la\ fibra \times \frac{27}{127} \quad Eq. (11)$$

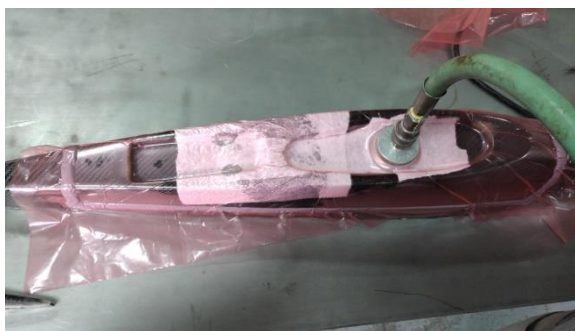




**Figura 30.** Apilado de las capas del material alternativo y la malla de cobre.

**Fuente:** Autor

5. Las zonas de reparación deben curarse por la técnica de bolsa de vacío y con el soporte de un molde macho para conservar la forma aerodinámica del componente, primero colocamos sobre la superficie la tela de nylon, luego la película perforada y el breather.






**Figura 31.** Proceso de bolsa de vacío para la reparación con parches escalonados.

**Fuente:** Autor

6. Colocar sobre la membrana absorbente o breather 2 acoples de vacío y envolver al componente como se muestra en la figura 28.
7. Realizar la conexión para el vacío ubicando un corte en cruz sobre cada acople e insertando sobre la primera conexión el vacuómetro, y en la segunda conexión rápida la manguera del sistema de vacío.
8. La bomba de vacío debe estar encendida durante una hora a una presión negativa de 20-21 inHg.

9. El curado se lo realiza por 24 horas aproximadamente y a temperatura ambiente.
10. Finalizado el curado a temperatura ambiente retiramos la bolsa de vacío, el molde macho y la tela nylon, procedemos inspeccionar la reparación y una vez aprobada aplicamos un post-proceso de acabado superficial con una lija de grano 400, con la finalidad de mantener la forma aerodinámica de la superficie del componente.

**Tabla 20.** Acabados superficiales de los componentes.

| <i>APLICACIÓN DE ACABADO SUPERFICIAL SOBRE EL ÁREA RESTAURADA</i> |                                |                                                                                      |
|-------------------------------------------------------------------|--------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>COMPONENTE</b>                                                 | <b>CONFIGURACIÓN DE PARCHE</b> | <b>ÁREA RESTAURADA</b>                                                               |
| <b>WING TIP-FAIRING ASSY 1</b>                                    | Ovalado                        |    |
| <b>WING TIP-FAIRING ASSY 2</b>                                    | Ovalado                        |   |
| <b>WING TIP-FAIRING ASSY 3</b>                                    | Circular                       |  |

**Fuente:** Autor.

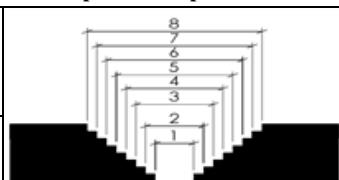
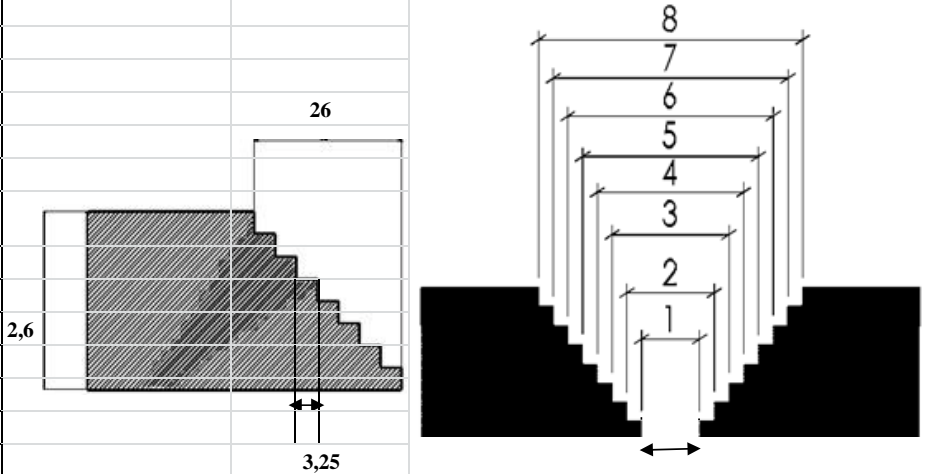
**e. Test de la resistencia eléctrica de la malla de cobre.**

1. Al medir la resistencia eléctrica de la malla de cobre el SRM 3730 especifica el uso de lija de grano 240 para exponer el centro de la reparación y una zona aledaña a la misma una vez expuestas las mallas, limpiarlas con un paño sin pelusas y acetona, y proceder a medir la resistencia eléctrica entre las dos.
2. Nota: Si la medida obtenida con el multímetro es mayor a 40 mOhm, la reparación se debe repetir.
3. Posteriormente al test de resistencia eléctrica, cubrir con una capa fina de fibra de vidrio empapada en resina y catalizador, todas las zonas expuestas.

**Tabla 21.** Fichas técnicas del proceso de reparación para los componentes Wing Tip– Fairing Assy.

| <b>FICHA TÉCNICA DE REPARACIÓN DEL COMPONENTE WING TIP – FAIRING ASSY</b> |                                    |                               |                      |                                     |            |
|---------------------------------------------------------------------------|------------------------------------|-------------------------------|----------------------|-------------------------------------|------------|
| <b>DATOS INFORMATIVOS</b>                                                 |                                    |                               |                      |                                     |            |
| <b>Realizado:</b>                                                         | Jonathan Montero                   |                               | <b>Aprobado por:</b> | Ing. Mg. Cesar Arroba               |            |
| <b>Lugar:</b>                                                             | Laboratorios de la CIDFAE          | <b>Fecha de reparación:</b>   | 06/07/2021           | <b>Fecha de aprobación:</b>         | 11/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                                                        | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 1</b>   |                               |                      | <b>Componente N°:</b>               | 1          |
| <b>PARÁMETROS DE REPARACIÓN</b>                                           |                                    |                               |                      |                                     |            |
| <b>Matriz:</b>                                                            | Resina epóxica                     | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                  | <b>Esquema de apilado de capas:</b> |            |
| <b>Material de reparación:</b>                                            | Fibra de Carbono y Fibra de vidrio | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                  | 7-8 Fibra de carbono                |            |
| <b>Configuración de las fibras:</b>                                       | Tejido                             | <b>Estratificado:</b>         | Al vacío             | 1-6 Fibra de vidrio                 |            |
| <b>Orientación :</b>                                                      | 0°                                 | <b>Tratamiento de curado:</b> | Ambiente             |                                     |            |
| <b>Presión de vacío:</b>                                                  | 0,1 mbar                           | <b>Temperatura:</b>           | 20°C                 |                                     |            |
| <b>Peso de las fibras:</b>                                                | 23 g                               | <b>Humedad relativa:</b>      | 50,8%                |                                     |            |
| <b>Cantidad resina/catalizador:</b>                                       | (19/4) gramos                      | <b>Tiempo de vacío:</b>       | 3 horas              |                                     |            |
| <b>DISEÑO DEL SISTEMA TRASLAPE</b>                                        |                                    |                               |                      |                                     |            |
| <b>Parámetros de diseño</b>                                               |                                    |                               |                      |                                     |            |
| <b>Longitud de daño (LD) mm:</b>                                          | <b>105</b>                         |                               |                      |                                     |            |
| <b>Si LD&lt;=100 mm</b>                                                   | <b>1:10 - 1:40</b>                 |                               |                      |                                     |            |
| <b>Si LD&gt;100 mm</b>                                                    | <b>1:50</b>                        |                               |                      |                                     |            |
| <b>Tipo de Parche</b>                                                     | Ovalado                            |                               |                      |                                     |            |
| <b>1</b>                                                                  | 10                                 |                               |                      |                                     |            |
| <b>Espesor promedio del componente (mm):</b>                              | 2,6                                |                               |                      |                                     |            |
| <b>Numero de Capas:</b>                                                   | 8                                  |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 8 (mm)</b>                             | 157/100                            |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 7 (mm)</b>                             | 150,5/93,5                         |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 6 (mm)</b>                             | 144,0/87,0                         |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 5 (mm)</b>                             | 137,5/80,5                         |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 4 (mm)</b>                             | 131/74,0                           |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 3 (mm)</b>                             | 124,50/67,50                       |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 2 (mm)</b>                             | 118,0/61                           |                               |                      |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 1 (mm)</b>                             | 111,5/54,5                         |                               |                      |                                     |            |
|                                                                           |                                    |                               |                      |                                     |            |

| FICHA TÉCNICA DE REPARACIÓN DEL COMPONENTE WING TIP – FAIRING ASSY |                                    |                               |                       |                                     |            |
|--------------------------------------------------------------------|------------------------------------|-------------------------------|-----------------------|-------------------------------------|------------|
| DATOS INFORMATIVOS                                                 |                                    |                               |                       |                                     |            |
| <b>Realizado:</b>                                                  | Jonathan Montero                   |                               | <b>Aprobado por:</b>  | Ing. Mg. Cesar Arroba               |            |
| <b>Lugar:</b>                                                      | Laboratorios de la CIDFAE          | <b>Fecha de reparación:</b>   | 06/07/2021            | <b>Fecha de aprobación:</b>         | 11/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                                                 | WING TIP – FAIRING ASSY 2          |                               | <b>Componente N°:</b> | 2                                   |            |
| PARÁMETROS DE REPARACIÓN                                           |                                    |                               |                       |                                     |            |
| <b>Matriz:</b>                                                     | Resina epóxica                     | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                   | <b>Esquema de apilado de capas:</b> |            |
| <b>Material de reparación:</b>                                     | Fibra de Carbono y Fibra de vidrio | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                   | 7-8 Fibra de carbono                |            |
| <b>Configuración de las fibras:</b>                                | Tejido                             | <b>Estratificado:</b>         | Al vacío              | 1-6 Fibra de vidrio                 |            |
| <b>Orientación :</b>                                               | 0°                                 | <b>Tratamiento de curado:</b> | Ambiente              |                                     |            |
| <b>Presión de vacío:</b>                                           | 0,1 mbar                           | <b>Temperatura:</b>           | 20°C                  |                                     |            |
| <b>Peso de las fibras:</b>                                         | 20 g                               | <b>Humedad relativa:</b>      | 50,8%                 |                                     |            |
| <b>Cantidad resina/catalizador:</b>                                | (16,6/3,3) gramos                  | <b>Tiempo de vacío:</b>       | 3 horas               |                                     |            |
| DISEÑO DEL SISTEMA TRASLAPE                                        |                                    |                               |                       |                                     |            |
| <b>Parámetros de diseño</b>                                        |                                    |                               |                       |                                     |            |
| <b>Longitud de daño (LD) mm:</b>                                   | <b>100</b>                         |                               |                       |                                     |            |
| <b>Si LD&lt;=100 mm</b>                                            | <b>1:10 - 1:40</b>                 |                               |                       |                                     |            |
| <b>Si LD&gt;100 mm</b>                                             | <b>1:50</b>                        |                               |                       |                                     |            |
| <b>Tipo de Parche</b>                                              | Ovalado                            |                               |                       |                                     |            |
| <b>1</b>                                                           | 10                                 |                               |                       |                                     |            |
| <b>Espesor promedio del componente (mm):</b>                       | 2,6                                |                               |                       |                                     |            |
| <b>Numero de Capas:</b>                                            | 8                                  |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 8 (mm)</b>                      | 152/100                            |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 7 (mm)</b>                      | 145,5/93,5                         |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 6 (mm)</b>                      | 139/87,0                           |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 5 (mm)</b>                      | 132,5/80,5                         |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 4 (mm)</b>                      | 126/74,0                           |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 3 (mm)</b>                      | 119,5/67,50                        |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 2 (mm)</b>                      | 113,0/61                           |                               |                       |                                     |            |
| <b>Diámetro mayor/menor del parche 1 (mm)</b>                      | 106,5/54,5                         |                               |                       |                                     |            |
|                                                                    |                                    |                               |                       |                                     |            |
| FICHA TÉCNICA DE REPARACIÓN DEL COMPONENTE WING TIP – FAIRING ASSY |                                    |                               |                       |                                     |            |
| DATOS INFORMATIVOS                                                 |                                    |                               |                       |                                     |            |

|                                              |                                    |                               |                      |                                                                                                                            |            |
|----------------------------------------------|------------------------------------|-------------------------------|----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>Realizado :</b>                           | Jonathan Montero                   |                               | <b>Aprobado por:</b> | Ing. Mg. Cesar Arroba                                                                                                      |            |
| <b>Lugar:</b>                                | Laboratorios de la CIDFAE          | <b>Fecha de reparación:</b>   | 06/07/2021           | <b>Fecha de aprobación:</b>                                                                                                | 11/07/2021 |
| <b>Descripción</b>                           | <b>WING TIP – FAIRING ASSY 3</b>   |                               |                      | <b>Componente N°:</b>                                                                                                      | 3          |
| <b>PARÁMETROS DE REPARACIÓN</b>              |                                    |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Matriz:</b>                               | Resina epóxica                     | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                  | <b>Esquema de apilado de capas:</b><br> |            |
| <b>Material de reparación:</b>               | Fibra de Carbono y Fibra de vidrio | <b>Fracción volumétrica:</b>  | 50%                  |                                                                                                                            |            |
| <b>Configuración de las fibras:</b>          | Tejido                             | <b>Estratificado:</b>         | Al vacío             | 7-8 Fibra de carbono                                                                                                       |            |
| <b>Orientación:</b>                          | 0°                                 | <b>Tratamiento de curado:</b> | Ambiente             |                                                                                                                            |            |
| <b>Presión de vacío:</b>                     | 0,1 mbar                           | <b>Temperatura:</b>           | 20°C                 | 1-6 Fibra de vidrio                                                                                                        |            |
| <b>Peso de las fibras:</b>                   | 16 g                               | <b>Humedad relativa:</b>      | 50,8%                |                                                                                                                            |            |
| <b>Cantidad resina/catalizador:</b>          | (13,3/2,6) gramos                  | <b>Tiempo de vacío:</b>       | 3 horas              |                                                                                                                            |            |
| <b>DISEÑO DEL SISTEMA TRASLAPE</b>           |                                    |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Parámetros de diseño</b>                  |                                    |                               |                      |                                         |            |
| <b>Longitud de daño (LD) mm:</b>             | 120                                |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Si LD ≤ 100 mm</b>                        | 1:10 - 1:40                        |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Si LD &gt; 100 mm</b>                     | 1:50                               |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Tipo de Parche</b>                        | Circular                           |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>1</b>                                     | 10                                 |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Espesor promedio del componente (mm):</b> | 2,6                                |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Numero de Capas:</b>                      | 8                                  |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 8 (mm)</b>            | 172                                |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 7 (mm)</b>            | 159,00                             | 2,6                           |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 6 (mm)</b>            | 152,50                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 5 (mm)</b>            | 146,00                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 4 (mm)</b>            | 139,50                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 3 (mm)</b>            | 133,00                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 2 (mm)</b>            | 126,50                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |
| <b>Diámetro del Parche 1 (mm)</b>            | 120,00                             |                               |                      |                                                                                                                            |            |

Fuente: Autor

### 2.2.3.3. Procedimiento para ensayo de flexión en 3 puntos.

Para aplicar el ensayo de flexión a los componentes WING TIP-FAIRING ASSY, se buscó replicar la estabilidad que tiene al trabajar como una extensión más del ala, para lo cual se ubicó 3 platinas de tol sujetadas con pernos y tuercas a modo de topes en cada una de las probetas, lo que evitara una deformación precipitada de las caras internas y le dará un comportamiento más efectivo ante la aplicación de las cargas de ensayo.



**Figura 32.** Instalación de topes en las piezas reparadas previo al ensayo de flexión de 3 puntos.

**Fuente:** Autor

La norma ecuatoriana NTE INEN 2047:96 establece el tipo de método de ensayo para determinar la resistencia a la flexión de los materiales plásticos rígidos. Según la norma la carga se debe aplicar a velocidad constante y sobre el punto medio de la longitud de la probeta hasta que esta falle. Los apoyos no deben estar cargados bajo tensión y se ubican a 200 mm del punto de aplicación de la carga.



**Figura 33.** Ensayo de flexión de 3 puntos de los componentes Wing Tip-Fairing Assy reparados.

**Fuente:** Autor

## CAPITULO III. RESULTADO Y DISCUSIONES



### 3.1. ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE LOS RESULTADOS.

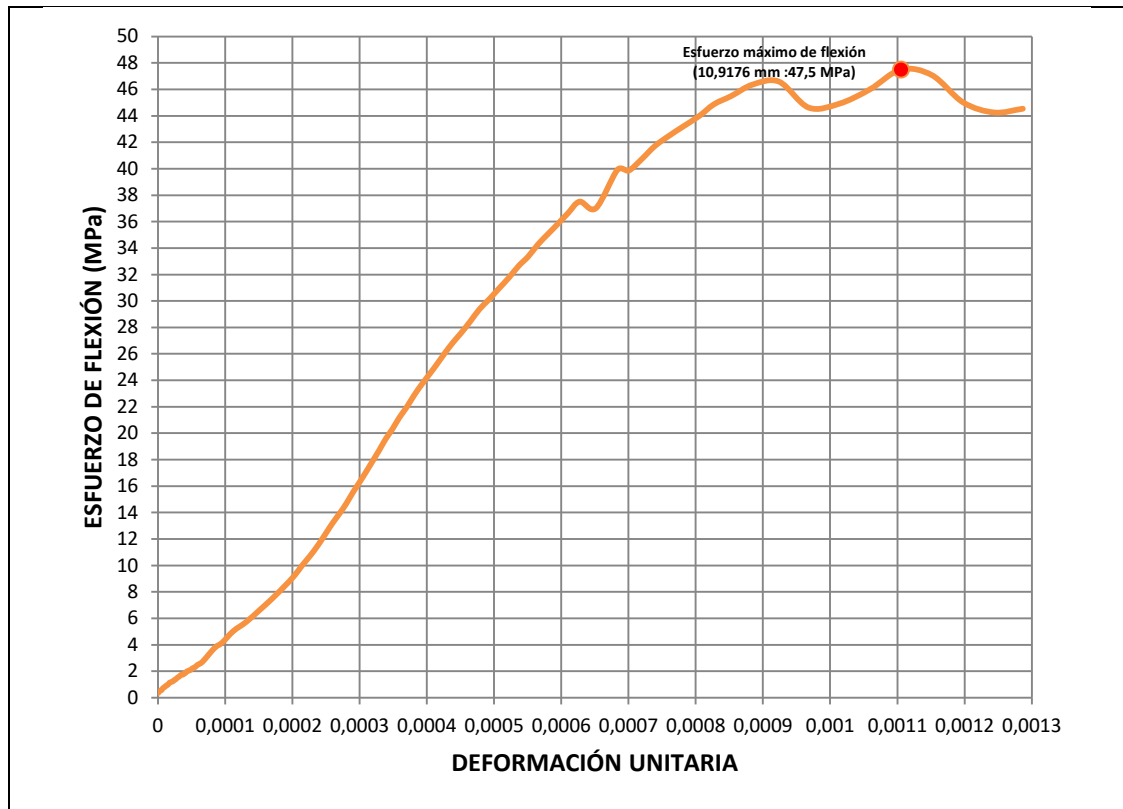
Para este capítulo se exponen los datos asociados a la evaluación y análisis de resultados obtenidos de los ensayos a flexión en 3 puntos de los componentes Wing-Tip en estado servible y una vez sometidos al proceso de reparación. Las fichas de reporte registran en orden cada resultado de las probetas ensayadas y nos ayuda a verificar si las reparaciones cumplen o no, con los parámetros de funcionamiento recomendados.

En cada reporte se evidencia también los parámetros de ensayo según la norma INEN 2047:96, además de una descripción detallada de la configuración de las probetas en estado servible y reparadas.

#### 3.1.1. Fichas de reporte de los ensayos de flexión de 3 puntos de los componentes en estado servible.

Tabla 22. Fichas reporte del ensayo a flexión en 3 puntos.

|  <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b><br><b>FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA</b><br><b>INGENIERIA MECANICA</b>  |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------|------------------------------------------|--------------------|
| FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS                                                                                                                                                                                                                                                                                                             |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |
| DATOS INFORMATIVOS                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |
| Lugar:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | Centro de transferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                                                          |                                          |                    |
| Fecha:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | 09-03-2021                                                                                                          | Ciudad:                                                  | Ambato                                   |                    |
| Máquina:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                         |                                                          |                                          |                    |
| Realizado por:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | Jonathan Montero                                                                                                    | Revisado por:                                            | Ing. Mg. Cesar Arroba                    |                    |
| Descripción:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              | WING TIP – FAIRING ASSY 1                                                                                           | Componente N°:                                           | 1                                        |                    |
| PARÁMETROS DE ENSAYO                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |
| Tipo de ensayo:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           | Flexión en 3 puntos                                                                                                 | Norma:                                                   | NTE INEN 2047:96                         |                    |
| Configuración:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | Tejido                                                                                                              | Estratificado:                                           | Al vacío                                 |                    |
| Matriz:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | Resina epoxi                                                                                                        | Fracción volumétrica:                                    | 50%                                      |                    |
| Refuerzo:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | Fibra de carbono + Fibra de vidrio                                                                                  | Fracción volumétrica:                                    | 50%                                      |                    |
| Orientación:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              | 0°                                                                                                                  | Curado:                                                  | Al ambiente                              |                    |
| Numero de capas:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          | 8                                                                                                                   | Orden de capas:                                          | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |                    |
| Temperatura:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              | 20 °C                                                                                                               | Humedad relativa:                                        | 50,8 %                                   |                    |
| Espesor:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | 2,7 mm                                                                                                              | Velocidad de ensayo:                                     | 0.86 MPa/min                             |                    |
| Distancia entre apoyos:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 400 mm                                                                                                              | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga: | 30 mm                                    |                    |
| RESULTADOS                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |
| Componente:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | Carga máxima (N)                                                                                                    | Esfuerzo máximo (MPa)                                    | Módulo de flexión (MPa)                  | Flecha máxima (mm) |
| WING TIP-FAIRING ASSY 1                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 6266,59                                                                                                             | 47,50                                                    | 1217,79                                  | 10,9176            |
| GRAFICA                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |                                                                                                                     |                                                          |                                          |                    |



**Observaciones:** Al componente 1 se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 47,50 MPa a una carga de 6266,59 N, y a una flecha máxima de 10,917 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 12,50° a una elongación máxima de 0,11054%.





**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**  
**FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA**  
**INGENIERIA MECANICA**



**FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS**

**DATOS INFORMATIVOS**

|                |                                                                                                                     |                |                       |
|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------|-----------------------|
| Lugar:         | Centro de transferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                |                       |
| Fecha:         | 09-03-2021                                                                                                          | Ciudad:        | Ambato                |
| Máquina:       | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                         |                |                       |
| Realizado por: | Jonathan Montero                                                                                                    | Revisado por:  | Ing. Mg. Cesar Arroba |
| Descripción:   | WING TIP – FAIRING ASSY 2                                                                                           | Componente N°: | 2                     |

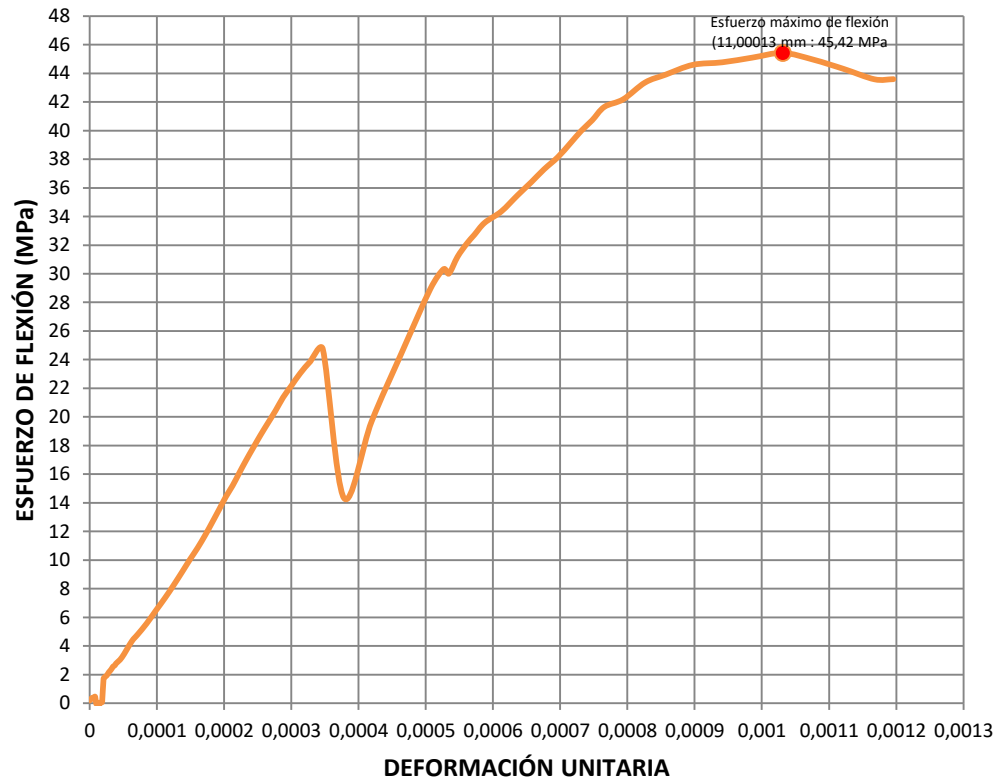
**PARAMETROS DE ENSAYO**

|                         |                                    |                                                          |                                          |
|-------------------------|------------------------------------|----------------------------------------------------------|------------------------------------------|
| Tipo de ensayo:         | Flexión en 3 puntos                | Norma:                                                   | NTE INEN 2047:96                         |
| Configuración:          | Tejido                             | Estratificado:                                           | Al vacío                                 |
| Matriz:                 | Resina epoxi                       | Fracción volumétrica:                                    | 50%                                      |
| Refuerzo:               | Fibra de carbono + Fibra de vidrio | Fracción volumétrica:                                    | 50%                                      |
| Orientación:            | 0°                                 | Curado:                                                  | Al ambiente                              |
| Numero de capas:        | 8                                  | Orden de capas:                                          | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |
| Temperatura:            | 20 °C                              | Humedad relativa:                                        | 50,8 %                                   |
| Espesor:                | 2,5 mm                             | Velocidad de ensayo:                                     | 0,86 MPa/min                             |
| Distancia entre apoyos: | 400 mm                             | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga: | 30 mm                                    |

**RESULTADOS**

| Componente:             | Carga máxima (N) | Esfuerzo máximo (MPa) | Módulo de flexión (MPa) | Flecha máxima (mm) |
|-------------------------|------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------|
| WING TIP-FAIRING ASSY 2 | 5560,24          | 45,42                 | 1344,72                 | 11,00013           |

**GRAFICA**



**Observaciones:** Al componente 2 se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 45,42 MPa a una carga de 5560,24 N, y a una flecha máxima de 11,00013 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 12,59 ° a una elongación máxima de 0.1031%.

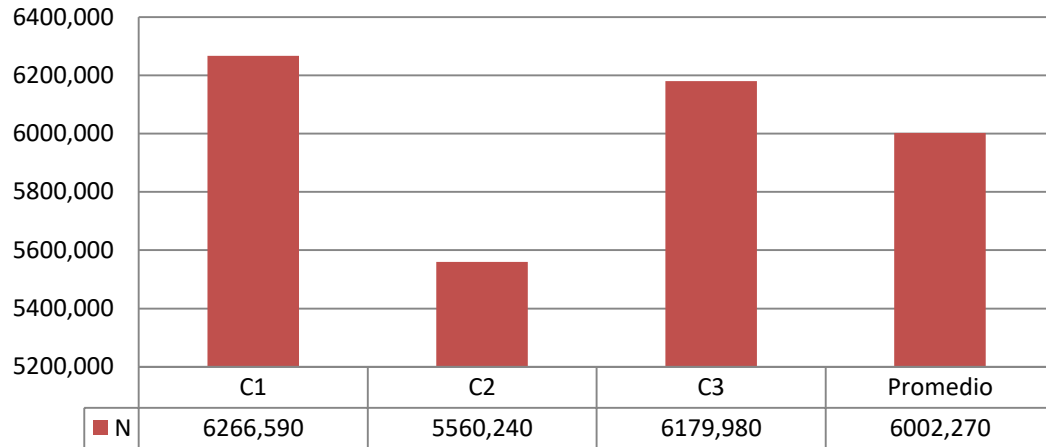
|  <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b><br><b>FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA</b><br><b>INGENIERIA MECANICA</b> |                                                                                                                     |  |                                          |                    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------|--------------------|
| FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS                                                                                                                                                                          |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| DATOS INFORMATIVOS                                                                                                                                                                                     |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Lugar:                                                                                                                                                                                                 | Centro de transferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                                                                                     |                                          |                    |
| Fecha:                                                                                                                                                                                                 | 09-03-2021                                                                                                          | Ciudad:                                                                             | Ambato                                   |                    |
| Máquina:                                                                                                                                                                                               | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                         |                                                                                     |                                          |                    |
| Realizado por:                                                                                                                                                                                         | Jonathan Montero                                                                                                    | Revisado por:                                                                       | Ing. Mg. Cesar Arroba                    |                    |
| Descripción:                                                                                                                                                                                           | WING TIP – FAIRING ASSY 3                                                                                           | Componente N°:                                                                      | 3                                        |                    |
| PARÁMETROS DE ENSAYO                                                                                                                                                                                   |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Tipo de ensayo:                                                                                                                                                                                        | Flexión en 3 puntos                                                                                                 | Norma:                                                                              | NTE INEN 2047:96                         |                    |
| Configuración:                                                                                                                                                                                         | Tejido                                                                                                              | Estratificado:                                                                      | Al vacío                                 |                    |
| Matriz:                                                                                                                                                                                                | Resina epoxi                                                                                                        | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Refuerzo:                                                                                                                                                                                              | Fibra de carbono + Fibra de vidrio                                                                                  | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Orientación:                                                                                                                                                                                           | 0°                                                                                                                  | Curado:                                                                             | Al ambiente                              |                    |
| Numero de capas:                                                                                                                                                                                       | 8                                                                                                                   | Orden de capas:                                                                     | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |                    |
| Temperatura:                                                                                                                                                                                           | 20 °C                                                                                                               | Humedad relativa:                                                                   | 50,8 %                                   |                    |
| Espesor:                                                                                                                                                                                               | 2,7 mm                                                                                                              | Velocidad de ensayo:                                                                | 0,86 MPa/min                             |                    |
| Distancia entre apoyos:                                                                                                                                                                                | 400 mm                                                                                                              | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga:                            | 30 mm                                    |                    |
| RESULTADOS                                                                                                                                                                                             |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Componente:                                                                                                                                                                                            | Carga máxima (N)                                                                                                    | Esfuerzo máximo (MPa)                                                               | Módulo de flexión (MPa)                  | Flecha máxima (mm) |
| WING TIP-FAIRING ASSY 3                                                                                                                                                                                | 6179,98                                                                                                             | 46,77                                                                               | 1232,65                                  | 7,82               |

**Observaciones:** Al componente 3 se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 46,77 MPa a una carga de 6179,98 N, y a una flecha máxima de 7,82 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 8,96 ° a una elongación máxima del 0,0791%.

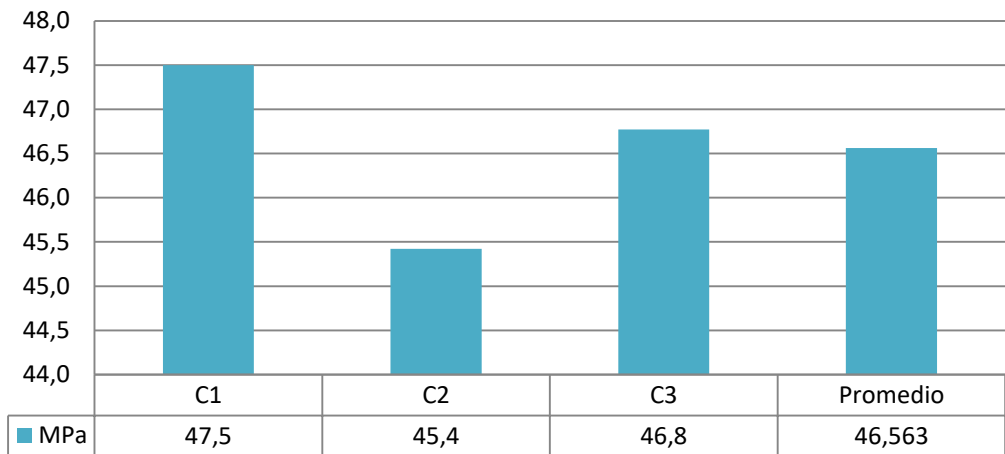
| GRAFICAS DE RESULTADOS |                  |                       |                         |                    |
|------------------------|------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------|
| N° Componente          | Carga máxima (N) | Esfuerzo máximo (MPa) | Módulo de flexión (MPa) | Flecha máxima (mm) |
| C1                     | 6266,590         | 47,5                  | 1217,79                 | 10,918             |
| C2                     | 5560,240         | 45,4                  | 1344,72                 | 11,000             |

|                            |          |        |          |       |
|----------------------------|----------|--------|----------|-------|
| <b>C3</b>                  | 6179,980 | 46,8   | 1232,65  | 7,820 |
| <b>Promedio</b>            | 6002,270 | 46,563 | 1265,053 | 9,913 |
| <b>Desviación estándar</b> | 314,556  | 0,862  | 56,659   | 1,480 |

### CARGA MÁXIMA (N)



### ESFUERZO MÁXIMO DE FLEXIÓN (MPa)





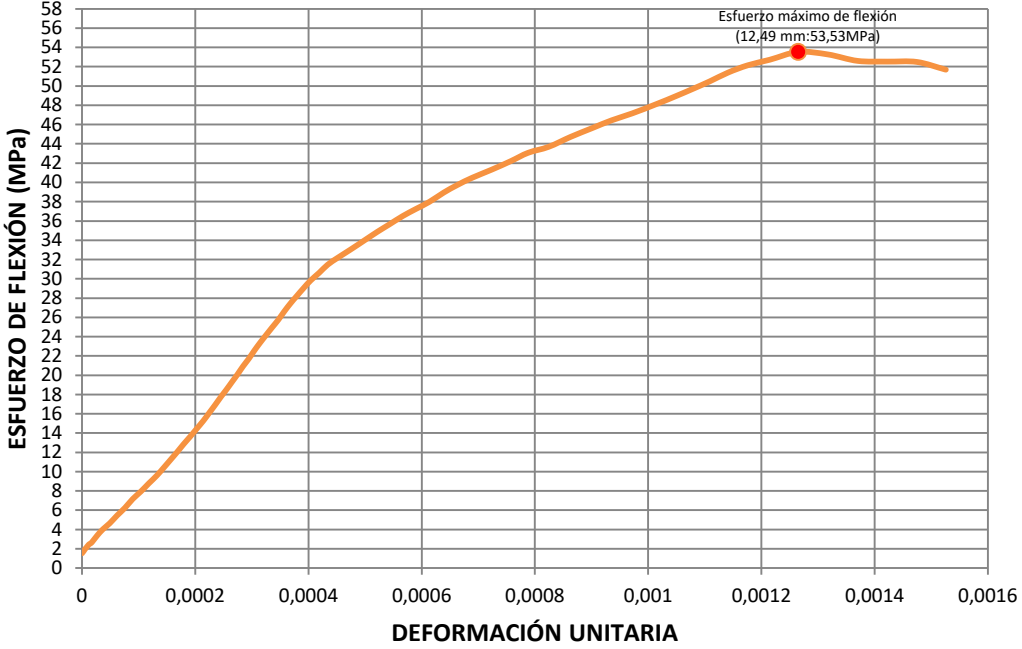
#### EVALUACIÓN Y OBSERVACIONES

|                                         |          |
|-----------------------------------------|----------|
| <b>Módulo de flexión promedio (MPa)</b> | 1265,053 |
| <b>Flecha máxima promedio (mm)</b>      | 9,913    |
| <b>% de elongación promedio</b>         | 0,09758  |
| <b>Ángulo de flexión promedio (°)</b>   | 11,35    |
| <b>Espesor promedio (mm)</b>            | 2,6      |

Fuente: Autor

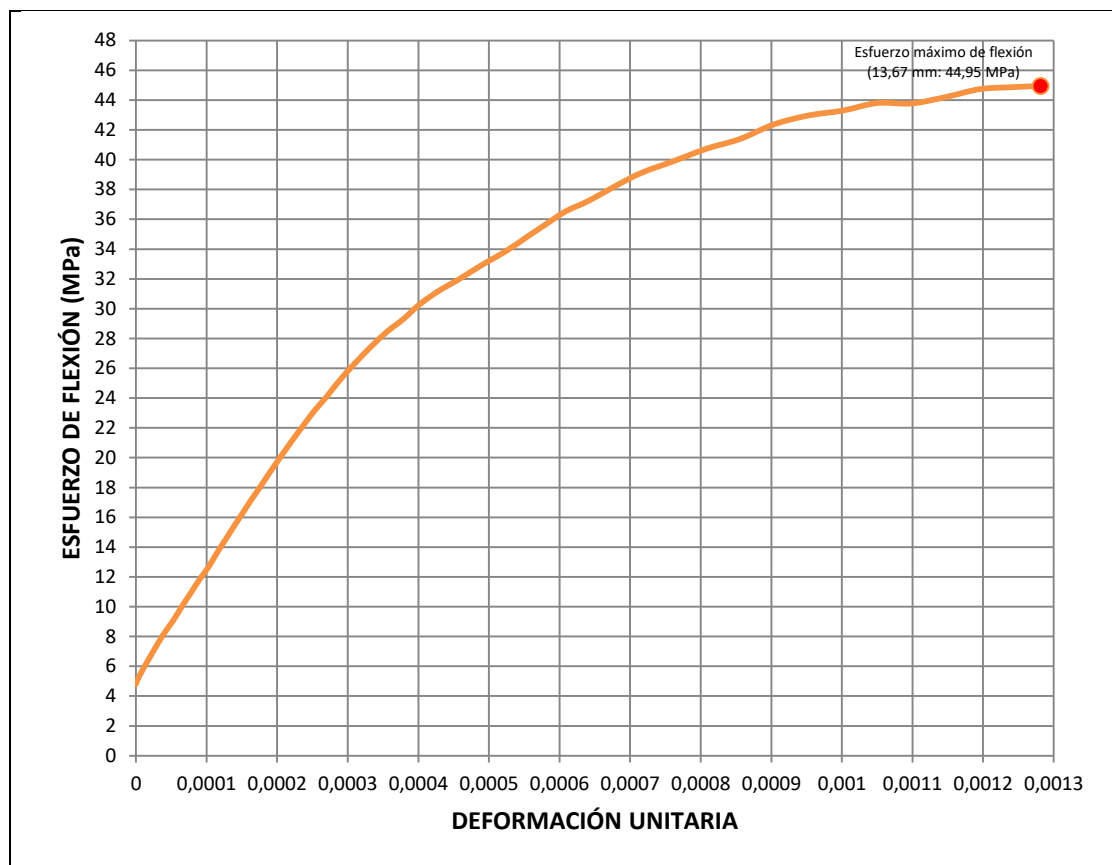
### 3.1.2. Fichas de reporte de los ensayos de flexión de 3 puntos de los componentes sometidos a un proceso de reparación.

**Tabla 23.** Fichas reporte del ensayo a flexión en 3 puntos sobre los componentes Wing Tip-Fairing Assy reparados.

|  <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b><br><b>FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA</b><br><b>INGENIERIA MECANICA</b> |                                                                                                                    |  |                                          |                    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------|--------------------|
| FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS                                                                                                                                                                          |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |
| DATOS INFORMATIVOS                                                                                                                                                                                     |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |
| Lugar:                                                                                                                                                                                                 | Centro de trasferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                                                                                     |                                          |                    |
| Fecha:                                                                                                                                                                                                 | 22-07-2021                                                                                                         | Ciudad:                                                                             | Ambato                                   |                    |
| Máquina:                                                                                                                                                                                               | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                        |                                                                                     |                                          |                    |
| Realizado por:                                                                                                                                                                                         | Jonathan Montero                                                                                                   | Revisado por:                                                                       | Ing. Mg. Cesar Arroba                    |                    |
| Descripción:                                                                                                                                                                                           | WING TIP – FAIRING ASSY 1                                                                                          | Componente N°:                                                                      | 1                                        |                    |
| PARÁMETROS DE ENSAYO                                                                                                                                                                                   |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |
| Tipo de ensayo:                                                                                                                                                                                        | Flexión en 3 puntos                                                                                                | Norma:                                                                              | NTE INEN 2047:96                         |                    |
| Configuración:                                                                                                                                                                                         | Tejido                                                                                                             | Estratificado:                                                                      | Al vacío                                 |                    |
| Matriz:                                                                                                                                                                                                | Resina epoxi                                                                                                       | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Refuerzo:                                                                                                                                                                                              | Fibra de carbono + Fibra de vidrio                                                                                 | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Orientación:                                                                                                                                                                                           | 0°                                                                                                                 | Curado:                                                                             | Al ambiente                              |                    |
| Numero de capas:                                                                                                                                                                                       | 8                                                                                                                  | Orden de capas:                                                                     | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |                    |
| Temperatura:                                                                                                                                                                                           | 20 °C                                                                                                              | Humedad relativa:                                                                   | 50,8 %                                   |                    |
| Espesor:                                                                                                                                                                                               | 2,7 mm                                                                                                             | Velocidad de ensayo:                                                                | 0.86 MPa/min                             |                    |
| Distancia entre apoyos:                                                                                                                                                                                | 400 mm                                                                                                             | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga:                            | 30 mm                                    |                    |
| RESULTADOS                                                                                                                                                                                             |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |
| Componente:                                                                                                                                                                                            | Carga máxima (N)                                                                                                   | Esfuerzo máximo (MPa)                                                               | Módulo de flexión (MPa)                  | Flecha máxima (mm) |
| WING TIP-FAIRING ASSY 1                                                                                                                                                                                | 7055,92                                                                                                            | 53,5                                                                                | 1452,16                                  | 12,4966            |
| GRAFICA                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |
|  <p>Esfuerzo máximo de flexión (12,49 mm:53,53MPa)</p>                                                             |                                                                                                                    |                                                                                     |                                          |                    |

**Observaciones:** Al componente 1 reparado se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 53,53 MPa a una carga de 7055,92 N, y a una flecha máxima de 12,49 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 16,58 ° a una elongación máxima de 0,1265 %.

|  <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b><br><b>FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA</b><br><b>INGENIERIA MECANICA</b> |                                                                                                                     |  |                                          |                    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------|--------------------|
| <b>FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS</b>                                                                                                                                                                   |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| <b>DATOS INFORMATIVOS</b>                                                                                                                                                                              |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Lugar:                                                                                                                                                                                                 | Centro de transferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                                                                                     |                                          |                    |
| Fecha:                                                                                                                                                                                                 | 22-07-2021                                                                                                          | Ciudad:                                                                             | Ambato                                   |                    |
| Máquina:                                                                                                                                                                                               | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                         |                                                                                     |                                          |                    |
| Realizado por:                                                                                                                                                                                         | Jonathan Montero                                                                                                    | Revisado por:                                                                       | Ing. Mg. Cesar Arroba                    |                    |
| Descripción:                                                                                                                                                                                           | WING TIP – FAIRING ASSY 2                                                                                           | Componente N°:                                                                      | 2                                        |                    |
| <b>PARÁMETROS DE ENSAYO</b>                                                                                                                                                                            |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Tipo de ensayo:                                                                                                                                                                                        | Flexión en 3 puntos                                                                                                 | Norma:                                                                              | NTE INEN 2047:96                         |                    |
| Configuración:                                                                                                                                                                                         | Tejido                                                                                                              | Estratificado:                                                                      | Al vacío                                 |                    |
| Matriz:                                                                                                                                                                                                | Resina epoxi                                                                                                        | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Refuerzo:                                                                                                                                                                                              | Fibra de carbono + Fibra de vidrio                                                                                  | Fracción volumétrica:                                                               | 50%                                      |                    |
| Orientación:                                                                                                                                                                                           | 0°                                                                                                                  | Curado:                                                                             | Al ambiente                              |                    |
| Numero de capas:                                                                                                                                                                                       | 8                                                                                                                   | Orden de capas:                                                                     | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |                    |
| Temperatura:                                                                                                                                                                                           | 20 °C                                                                                                               | Humedad relativa:                                                                   | 50.8 %                                   |                    |
| Espesor:                                                                                                                                                                                               | 2,5 mm                                                                                                              | Velocidad de ensayo:                                                                | 0,86 MPa/min                             |                    |
| Distancia entre apoyos:                                                                                                                                                                                | 400 mm                                                                                                              | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga:                            | 30 mm                                    |                    |
| <b>RESULTADOS</b>                                                                                                                                                                                      |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |
| Componente:                                                                                                                                                                                            | Carga máxima (N)                                                                                                    | Esfuerzo máximo (MPa)                                                               | Módulo de flexión (MPa)                  | Flecha máxima (mm) |
| WING TIP-FAIRING ASSY 2                                                                                                                                                                                | 5493,48                                                                                                             | 44,95                                                                               | 1654,02                                  | 13,6703            |
| <b>GRAFICA</b>                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                     |                                                                                     |                                          |                    |



**Observaciones:** Al componente 2 reparado se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 44,95 MPa a una carga de 5493,48 N, y a una flecha máxima de 13,6703 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 15,64° a una elongación máxima de 0.128 %.

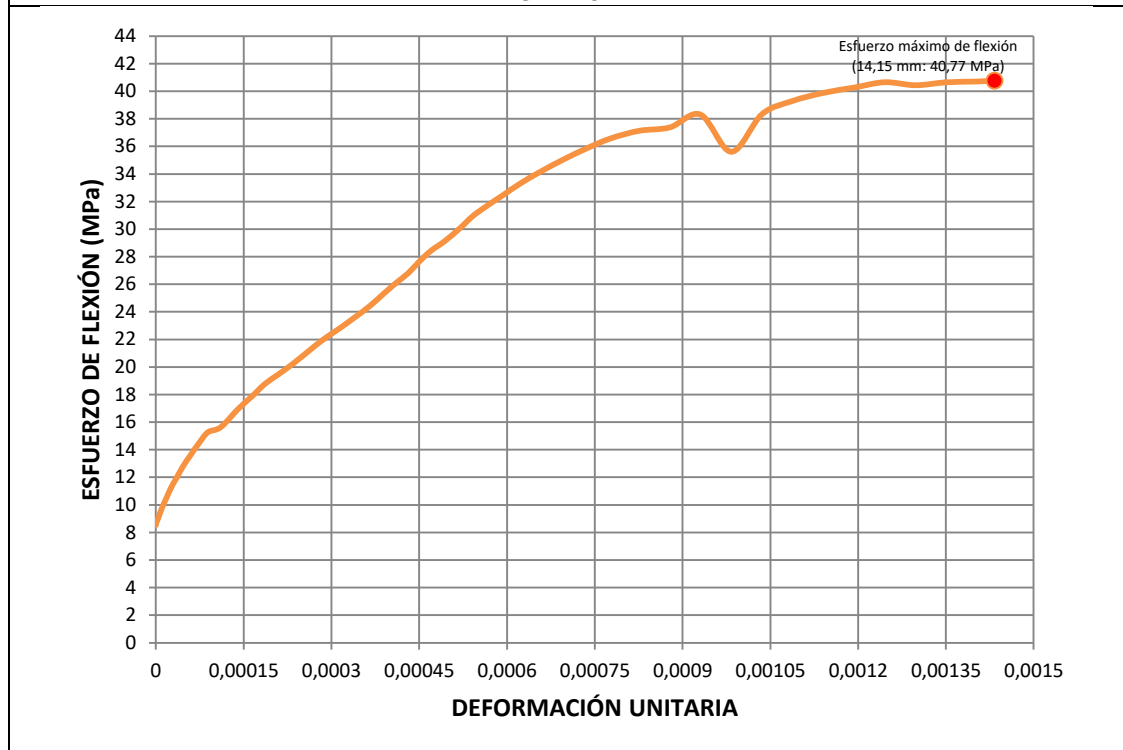
|  <b>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO</b><br><b>FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA</b><br><b>INGENIERIA MECANICA</b> |                                                                                                                     |  |                       |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| FICHA DE RECOLECCIÓN DE DATOS                                                                                                                                                                            |                                                                                                                     |                                                                                       |                       |
| DATOS INFORMATIVOS                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                     |                                                                                       |                       |
| Lugar:                                                                                                                                                                                                   | Centro de transferencia de tecnologías de la Universidad Técnica de Ambato Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. |                                                                                       |                       |
| Fecha:                                                                                                                                                                                                   | 22-07-2021                                                                                                          | Ciudad:                                                                               | Ambato                |
| Máquina:                                                                                                                                                                                                 | Máquina de ensayos SHIMADZU concreto 2000X.                                                                         |                                                                                       |                       |
| Realizado por:                                                                                                                                                                                           | Jonathan Montero                                                                                                    | Revisado por:                                                                         | Ing. Mg. Cesar Arroba |
| Descripción:                                                                                                                                                                                             | WING TIP – FAIRING ASSY 3                                                                                           | Componente N°:                                                                        | 3                     |
| PARÁMETROS DE ENSAYO                                                                                                                                                                                     |                                                                                                                     |                                                                                       |                       |
| Tipo de ensayo:                                                                                                                                                                                          | Flexión en 3 puntos                                                                                                 | Norma:                                                                                | NTE INEN 2047:96      |
| Configuración:                                                                                                                                                                                           | Tejido                                                                                                              | Estratificado:                                                                        | Al vacío              |
| Matriz:                                                                                                                                                                                                  | Resina epoxi                                                                                                        | Fracción volumétrica:                                                                 | 50%                   |
| Refuerzo:                                                                                                                                                                                                | Fibra de carbono + Fibra de vidrio                                                                                  | Fracción volumétrica:                                                                 | 50%                   |
| Orientación:                                                                                                                                                                                             | 0°                                                                                                                  | Curado:                                                                               | Al ambiente           |

|                         |        |                                                          |                                          |
|-------------------------|--------|----------------------------------------------------------|------------------------------------------|
| Numero de capas:        | 8      | Orden de capas:                                          | 2 fibras de carbono + 6 fibras de vidrio |
| Temperatura:            | 20 °C  | Humedad relativa:                                        | 50,8 %                                   |
| Espesor:                | 2,7 mm | Velocidad de ensayo:                                     | 0,86 MPa/min                             |
| Distancia entre apoyos: | 400 mm | Diámetro de los puntos de apoyo y aplicador de la carga: | 30 mm                                    |

**RESULTADOS**

| Componente:             | Carga máxima (N) | Esfuerzo máximo (MPa) | Módulo de flexión (MPa) | Flecha máxima (mm) |
|-------------------------|------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------|
| WING TIP-FAIRING ASSY 3 | 5368,87          | 40,77                 | 1113,64                 | 14,1515            |

**GRAFICA**



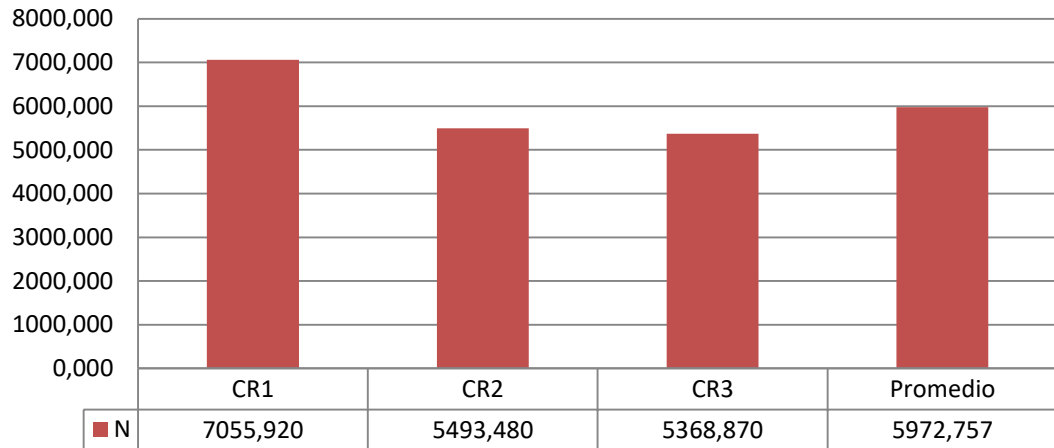
**Observaciones:** Al componente 3 reparado se lo considera como un perfil en U en referencia a las dimensiones de la sección transversal donde se aplica la carga, obteniendo como resultado un esfuerzo máximo de flexión de 40,77 MPa a una carga de 5368,87 N, y a una flecha máxima de 14,1515 mm. Se plantea para el cálculo del ángulo de deflexión la longitud desde el punto de aplicación de la carga de 200 mm hacia un apoyo, dándonos un ángulo de 16,19° a una deformación máxima del 0,143284%.

**GRAFICAS DE RESULTADOS**

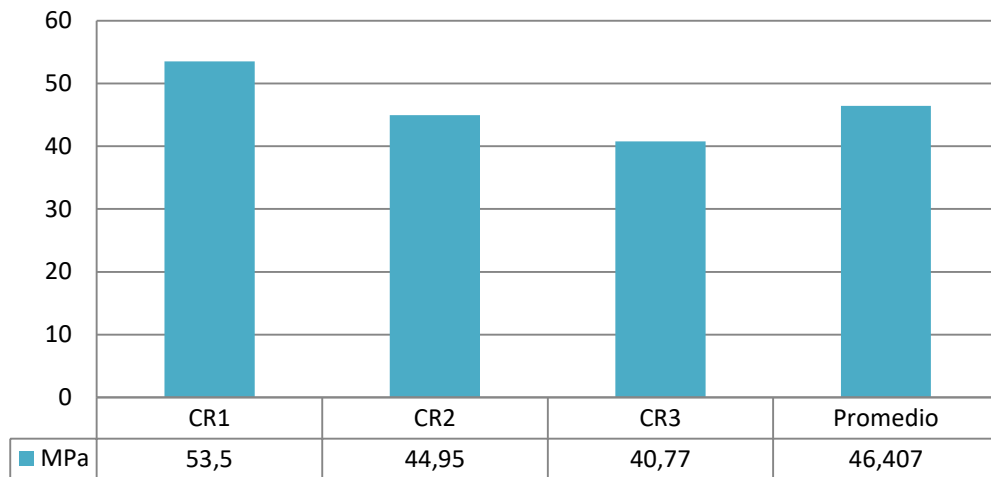
| N° Componente | Carga máxima (N) | Esfuerzo máximo (MPa) | Módulo de flexión (MPa) | Flecha máxima (mm) |
|---------------|------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------|
| CR1           | 7055,92          | 53,5                  | 1452,16                 | 12,497             |
| CR2           | 5493,48          | 44,95                 | 1654,02                 | 13,67              |
| CR3           | 5368,87          | 40,77                 | 1113,64                 | 14,152             |

|                            |          |        |          |        |
|----------------------------|----------|--------|----------|--------|
| <b>Promedio</b>            | 5972,757 | 46,407 | 1406,607 | 13,440 |
| <b>Desviación estándar</b> | 767,600  | 5,298  | 222,948  | 0,695  |

### CARGA MÁXIMA (N)



### ESFUERZO MÁXIMO DE FLEXIÓN (MPa)



### EVALUACIÓN Y OBSERVACIONES

|                                         |          |
|-----------------------------------------|----------|
| <b>Módulo de flexión promedio (MPa)</b> | 1406,607 |
| <b>Flecha máxima promedio (mm)</b>      | 13,440   |
| <b>% de elongación promedio</b>         | 0,1325   |
| <b>Ángulo de flexión promedio (°)</b>   | 16,13    |
| <b>Espesor promedio (mm)</b>            | 2,6      |

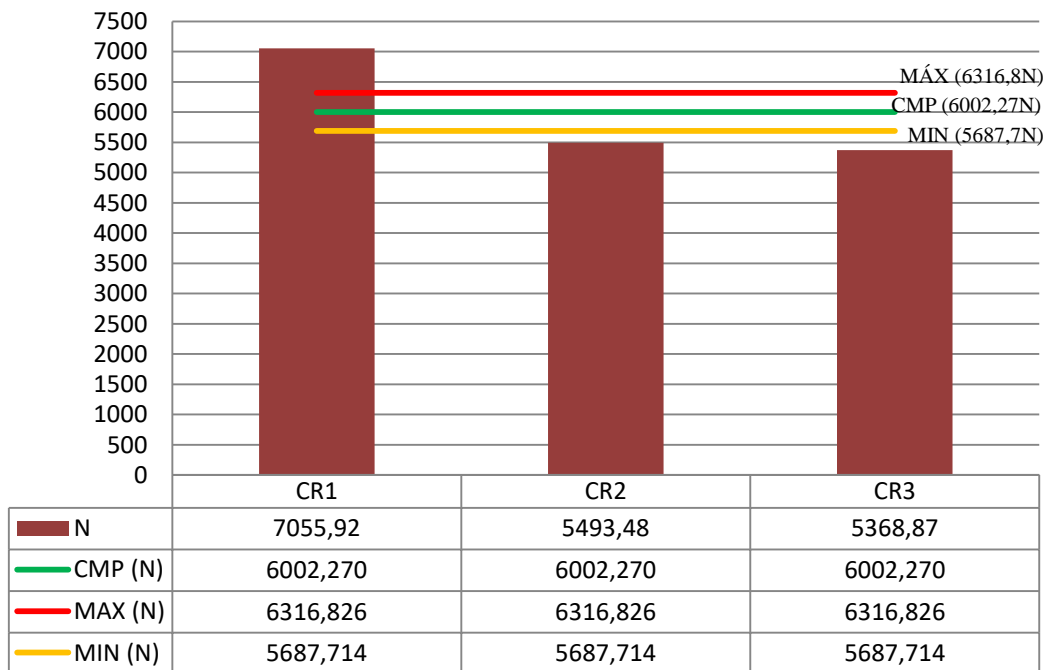
Fuente: Autor



### 3.2. ANÁLISIS DE RESULTADOS.

Comparación entre los resultados obtenidos del ensayo a flexión en tres puntos, de los componentes WING TIP-FAIRING ASSY en estados servible y reparado. Se establece el promedio de carga máxima y esfuerzo máximo de flexión para los componentes en estado servible, además de su desviación estándar que nos ayudan a ejecutar un análisis entre los resultados obtenidos de los componentes ensayados, con otras fuentes bibliográficas de investigación que nos permitan emitir criterios de aceptación y rechazo para las superficies restauradas.

**DESVIACIÓN ESTANDAR DE LA CARGA MÁXIMA (N)**



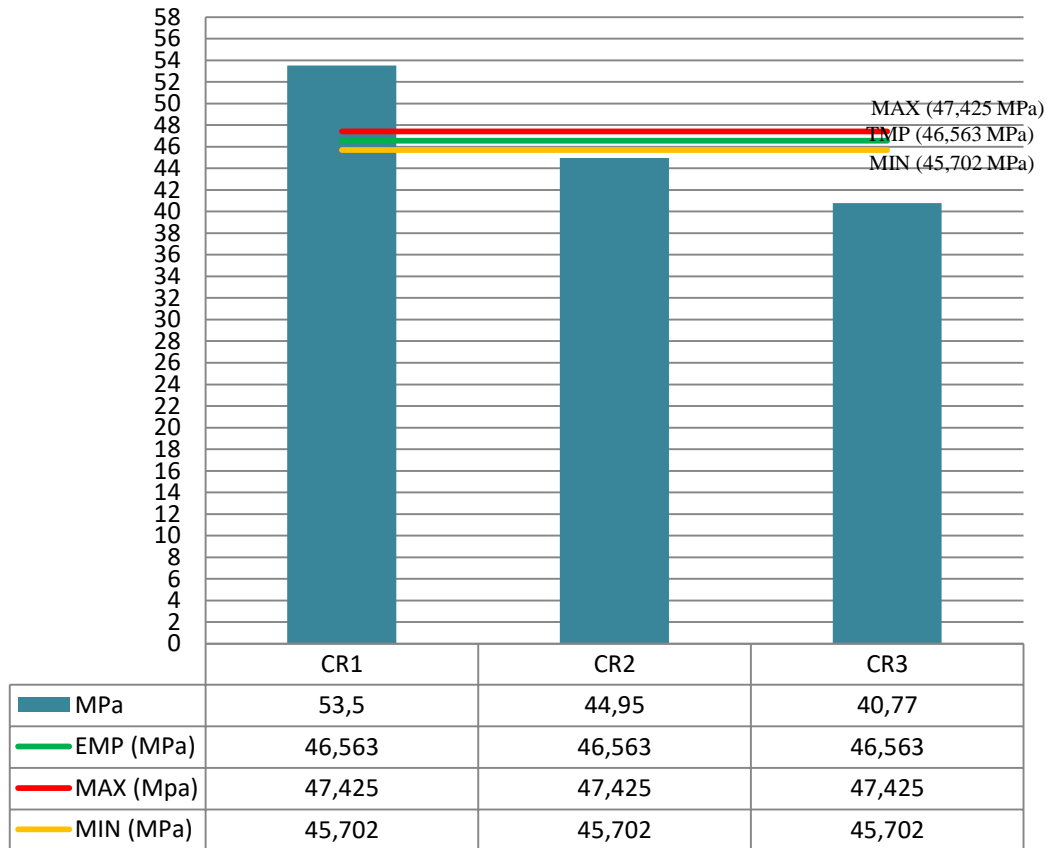
**Figura 34.** Desviación estándar de la carga máxima.

**Fuente:** Autor

En la gráfica comparativa de la carga máxima de los componentes en estado servible y reparado, nos arroja que el componente CR1 presento una carga de 739,094N por encima del límite máximo de 6316,8 N, mientras que los componentes CR2 y CR3

presentaron una carga de 194,22N y 318,84N respectivamente por debajo al límite mínimo de 5687,7 N.

### DESVIACIÓN ESTÁNDAR DEL ESFUERZO MÁXIMO DE FLEXIÓN (MPa)



**Figura 35.** Desviación estándar del esfuerzo máximo de flexión.

**Fuente:** Autor

Para la gráfica comparativa del esfuerzo máximo de flexión, los componentes en estado servible nos aportaron con un límite máximo de 47,425 MPa y mínimo de 45,702 MPa con respecto al promedio. El componente CR1 que presento una longitud de grieta de 105 mm, obtuvo un valor de esfuerzo de flexión de 6,075 MPa por encima del límite máximo, mientras que los componentes CR2 y CR3 con longitudes de grieta de 100 mm y 120 mm, presentaron un esfuerzo de flexión por debajo del límite minino de 0,752 MPa y 4,932 MPa respectivamente.

A continuación se presentan los resultados del ensayo a tracción. Recuperado del trabajo de titulación “Caracterización del material del borde de ataque del avión A-29 B” presentado por la Ingeniera Ana Carvajal, y fundamentado por los Ingenieros Macías Francisco y Ortiz Bryan en su proyecto “Implementación de un procedimiento para obtener información de daños en el borde de ataque del avión A-29B”.

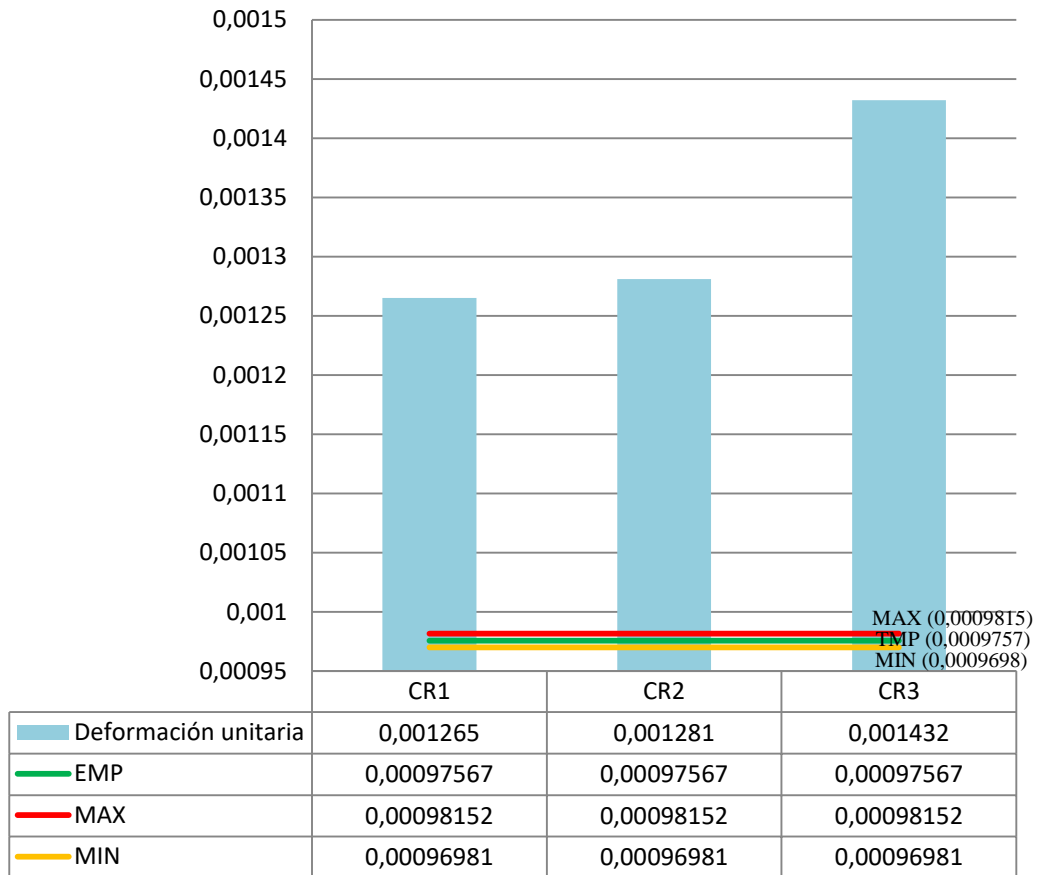
| ENSAYO DE TRACCIÓN EXPERIMENTAL                     |                  |                       |                         |                  |
|-----------------------------------------------------|------------------|-----------------------|-------------------------|------------------|
| Probeta                                             | Carga máxima (N) | Esfuerzo máximo (MPa) | Módulo de flexión (MPa) | Deformación (mm) |
| <b>PE</b>                                           | 9108,96          | 365,46                | 12918,35                | 3,68             |
| ENSAYO DE TRACCIÓN SIMULADO                         |                  |                       |                         |                  |
| <b>PS</b>                                           | 9108,96          | 367,78                | 15130                   | 3,16             |
| <b>Promedio</b>                                     | 9108,96          | 366.62                | 14024,18                | 3,42             |
| ENSAYO DE TRACCIÓN SIMULADO PARA PROBETAS REPARADAS |                  |                       |                         |                  |
| <b>PR1</b>                                          | 9108,96          | 368,71                | 14885,8                 | 3,22             |
| <b>PR2</b>                                          | 9108,96          | 422,75                | 13984,1                 | 3,93             |
| <b>Promedio</b>                                     | 9108,96          | 395,73                | 14434,95                | 3,58             |
| ESQUEMA DEL BORDE DE ATAQUE                         |                  |                       |                         |                  |
|                                                     |                  |                       |                         |                  |

En conformidad a la simulación de las reparaciones ejecutadas por F. Macías y B. Ortiz, los resultados obtenidos son muy cercanos al material ensayado experimentalmente por A. Carvajal. Concluyendo que la probeta PR1 reparada en base a los procedimientos del SRM 3730, posee una buena resistencia con un error relativo del 0,4% del promedio de los esfuerzo máximos del material original sin reparar. En la probeta PR2 se muestra un error relativo del 4,05% bastante alejado de la resistencia, esto se debe a que no se cumplieron todos los parámetros de reparación establecidos por el manual de mantenimiento del fabricante.

A partir de la información presentada anteriormente podemos establecer un criterio de evaluación para los resultados de la desviación estándar del esfuerzo máximo de flexión,

donde el componente CR2 y CR3 presenta un porcentaje de error relativo del 1,64% y 10,79% respectivamente por debajo del límite mínimo del esfuerzo máximo promedio, y el resultado del componente CR1 es del 11,35% por encima del límite máximo del esfuerzo promedio.

### DEFORMACIÓN UNITARIA MÁXIMA



**Figura 36.** Deformación unitaria.

**Fuente:** Autor

En la gráfica del comportamiento de la deformación unitaria máxima de los componentes reparados con respecto al estado servible, muestran que el componente CR1 presenta un error relativo del 22,4% con respecto al límite máximo de deformación unitaria 0.0009815, en los componentes CR2 y CR3 se registra un porcentaje de error relativo del 23,37% y 31,45% respectivamente.

Para establecer su límite máximo de deformación unitaria, nos basamos en los requisitos de reparaciones con parches para aeronaves militares, planteado por el libro de Materiales compuestos para estructuras de aeronaves, de los investigadores A. Baker, S. Dutton y D. Kelly.

| <b>ALGUNOS REQUISITOS PARA REPARACIONES DE PARCHES, EN AERONAVES MILITARES DE ALTO RENDIMIENTO</b> |                                                                                 |                                                           |                                                         |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| <b>Requerimientos</b>                                                                              | <b>Estructura primaria gruesa</b>                                               | <b>Estructura delgada</b>                                 | <b>Sub-estructura compuesta</b>                         |
| <b>Temperatura de servicio</b>                                                                     | 54-104 °C                                                                       | 54-104 °C                                                 | 54-82 °C                                                |
| <b>Deformación unitaria máxima</b>                                                                 | 0,4% de la restauración de la fuerza.                                           | 0,4-0,6% de la restauración de la fuerza.                 | Recuperación de fuerza cortante y resistencia mecánica. |
| <b>Rigidez</b>                                                                                     | Sin disminución: aumento local moderadamente aceptable                          |                                                           |                                                         |
| <b>Peso</b>                                                                                        | Cambio mínimo                                                                   | Mínimo; crítico en las superficies de control             | Cambio mínimo                                           |
| <b>Aerodinámica</b>                                                                                | Cambio máximo de 2 mm; menos de 1 mm si se requiere cuidado                     | Menos de 1 mm si la superficie requiere control o cuidado | Sin limitaciones particulares                           |
| <b>Configuración de laminado</b>                                                                   | Típicamente curvado con diferentes espesores, incluidas las caídas de las capas |                                                           |                                                         |
| <b>Absorción de humedad</b>                                                                        | 1% antes de la reparación                                                       |                                                           |                                                         |
| <b>Espectro de carga</b>                                                                           | Durable hasta dos cargas severas de vida útil                                   |                                                           |                                                         |
| <b>Factores de entorno ambiental</b>                                                               | Exposición a alta humedad, combustibles y fluidos hidráulicos                   |                                                           |                                                         |
| <b>Temperatura máxima de curado del parche</b>                                                     | 180 ° C, la Temperatura de curado similar a la del material base                |                                                           |                                                         |
| <b>Presión máxima de curado del parche</b>                                                         | Normalmente no autoclave, generalmente atmosférico o inferior                   |                                                           |                                                         |
| <b>Accesibilidad</b>                                                                               | Por lo general solo trabajos en exteriores                                      |                                                           |                                                         |
| <b>Instalaciones / habilidades</b>                                                                 | Lo más simple posible, acorde con una eficiencia rentable de reparación         |                                                           |                                                         |
| <b>Calidad</b>                                                                                     | Baja porosidad; atenuación acústica baja                                        |                                                           |                                                         |

Según la información obtenida de los resultados del ensayo a flexión en tres puntos y del material bibliográfico presentado se precisa que el valor de límite máximo, es el promedio de la deformación unitaria máxima de los componentes en estado servible con un porcentaje de error relativo del  $\pm 0,6\%$ .

## CAPITULO IV. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 4.1. CONCLUSIONES.

- El método de inspección visual aplicado según el AC43.13-1B y en base al EA-06702 EXTRA identifico daños por grietas en el laminada con un comportamiento similar al de los materiales elásticos agrietados, y en función de la longitud de agrietamiento, los componentes WING TIP-FAIRING ASSY 1 y 2 presentan un área máxima de reparación de 123,30 cm<sup>2</sup> y 119,39 cm<sup>2</sup> en configuración ovalada, mientras que para el componente WING TIP-FAIRING ASSY 3 el área máxima de reparación fue de 232,35 cm<sup>2</sup>.
- Para el proceso de reparación de los componentes alares es posible implementar el SRM 3730 del A29 Super Tucano, y los manuales de mantenimiento para aeroplanos ARCUS M y aviones EXTRA 300-200L, puesto que presentan materiales de manufactura en sus componentes con características semejantes a los planteados en la reparación, siendo los materiales alternativos seleccionados aquellos con la misma configuración del laminado original, 1 malla de cobre a 45°, 2 capas de fibra de carbono a 45° y a 0°, continuando con 2 capas de fibra aramida o kevlar a 0° y finalizando con de 2 capas superficiales de fibra de vidrio a 0°, todo estos materiales contenidos en matriz de resina AEROPOXY.
- La resistencia mecánica promedio obtenida de los componentes wingtip en estado servible es de 6002,27N ensayados a flexión, y en componentes reparados se alcanzó un valor promedio de 5972,75N. Según la FAR 23.305 las estructuras de materiales compuestos, deben poder soportar cargas límite de diseño, sin presentar deformaciones perjudiciales permanentes durante al menos 3 segundos, de este modo se valida el proceso de reparación al considerar que el componente WING TIP-FAIRING ASSY 1 reparado se encuentra en estado servible, presentando una cargar máxima de 7055,920N en un periodo de 7 segundos luego del límite máximo real de 6266,59N considerándolo para este caso como una carga de diseño.

- En resultado a la investigación bibliográfica elaborada, se diseñó un proceso de reparación para materiales alternativos, a modo de parches escalonados y conformados al vacío, proceso que se puede validar por el bajo porcentaje de 1,64% de error relativo, del esfuerzo máximo de flexión obtenido por el WING TIP-FAIRING ASSY 2 reparado. presentándolo como un método muy práctico para la restauración de superficies aerodinámicas afectadas por grietas, con una longitud de daño de hasta 120 mm y un espesor de material promedio de 2,6 mm.

#### **4.2. RECOMENDACIONES.**

- Para la aplicación del conformado de los parches de reparación, es necesario un molde de soporte tipo macho que conserve la forma aerodinámica de los componentes. Su superficie debe estar cubierta por 6 capas de cera desmoldante y una de alcohol polivinílico, esto ayudara a que durante el desmolde del soporte no se afecte la zona de reparación ni el conformado de los parches.
- El sistema de dosificación de la resina debe cumplirse bajo todas las especificaciones técnicas del fabricante, por cuanto el tiempo de trabajo puede verse afectado por un curado prematuro de los componentes.
- La configuración del desbaste se selecciona, una vez se tenga establecidas las áreas de reparación pues en ocasiones la misma zona puede contener varios defectos, siendo necesaria una estimación global de los daños superficiales.
- Para el trazado de los esquemas de desbaste sobre las superficies del componente alar, es adecuado el uso de materiales flexibles y resistentes a la humedad como papel fomix o las propias bolsas de vacío, esto ayudara a facilitar el traslado de las medidas de desbaste hacia la los parches de reparación.
- Debido a lo delicado de la ubicación de los materiales de reparación, se debe pre-impregnar de resina una tela de fibra de refuerzo y ubicarla a modo de sándwich entre dos bolsas de vacío, de esta forma no se producirá un deshulado de las fibras y se mejorara el contorno de los parches.
- Todos los materiales que interviene en el proceso tiene un alto grado de toxicidad, esto hace que para su manipulación se requiera no solo de equipos de

protección personal, sino también de disolventes que permitan la limpieza de las zonas de trabajo y en caso de tener contacto con las resinas faciliten su desprendimiento.



## Referencias.

- [1] «CIDFAE,» CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FAE, [En línea]. Available: <http://leon.260mb.net/?i=1>. [Último acceso: 19 Octubre 2020].
- [2] «A21mx,» 01 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://a21.com.mx/innovacion/2018/06/01/composites-materiales-que-moldean-el-futuro-de-la-aviacion>. [Último acceso: 19 Octubre 2020].
- [3] «Applynano Solutions,» 16 Enero 2018. [En línea]. Available: <https://applynano.com/materiales-compuestos-una-solucion-en-la-industria-aeronautica/>. [Último acceso: 19 Octubre 2020].
- [4] «THE ENGINEER,» 31 Marzo 2017. [En línea]. Available: <https://www.theengineer.co.uk/the-evolution-of-the-aircraft-wing/>. [Último acceso: 19 Octubre 2020].
- [5] E. Morales, «Transponder 1200,» 14 Abril 2019. [En línea]. Available: <https://www.transponder1200.com/de-winglets-sharklets-y-dispositivos-de-punta-alar/>. [Último acceso: 19 Octubre 2020].
- [6] L. E. Pelayo, «Sistemas de Reducción de Resistencia Inducida de Punta de Ala,» Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial de Barcelona, Barcelona, 2017.
- [7] P. G. Lázaro, «Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet,» Universidad Politécnica de Cataluña, Cataluña, 2016.
- [8] L. F. Hermosillo, «Análisis Numérico de Propuesta de Winglet en Avioneta Comercial,» Instituto Politécnico Nacional de la ciudad de Mexico, México, 2018.
- [9] A. J. Ruiz, «Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas (FEM),»

Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, 2016.

- [10] I. L. Luqueño, «Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos,» Instituto Politécnico Nacional de México, Guanajuato, 2016.
- [11] V. A. Gómez, «Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave,» Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI), Querétaro, 2017.
- [12] A. M. Hernández, «Análisis de esfuerzos para el diseño preliminar de un registro de inspección en el ala de la aeronave STELA-M1 fabricada en materiales compuestos,» Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica del Instituto Politécnico Nacional de la ciudad de México, México D.F, 2008.
- [13] D. H. Leonardo, «Simulación experimental del comportamiento de reparaciones estructurales en aeronaves,» Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la ciudad de Ticomán, México D.F, 2010.
- [14] I. F. Villegas, «Análisis del proceso de soldadura por resistencia en materiales compuestos de matriz termoplástica de interés aeronáutico,» Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de Madrid, Madrid, 2004.
- [15] «EMBRAER,» [En línea]. Available: <https://historicalcenter.embraer.com/global/en/history>. [Último acceso: 20 Octubre 2020].
- [16] M. Niu, «AIRFRAME stress analysis and sizing,» HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, Hong Kong, 1999.
- [17] M. H. Sadraey, «AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach,» John Wiley & Sons Ltd, New Hampshire, 2013.

- [18] D. McLean, «Wingtip Devices: What They Do and How They Do It,» Performance and Flight Operations Engineering Conference, BOEING, 2005.
- [19] «FANDOM,» NASA WIKI, Mayo 2018. [En línea]. Available: [https://nasa.fandom.com/wiki/NACA\\_airfoil](https://nasa.fandom.com/wiki/NACA_airfoil). [Último acceso: 07 Junio 2021].
- [20] «Airfoil Tools,» [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/NACA4digit>. [Último acceso: 07 Junio 2021].
- [21] H. W. Palacios, «Construcción del componente wing tip fairing assy aplicando técnicas de ingeniería inversa y utilizando materiales alternativos para la flota de aeronaves de las fuerzas armadas,» Universidad Técnica de Ambato, Ambato, 2021.
- [22] F. Tomeo, G. Sellanes y Alonzo Andrés. [En línea]. Available: [http://construccion3.weebly.com/uploads/5/3/6/3/536327/g06\\_materiales\\_alternativos.pdf](http://construccion3.weebly.com/uploads/5/3/6/3/536327/g06_materiales_alternativos.pdf). [Último acceso: 23 Junio 2021].
- [23] D. Askeland, P. Fulay y W. Wright, The Science and Engineering of Materials, 6 ed., Stamford: Cengage Learning, 2011.
- [24] N. J. Castro Latorre, W. D. Coronado Abella y L. E. Pérez Londoño , «Diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Experimental SKYCRUISER X-1,» Universidad de San Buena Aventura, Bogota, 2013.
- [25] C. Pérez Alonso, «Naval Composites: Los materiales compuestos y la industria naval,» Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, 2016.
- [26] D. Elizondo Lozano, «Aspectos físicos y factores que determinan la calidad superficial en el maquinado de compósitos de matriz polimérica reforzados con fibras,» Universidad autónoma de Nuevo León, Nuevo León, 2014.

- [27] A. Gil, «Resinas de poliéster, Guía de manejo,» Universidad EAFIT, Medellín, 2012.
- [28] M. Chun-Yung Niu, «Composite Airframe Structures,» Connilit Press Ltd, Hong Kong, 1992.
- [29] B. E. M. Vela, «Slideshare,» 10 Marzo 2014. [En línea]. Available: <https://es.slideshare.net/BryanErnestoMolinaVela/clase-1-conceptos-generales>. [Último acceso: 15 Junio 2021].
- [30] L. F. Restrepo, «FibraPlus,» 14 Enero 2018. [En línea]. Available: <http://fibraplus.com/mek-peroxido/>. [Último acceso: 26 Junio 2021].
- [31] A. Moral Borque y M. Nogueira López, «Materiales de última generación y materiales eficientes: Materiales compuestos,» Universidad de Alcalá, Madrid, 2007.
- [32] A. Miravete, «Materiales Compuestos,» REVERTÈ S.A., Barcelona, 2010.
- [33] F. Capella, «Canales sectoriales Interempresas,» 01 Julio 1995. [En línea]. Available: <http://www.interempresas.net/Plastico/Articulos/3410-Moldes-para-transferencia-de-termoestables.html>. [Último acceso: 26 Junio 2021].
- [34] R. J. Arruti, «La técnica de bolsa de vacío en cámara de vacío para la fabricación de materiales compuestos de matriz epoxi,» Universidad de Carabobo, Venezuela, 2016.
- [35] Y. Á. Dávila Montaña, «Desarrollo del proceso de fabricación de un material compuesto de matriz termoplástica,» Instituto Politécnico Nacional, México D.F, 2010.
- [36] BECKER, «becker iberica,» 09 Enero 2018. [En línea]. Available: <https://becker-iberica.com/que-son-y-como-funcionan-las-bombas-de-vacio/>.

[Último acceso: 27 Junio 2021].

- [37] VIOT, «viot.us,» 12 Abril 2016. [En línea]. Available: <https://www.viot.us/shop.php?model=VPES3&sw=3>. [Último acceso: 27 Junio 2021].
- [38] «applus,» Applus+, 28 Abril 2017. [En línea]. Available: <https://www.applus.com/global/es/what-we-do/sub-service-sheet/ensayos-destructivos-de-materiales>. [Último acceso: 28 Junio 2021].
- [39] J. L. Dávila, S. Galeas, V. H. Guerrero, P. Pontón, M. N. Rosas, V. Sotomayor y C. Valdivieso, «Nuevos Materiales: Aplicaciones Estructurales e Industriales,» Imprefepp, Quito, 2011.
- [40] INEN, Plásticos. Determinación de la resistencia a la flexión de los materiales plásticos rígidos, 1 ed., Quito, 2013.
- [41] A. Miravete, Materiales Compuestos, vol. 2, Barcelona: REVERTÉ S.A., 2012.
- [42] M. A. Pérez Martínez, «Evaluación del daño por impacto en laminados de material compuesto mediante la respuesta dinámica,» Universidad Politécnica de Catalunya, Terrassa, 2011.
- [43] C. Foreman, Advanced Composites, Englewood: JEPPESEN, 2002.
- [44] F. A. Administration, ACCEPTABLE METHODS, TECHNIQUES, AND PRACTICES-AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR, Washington, DC: U.S. Department of Transportation, 1998.
- [45] K. Armstrong, B. Graham y W. Cole, Care and Repair of Advanced Composites, Warrendale: SAE International, 2005.
- [46] K. Babu Katnam, T. Young y L. da Silva, «Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities,» ResearchGate,

- Agosto 2013. [En línea]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/258240754\\_Bonded\\_repair\\_of\\_composite\\_aircraft\\_structures\\_A\\_review\\_of\\_scientific\\_challenges\\_and\\_opportunities](https://www.researchgate.net/publication/258240754_Bonded_repair_of_composite_aircraft_structures_A_review_of_scientific_challenges_and_opportunities). [Último acceso: 11 Julio 2021].
- [47] D. Crane, Aviation Maintenance Technician Series: Airframe Structures, vol. 1, NEWCASTLE: Aviation Supplies & Academics, Inc., 2007.
- [48] L. Ilcewicz, L. Cheng, J. Hafenricher y S. Charles, «Guidelines for the Development of a Critical Composite Maintenance and Repair Issues Awareness Course,» U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Washington D.C., 2009.
- [49] T. Megson, Aircraft Structures for engineering students, Burlington: ELSEVIER, 2007.
- [50] «HEXCEL COMPOSITES,» Abril 1999. [En línea]. Available: <https://www.hexcel.com/>. [Último acceso: 13 Julio 2021].
- [51] A. C. R. Technology, «PDFCOFFEE,» ADVANCE COMPOSITE REPAIR, [En línea]. Available: [https://pdfcoffee.com/advance-composite-repair-pdf-free.html#sins\\_](https://pdfcoffee.com/advance-composite-repair-pdf-free.html#sins_). [Último acceso: 13 Julio 2021].
- [52] L. Mansberger, «General Aviation Composite Repair,» THE UNIVERSITY OF TEXAS ARLINGTON, Arlington, 2021.
- [53] E. F.-U. VERTRIEBS-GMBH, Service manual extra 300L, Hünxe: EXTRA, 1995.
- [54] CIDFAE, ORDEN DE INGENIERÍA N° CID-2017-001, P/N: 314-08492-408, 2017.

## Anexos.

### Anexo 1. Resina epóxica utilizada para la reparación de los componentes.

## PRO-SET.

### Technical Data

# LAM-125 LAM-224

## LAMINATING EPOXY COMBINED FEATURES

The New  
Standard

EPOXIES for  
Laminating  
Infusion  
Tooling  
Assembly

Gougeon Brothers, Inc.  
P.O. Box 908  
Bay City, MI 48707  
prosetepoxy.com  
888-377-6738

ISO9001:2015 Certified

Rev 4 / Dec 2015

©2015 Gougeon Brothers, Inc.

**Low viscosity** for quick wet out of synthetic composite fabrics; especially effective with Kevlar® and carbon fiber.

**Fast cure speed** hardener provides 40 minute working time at 77°F (25°C). A typical laminate will be gelled in about 1.5 to 2 hours.

**Optimized** for hand wet out and machine impregnation in contact molding, vacuum bagging and Light RTM applications.

**Room temperature cure** properties suitable for many composite components and structures.

**T<sub>g</sub> as high as 193°F (90°C)** with proper post cure providing excellent temperature stability and great part cosmetics.

**Cost effective, high performance** epoxy formulation for synthetic composite manufacturing.

**Quality-control tinting** is available at no extra charge; simply add "QC" after the product code on your order.

**Shelf life** is 3 years for resin and 2 years for hardener when properly stored<sup>3</sup>.

### HANDLING PROPERTIES

| Property             | Standard    | Units   | 72°F (22°C) | 77°F (25°C) | 85°F (29°C) |
|----------------------|-------------|---------|-------------|-------------|-------------|
| 150g Pot Life        | ASTM D247.1 | minutes | 15-19       | 11-15       | 9-13        |
| 500g Pot Life        | ASTM D247.1 | minutes | 15-19       | 10-13       | 9-13        |
| Viscosity Mixed      | ASTM D2196  | cP      | 694         | 616         | 501         |
| Viscosity (resin)    | ASTM D2196  | cP      | 1731        |             |             |
| Viscosity (hardener) | ASTM D2196  | cP      | 75          |             |             |

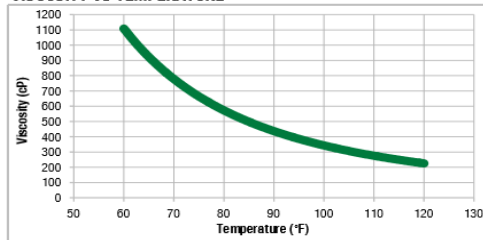
### MIX RATIO

| Method       | Resin:Hardener | Resin:Hardener    |
|--------------|----------------|-------------------|
| Weight       | 3.5:1          | 100:28.6          |
| Weight Range | 3.96:1-3.24:1  | 100:25.2-100:30.8 |
| Volume       | 3.00:1         | 100:33.3          |
| Volume Range | 3.47:1-2.84:1  | 100:28.9-100:35.3 |

### DENSITY

| State    | Units         | 72°F (22°C) |
|----------|---------------|-------------|
| Cured    | lb/gal (g/cc) | 9.69 (1.16) |
| Resin    | lb/gal (g/cc) | 9.58 (1.15) |
| Hardener | lb/gal (g/cc) | 8.38 (1.00) |

### VISCOSITY VS TEMPERATURE



Test specimens were neat epoxy (without fiber reinforcement).  
Typical values, not to be construed as specification.

## LAM-125~LAM-224

### LAMINATING EPOXY

#### MECHANICAL PROPERTIES

| Property           | Standard   | Units     | 72°F (22°C)<br>x 4 wk | 77°F (25°C)<br>x 2 wk | RT Gelation<br>+ 120°F (49°C)<br>x 8 hrs | RT Gelation<br>+ 140°F (60°C)<br>x 8 hrs | RT Gelation<br>+ 180°F (82°C)<br>x 8 hrs |
|--------------------|------------|-----------|-----------------------|-----------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|
| Hardness           | ASTM D2240 | Type D    | 85                    | 87                    | 81                                       | 82                                       | 86                                       |
| Compression Yield  | ASTM D695  | psi (MPa) | 15,800 (109)          | 16,300 (112)          | 14,600 (101)                             | 14,600 (101)                             | 14,600 (101)                             |
| Tensile Strength   | ASTM D638  | psi (MPa) | 10,900 (75)           | 11,400 (79)           | 11,000 (76)                              | 11,000 (76)                              | 11,100 (77)                              |
| Tensile Modulus    | ASTM D638  | psi (GPa) | 5.35E+05 (3.69)       | 5.72E+05 (3.94)       | 5.47E+05 (3.77)                          | 5.22E+05 (3.6)                           | 4.95E+05 (3.41)                          |
| Tensile Elongation | ASTM D638  | %         | 3.2                   | 4.0                   | 5.6                                      | 5.6                                      | 5.6                                      |
| Flexural Strength  | ASTM D790  | psi (MPa) | 17,500 (121)          | 18,300 (126)          | 18,900 (130)                             | 18,900 (130)                             | 19,700 (136)                             |
| Flexural Modulus   | ASTM D790  | psi (GPa) | 5.26E+05 (3.63)       | 5.41E+05 (3.73)       | 5.12E+05 (3.53)                          | 5.07E+05 (3.5)                           | 4.75E+05 (3.28)                          |

#### THERMAL PROPERTIES

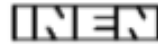
| Property                                 | Standard                | Units   | 72°F (22°C)<br>x 4 wk | 77°F (25°C)<br>x 2 wk | RT Gelation<br>+ 120°F (49°C)<br>x 8 hrs | RT Gelation<br>+ 140°F (60°C)<br>x 8 hrs | RT Gelation<br>+ 180°F (82°C)<br>x 8 hrs |
|------------------------------------------|-------------------------|---------|-----------------------|-----------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|
| T <sub>g</sub> DMA Peak Tan Delta        | ASTM E1640 <sup>1</sup> | °F (°C) | 170 (77)              | 170 (76)              | 195 (91)                                 | 201 (94)                                 | 216 (102)                                |
| T <sub>g</sub> DMA Onset Storage Modulus | ASTM E1640 <sup>1</sup> | °F (°C) | 151 (66)              | 151 (66)              | 171 (77)                                 | 177 (81)                                 | 193 (90)                                 |
| T <sub>g</sub> DSC Onset- 1st Heat       | ASTM E1356              | °F (°C) | 139 (60)              | 138 (59)              | 155 (68)                                 | 178 (81)                                 | 184 (84)                                 |
| Heat Deflection Temperature              | ASTM D648               | °F (°C) | 135 (57)              | 137 (58)              | 148 (64)                                 | 161 (72)                                 | 179 (82)                                 |
| T <sub>g</sub> DSC Ultimate              | ASTM E1356              | °F (°C) |                       |                       | 192 (89) <sup>2</sup>                    |                                          |                                          |

<sup>1</sup> 1 Hz, 3°C per minute.

<sup>2</sup> Additional post cure may be required; contact Technical Department for details.

<sup>3</sup> Store PRO-SET® Epoxy resins and hardeners at room temperature in sealed containers until shortly before use. As with many high-performance epoxy resins, repeated exposure to low temperatures during storage may cause the resin to crystallize. If this occurs, warm the resin to 125°F and stir to dissolve crystals. Hardeners may form carbamation when exposed to CO<sub>2</sub> and moisture in the atmosphere for extended periods of time. Prevent carbamation by protecting hardeners from exposure until immediately prior to processing.

Anexo 2. Norma utilizada para el ensayo de flexión de 3 puntos.



**INSTITUTO ECUATORIANO DE NORMALIZACIÓN**

Quito - Ecuador

---

**NORMA TÉCNICA ECUATORIANA**

**NTE INEN 2 047:1996**

---

**PLÁSTICOS. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS MATERIALES PLÁSTICOS RÍGIDOS.**

**Primera Edición**

PLASTICS. DETERMINATION OF FLEXURAL PROPERTIES OF RIGID PLASTIC MATERIALS.

First Edition

---

DESCRIPTORES: Plásticos, hojas, láminas, planchas, acrílicas, método, ensayo, flexión.  
PL 03.01-305  
CDU: 678.5.8:620.144,22  
CIIU: 3560  
ICS: 83.140

---



| Norma Técnica<br>Ecuatoriana<br>Obligatoria                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | PLÁSTICOS.<br>DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS<br>MATERIALES PLÁSTICOS RÍGIDOS. | NTE INEN<br>2 047:1995<br>1996-03 |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|
| <p style="text-align: center;"><b>1. OBJETO</b></p> <p>1.1 Esta norma establece un método de ensayo para determinar la resistencia a la flexión de los materiales plásticos rígidos, en forma de barras rectangulares, de medidas normalizadas o no, moldeadas directamente o cortadas a partir de hojas, placas u otras formas.</p> <p style="text-align: center;"><b>2. ALCANCE</b></p> <p>2.1 Esta norma se aplica únicamente a las probetas apoyadas en sus extremos, soportadas sin tensión y cargadas en la mitad de su longitud.</p> <p style="text-align: center;"><b>3. DEFINICIONES</b></p> <p>3.1 <b>Flecha.</b> Es la distancia recorrida durante la flexión, a partir de su posición inicial, por la superficie inferior o superior de la probeta en la zona de aplicación de la carga.</p> <p>3.2 <b>Esfuerzo de flexión en un instante dado del ensayo.</b> Es la tensión máxima de la fibra externa del material en la sección de la probeta situada en la zona de aplicación de la carga.</p> <p>3.3 <b>Esfuerzo de flexión correspondiente a una flecha convencional.</b> Es el esfuerzo de flexión de una flecha igual a 1,5 veces el espesor de la probeta.</p> <p>3.4 <b>Esfuerzo de flexión a la carga máxima.</b> Es el esfuerzo de flexión en el momento en que la carga aplicada alcanza el valor máximo.</p> <p>3.5 <b>Esfuerzo de flexión en la rotura.</b> Es el esfuerzo de flexión en el instante de la rotura.</p> <p style="text-align: center;"><b>4. MÉTODO DE ENSAYO</b></p> <p><b>4.1 Fundamento</b></p> <p>4.1.1 Con este método pueden determinarse las características siguientes:</p> <p>4.1.1.1 El esfuerzo de flexión y la flecha de rotura de los materiales que se rompen antes de alcanzar o alcanzando la flecha convencional.</p> <p>4.1.1.2 El esfuerzo de flexión para la flecha convencional de los materiales que no se rompen antes o en la flecha convencional.</p> <p style="text-align: right;"><i>(Continúa)</i></p> <hr/> <p>DESCRIPTORES: Plásticos, hojas, láminas, planchas, acrílicas, método, ensayo, flexión.</p> |                                                                                                    |                                   |

Instituto Ecuatoriano de Normalización, INEN - Casilla 17-01-3888 - Baquerizo Moreno ES-29 y Almagro - Guano-Ecuador - Prohibida la reproducción

4.1.1.3 El esfuerzo de flexión para la carga máxima, en el caso de materiales que alcanzan la carga máxima antes o en la flecha convencional.

4.1.1.4 El esfuerzo de flexión en la rotura o para la carga máxima, en el caso de que la flecha convencional no se haya sobrepasado o si aquello se exige en la especificación del material.

4.1.1.5 *El módulo aparente de elasticidad en flexión.* El módulo de elasticidad en flexión debe considerarse únicamente como un valor aproximado del módulo de elasticidad de Young.

## 4.2 Equipo

4.2.1 *Máquina normal de ensayo.* Convenientemente construida y calibrada para permitir el desplazamiento relativo del útil de carga con relación a los apoyos, a velocidad regulable y aproximadamente constante y que indique las cargas con una precisión de  $\pm 1\%$  y las flechas con una precisión de  $\pm 2\%$ . La rigidez del aparato será tal que la deformación elástica de todo el sistema no exceda el 1% de la flecha máxima de la probeta.

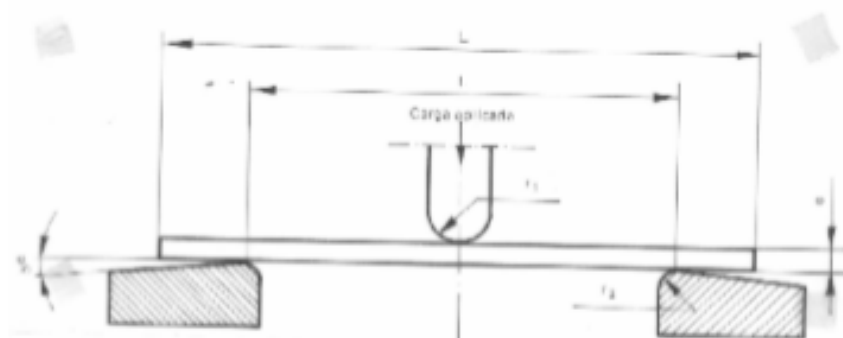
4.2.2 Tanto el útil de carga como los apoyos deben tener como mínimo la anchura de la probeta y sus radios de apoyo (ver figura 1) serán los siguientes:

$r_1 = 5 \text{ mm} \pm 0,1 \text{ mm}$

$r_2 = 0,6 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$  para espesores de probeta inferiores o iguales a 3 mm y  $2 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$  para espesores superiores a 3 mm.

La distancia entre apoyos será regulable.

FIGURA 1. Posición de la probeta durante el ensayo



## 4.3 Preparación de las probetas.

4.3.1 Se preparan barras de sección rectangular, según la norma de especificaciones del producto a ensayar

(Continúa)

4.3.2 Las probetas que se especifican en esta norma son las siguientes:

4.3.2.1 Probetas normales. Las medidas normales serán:

Longitud mínima:  $l = 80 \text{ mm}$   
 Anchura:  $b = 10 \text{ mm} \pm 0,5 \text{ mm}$   
 Espesor:  $e = 4 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$

4.3.2.2 Otras probetas. Cuando no es posible o no se desea usar las probetas normales, éstas deben elegirse de forma que se adapten a las reglas siguientes:

- La longitud y el espesor de la probeta deben estar en la misma relación que en la probeta normal, o sea:  
 $l_{\text{mín}} = 20 e$ , en donde  $e$  = espesor de la probeta en milímetros.
- La anchura de la probeta podrá ser,  $b = 2,5.e \pm 0,5$  o para simplificar, conforme con la tabla 1, dada la poca influencia que la anchura de la probeta tiene sobre las características de flexión.
- Para materiales que tengan fibras gruesas la anchura debe estar comprendida entre 20 mm y 50 mm.

TABLA 1 Anchura de la probeta

| Espesor $e$<br>mm | Anchura $b$<br>mm |             |
|-------------------|-------------------|-------------|
| $1 < e \leq 3$    | 25                | } $\pm 0,5$ |
| $3 < e \leq 5$    | 10                |             |
| $5 < e \leq 10$   | 15                |             |
| $10 < e \leq 20$  | 20                |             |
| $20 < e \leq 35$  | 35                |             |
| $35 < e \leq 50$  | 50                |             |

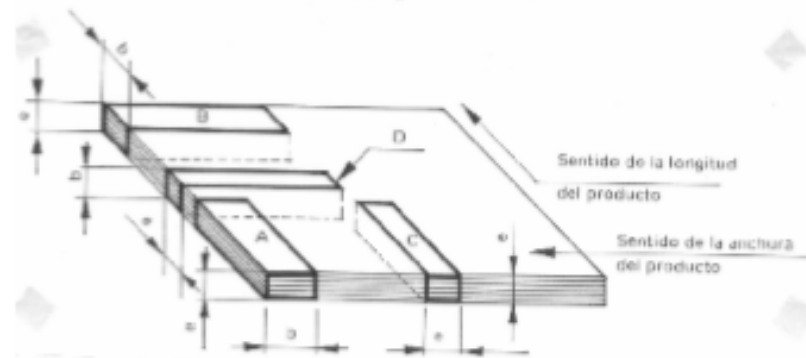
4.3.2.3 Materiales anisótropos.

- En el caso de materiales anisótropos, las probetas deben elegirse de tal forma que el esfuerzo de flexión que sufran las mismas durante el ensayo se aplique en el mismo sentido que los que puedan sufrir, en la práctica, los correspondientes productos.
- La Relación entre la probeta elegida y su aplicación determina la posibilidad o imposibilidad de elegir probetas normales, y en este último caso se tendrá en cuenta lo indicado en el numeral 4.3.2.2

(Continúa)

- c) Además es preciso considerar que la posición o el sentido de la elección, y las medidas de las probetas tienen a veces una influencia muy grande sobre los resultados. Esto particularmente es cierto en el caso de los materiales estratificados (ver figura 2).

**FIGURA 2. Posición de la probeta de ensayo en relación a la longitud y anchura de las láminas**



#### 4.3.3 Número de probetas

4.3.3.1 Para la realización del ensayo deben emplearse como mínimo 5 probetas.

4.3.3.2 Los resultados obtenidos en las probetas que se rompen fuera del tercio central de la longitud entre apoyos deben rechazarse y deben ser reemplazadas por otras tantas probetas.

4.3.3.3 Cuando el material presenta diferencias importantes de características de flexión en 2 direcciones principales deben ensayarse separadamente estas 2 direcciones.

4.3.3.4 Si en su utilización el material va a estar sometido a un esfuerzo con una orientación diferente a alguna de las direcciones principales, se recomienda que se efectúe el ensayo según la citada orientación.

#### 4.3.4 Acondicionamiento de las probetas

4.3.4.1 Acondicionar las probetas a una de las siguientes atmósferas normales.

- a)  $20^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$  y  $65\% \pm 5\%$  de humedad relativa.
- b)  $23^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$  y  $50\% \pm 5\%$  de humedad relativa.
- c)  $27^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$  y  $66\% \pm 5\%$  de humedad relativa.

4.3.4.2 Para cada una de las atmósferas normales indicadas en el numeral 4.3.4.1, la duración normal del acondicionamiento será de 88 a 94 h.

(Continúa)

#### 4.4 Procedimiento

4.4.1 Realizar el ensayo en uno de los casos indicados en el numeral 4.3.4.1.

4.4.2 Medir la anchura  $b$  con una aproximación de 0,1 mm y el espesor  $e$  con una aproximación de 0,02 mm

4.4.3 Ajustar la distancia entre apoyos  $L$  a un valor comprendido entre 15 y 17 veces el espesor de la probeta.

4.4.4 Medir la distancia entre apoyos con una precisión de 0,5%.

4.4.5 La velocidad de ensayo, si no se indica otra cosa en la especificación del material, se establece por la ecuación siguiente:

$$V = \frac{V_r L}{6e}$$

En donde:

$V$  = Velocidad relativa del desplazamiento del útil de carga con relación a los apoyos, en milímetros por minuto.

$V_r$  = Velocidad de deformación en mm/mín, mm, 0,01 o la indicada en la especificación del material.

$L$  = Distancia entre apoyos, en milímetros.

$e$  = Espesor de la probeta, en milímetros.

4.4.6 Una vez obtenida la velocidad de ensayo se carga la probeta en la mitad de la distancia entre apoyos (ver figura 1) sin choque.

4.4.7 Si se desea medir el módulo de elasticidad, calcular a partir de la gráfica registrada automáticamente o anotando los valores de la carga y de la flecha, con suficiente frecuencia, a fin de poder trazar una curva carga-flecha precisa.

4.4.8 Cuando las probetas se rompen antes o en el momento de alcanzar la flecha convencional, anotar la carga y la flecha de rotura.

4.4.9 Cuando las probetas no se rompen antes o en la flecha convencional, anotar la carga en la flecha convencional.

4.4.10 Si se especifica, proseguir el ensayo sin interrupción más allá de la flecha convencional hasta que se produzca la rotura o hasta que se alcance una carga máxima, y anotar la carga y la flecha en uno u otro de estos puntos.

4.4.11 Cuando las probetas alcanzan la carga máxima antes de alcanzar la flecha convencional, anotar la carga máxima y la flecha correspondiente.

#### 4.5 Cálculos

4.5.1 Esfuerzo de flexión  $\sigma_f$

(Continúa)

4.5.1.1. Esfuerzo de flexión  $\sigma_f$  para una carga  $F$  se calcula en megapascales (1MPa = 10,2 kgf/cm<sup>2</sup>) mediante la ecuación siguiente:

$$\sigma_f = \frac{M}{W}$$

En donde:

$\sigma_f$  = esfuerzo de flexión, en megapascales.

$M$  = momento flexor en Newton por milímetro para la carga  $F$ , dado por la ecuación siguiente:

$$M = \frac{F \cdot L}{4}$$

En donde:

$M$  = momento flexor, en Newton por milímetro.

$F$  = carga, en Newton.

$L$  = distancia entre apoyos, en milímetros.

$W$  = módulo de inercia de la sección recta, en milímetros cúbicos.

a) En el caso de una sección rectangular:

$$W = \frac{b \cdot e^3}{6}$$

y

$$\sigma_f = \frac{3 \cdot F \cdot L}{2 \cdot b \cdot e^3}$$

b) Si  $M$  se expresa en Newton por milímetro y  $W$  en milímetros cúbicos,  $\sigma_f$  se obtiene en megapascales. Para obtener un cálculo más preciso del esfuerzo de flexión, teniendo en cuenta la componente horizontal del momento flexor para la flecha  $d$ , se puede emplear la ecuación siguiente:

$$\sigma_f = \frac{3 \cdot F \cdot L}{2 \cdot b \cdot e^3} \left[ 1 + \frac{4 \cdot d^2}{L^2} \right]$$

En donde:

$\sigma_f$  = esfuerzo de flexión, en megapascales.

$d$  = flecha medida en el punto medio entre apoyos, expresada en milímetros.

#### 4.5.2 Módulo aparente de elasticidad $E_t$

4.5.2.1 Para calcular  $E_t$  en megapascales se traza una curva carga -flecha a partir de los resultados obtenidos.

(Continúa)

4.5.2.2 El módulo aparente de elasticidad se determina a partir de la porción lineal en el origen de la curva carga-flecha, utilizando al menos para cada curva 5 valores de la flecha y de la carga  $E$ , se determina mediante la ecuación siguiente:

$$E_r = \frac{L^3}{4 b e^3} \left\{ \frac{\Delta F}{\Delta y} \right\}$$

En donde:

- $E_r$  = módulo aparente de elasticidad, en megapascuales;
- $L$  = distancia entre apoyos, en milímetros;
- $b$  = anchura de la probeta, en milímetros;
- $e$  = espesor de la probeta, en milímetros;
- $\Delta F$  = es el incremento de la carga entre 2 puntos elegidos en la parte recta inicial de la curva-flecha, en Newton;
- $\Delta y$  = diferencias de flechas correspondientes a  $\Delta F$ , en milímetros.

4.5.3 En todos los casos se obtendrá el valor de la desviación típica.

#### 4.6 Informe de resultados.

4.6.1 Como resultado final debe reportarse la media aritmética de los resultados de la determinación.

4.6.2 Identificación, lo más completa posible, del material sometido a ensayo.

4.6.3 Método de preparación de las probetas.

4.6.4 Medidas de las probetas y longitud entre apoyos utilizadas.

4.6.5 Cuando las probetas se rompen:

4.6.5.1 El esfuerzo de flexión en la rotura, su media aritmética y desviación típica.

4.6.5.2 La flecha en la rotura, su media aritmética y su desviación típica.

4.6.6 Cuando las probetas no se rompen:

4.6.6.1 El esfuerzo de flexión para la flecha convencional.

4.6.6.2 El esfuerzo de flexión y la flecha en la carga máxima, su media aritmética y desviación típica en cada caso.

4.6.7 Eventualmente la curva carga - flecha, con el valor de la media aritmética del módulo aparente de elasticidad,  $E$ , y la desviación típica de  $E$ .

4.6.8 Modo de acondicionamiento y atmósfera de ensayo.

4.6.9 Norma Técnica Ecuatoriana NTE INEN de referencia

(Continúa)

**APÉNDICE Z****Z.1 DOCUMENTOS NORMATIVOS A CONSULTAR**

Esta norma no requiere de otras para su aplicación

**Z.2 BASES DE ESTUDIO**

Norma española UNE 53022. *Materiales plásticos. Determinación de las características de flexión de los materiales plásticos rígidos.* Instituto Nacional de Racionalización del Trabajo, Madrid, 1976.

Norma Internacional SO 178 E. *Plastics. Determination of flexural properties of rigid plastics.* International Organization for Standardization, Ginebra, 1975.



### INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA

**Documento:** NTE INEN 2 047      **TÍTULO:** PLÁSTICOS. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS MATERIALES PLÁSTICOS RÍGIDOS.      **Código:** PL 03.01-305

|                                                                    |                                                                                                                                                                                                                                |
|--------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ORIGINAL:</b><br>Fecha de iniciación del estudio:<br>1993-05-17 | <b>REVISIÓN:</b><br>Fecha de aprobación anterior por Consejo Directivo<br>Oficialización con el Carácter de<br>por Acuerdo No.      de<br>publicado en el Registro Oficial No.      de<br><br>Fecha de iniciación del estudio: |
|--------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

Fechas de consulta pública: de \_\_\_\_\_ a \_\_\_\_\_

Subcomité Técnico:  
 Fecha de iniciación: 1993-11-26      Fecha de aprobación: 1993-12-15  
 Integrantes del Subcomité Técnico:

| NOMBRES:                             | INSTITUCIÓN REPRESENTADA:                  |
|--------------------------------------|--------------------------------------------|
| Sr. León Pienknagura (Presidente)    | SANIGLASS S.A.                             |
| Ing. Rodrigo Rodríguez               | MICIP                                      |
| Ing. Jenny Fajardo                   | PLÁSTICOS DALMAU                           |
| Sra. Martha Enriquez                 | ACRILUX S.A.                               |
| Ing. Leif Underdal                   | POLIACRILART                               |
| Ing. Rita Nenger                     | CENAPIA                                    |
| Ing. Trajano Ramírez                 | ESCUELA POLITECNICA NACIONAL               |
| Arq. Fernando Bajaña                 | IESS                                       |
| Ing. Guillermo Brito                 | INGENIERIA QUIMICA-UNIVERSIDAD CENTRAL     |
| Ing. Luis Gavilanes                  | MINISTERIO DE DESARROLLO URBANO Y VIVIENDA |
| Ing. César Jara (Secretario Técnico) | INEN                                       |

Otros trámites: \* Esta norma sin ningún cambio en su contenido fue **DESREGULARIZADA**, pasando de **OBLIGATORIA a VOLUNTARIA**, según Resolución de Consejo Directivo de 1998-01-08 y oficializada mediante Acuerdo Ministerial No. 235 de 1998-05-04 publicado en el Registro Oficial No. 321 del 1998-05-20

El Consejo Directivo del INEN aprobó este proyecto de norma en sesión de 1996-01-09

Oficializada como: Obligatoria      Por Acuerdo Ministerial No. 0042 de 1996-02-29  
 Registro Oficial No. 902 de 1996-03-12

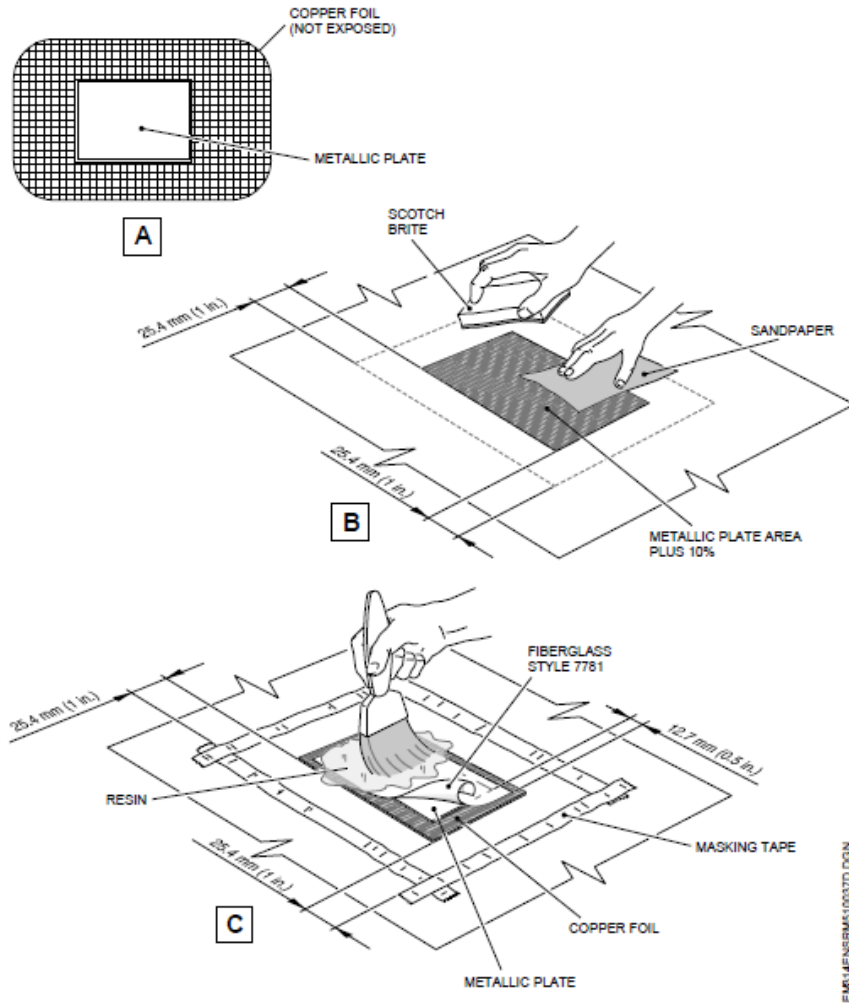
---

Instituto Ecuatoriano de Normalización, INEN - Baquerizo Moreno ES-29 y Av. 8 de Diciembre  
Casilla 17-01-3999 - Telfs: (593 2) 2 501885 al 2 501891 - Fax: (593 2) 2 567815  
Dirección General: E-Mail: [furresta@inen.gov.ec](mailto:furresta@inen.gov.ec)  
Área Técnica de Normalización: E-Mail: [normalizacion@inen.gov.ec](mailto:normalizacion@inen.gov.ec)  
Área Técnica de Certificación: E-Mail: [certificacion@inen.gov.ec](mailto:certificacion@inen.gov.ec)  
Área Técnica de Verificación: E-Mail: [verificacion@inen.gov.ec](mailto:verificacion@inen.gov.ec)  
Área Técnica de Servicios Tecnológicos: E-Mail: [inencati@inen.gov.ec](mailto:inencati@inen.gov.ec)  
Regional Guayas: E-Mail: [inenguayas@inen.gov.ec](mailto:inenguayas@inen.gov.ec)  
Regional Azuay: E-Mail: [inencuena@inen.gov.ec](mailto:inencuena@inen.gov.ec)  
Regional Chimborazo: E-Mail: [inencobamba@inen.gov.ec](mailto:inencobamba@inen.gov.ec)  
URL: [www.inen.gov.ec](http://www.inen.gov.ec)

### Anexo 3. SRM 3730 del A29 Super Tucano.



EFFECTIVITY: ALL  
 Bonding Metallic Plate - Repair  
 Figure 202



SRM 3730

51-73-00

Repair 01  
 Page 8 of 8  
 Rev 8 - Dec 09/16

EMBRAER PROPRIETARY / EXPORT CONTROLLED DATA  
 This document contains unclassified technical data whose export is restricted by U.S. law. Use or disclosure of data contained on this sheet is subject to the restrictions on the title page of this document.

## Anexo 4. AC43.13-1B Métodos, Técnicas y Prácticas aceptables para inspección y reparación de aeronaves.

9/8/98

AC 43.13-1B

### CHAPTER 3. FIBERGLASS AND PLASTICS

#### SECTION 1. REPAIR OF LIGHT LOAD LAMINATE STRUCTURES

**3-1. GENERAL.** There is a wide variation in the composition and structural application of laminates, and it is essential that these factors be given major consideration when any restoration activities are undertaken. To a similar extent, there also exist many types of laminate structure repairs that may or may not be suitable for a given condition. For this reason, it is important that the aircraft or component manufacturer's repair data be reviewed when determining what specific type of repair is permissible and appropriate for the damage at hand.

**NOTE:** Review Material Safety Data Sheets for material to be used. When handling materials, prepreg fabrics, or parts with prepared surfaces, observe shelf life. Latex gloves and approved masks must be worn.

a. The materials used in the repair of laminate structures must preserve the strength, weight, aerodynamic characteristics, or electrical properties of the original part or assembly. Preservation is best accomplished by replacing damaged material with material of identical chemical composition or a substitute approved by the manufacturer.

b. To eliminate dangerous stress concentrations, avoid abrupt changes in cross-sectional areas. When possible, for scarf joints and facings, make small patches round or oval-shaped, and round the corners of large repairs. Smooth and properly contour aerodynamic surfaces.

c. Test specimens should be prepared during the actual repair. These can then be subjected to a destructive test to establish the quality of the adhesive bond in the repaired

part. To make this determination valid, the specimens must be assembled with the same adhesive batch mixture and subjected to curing pressure, temperature, and time identical to those in the actual repair.

**3-2. FIBERGLASS LAMINATE REPAIRS.** The following repairs are applicable to fiberglass laminate used for non-structural fairing, covers, cowlings, honeycomb panel facings, etc. Prior to undertaking the repair, remove any paint by using normal dry sanding methods. Bead blasting may be used but caution must be exercised not to abrade the surfaces excessively.

**NOTE:** Chemical paint strippers must not be used.

**NOTE:** These repairs are not to be used on radomes or advanced composite components, such as graphite (carbon fiber) or Kevlar.

**CAUTION:** Sanding fiberglass laminates gives off a fine dust that may cause skin and/or respiratory irritation unless suitable skin and respiration protection is used. Sanding also creates static charges that attract dirt or other contaminants.

a. Check for voids and delamination by tap testing. (See chapter 5.) When the surface of a fiberglass laminated structure is scratched, pitted, or eroded; first wash with detergent and water to remove all of the dirt, wax, or oxide film. Then scrub the surface with an acceptable cleaner. After the surface is thoroughly cleaned, sand it with 280-grit sandpaper, and again use an acceptable cleanser to remove any sanding residue and moisture. This is

Par 3-1

Page 3-1

essential, as any moisture remaining on the surface will inhibit the cure of the resin. Dry the fiberglass laminate thoroughly prior to bonding repair. Mix enough resin, using the manufacturer's instructions, to completely cover the damaged area, and apply one or two coats. Cover the resin with a peel ply to exclude all air from the resin while it is curing. After the resin has cured, remove the film and file or sand the surface to conform to the original shape of the part. Ensure that all edges of the laminate part are sealed to prevent water absorption. Then refinish it to match the rest of the structure.

b. **Superficial scars, scratches, surface abrasion, or rain erosion** can generally be repaired by applying one or more coats of a suitable low temperature resin, catalyzed to cure at room temperature, to the abraded surface. The number of coats required will depend upon the type of resin and the severity of the damage.

(1) Damage not exceeding the first layer or ply of fiberglass laminate can be repaired by filling with a putty consisting of a compatible room-temperature-setting resin and clean short glass fibers. Before the resin sets, apply a sheet of peel ply over the repair area and work out any bubbles and excess resin. After the resin has cured, sand off any excess and prepare the area for refinishing.

(2) Damage deep enough to seriously affect the strength of the laminate (usually more than the first ply or layer of fabric) may be repaired as illustrated in figure 3-1. Coat the sanded area with room-temperature-setting resin and apply contoured pieces of glass fabric soaked in resin. Apply a peel ply sheet over the repair and work out any bubbles and excess resin. After the resin has cured, scrape off the excess resin and sand the surface of the repair to the original contour.

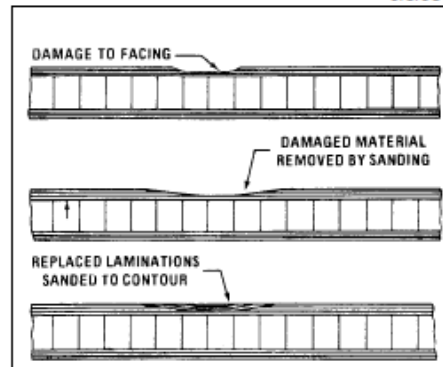


FIGURE 3-1. Typical laminate (facing) repair.

(3) Damage that extends completely through one facing and into the core requires the replacement of the damaged core and facing. A method for accomplishing this type of repair is shown in figure 3-2. An alternate method for repairing the facing is shown in figure 3-3. The damaged portion is carefully trimmed out to a circular or oval shape and the core material is removed completely to the opposite facing. Exercise caution so as not to damage the opposite facing or to start delamination between the facings and the core around the damage.

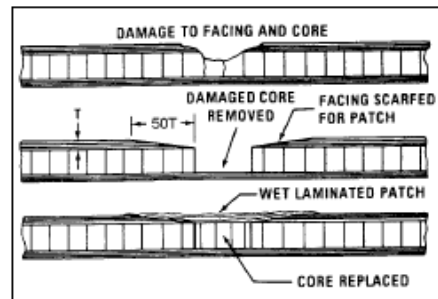


FIGURE 3-2. Typical core and facing repair.

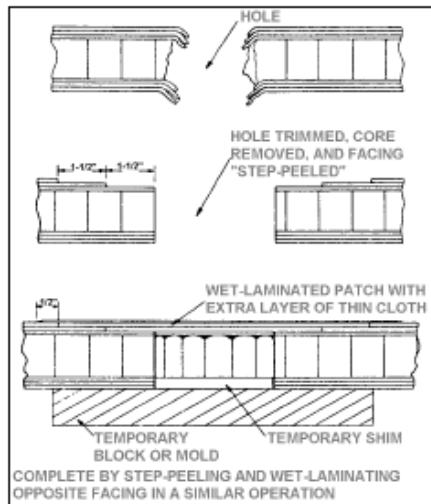


FIGURE 3-3. Typical stepped joint repair.

c. Use replacement core stock of the same material and density as the original (or an acceptable substitute) and cut it to fit snugly in the trimmed hole. Observe the direction of the original core. When all of the pieces of replacement facing laminations are cut and soaked in resin, coat all surfaces of the hole and the scarfed area with resin. Then coat all surfaces of the core replacement with resin and insert it into the hole. After all of the pieces of resin-impregnated glass-fabric facing are in place and lined up with the original fiber-orientation, cover the entire area with a piece of peel ply and carefully work down the layers of fabric to remove any air bubbles and excess resin. Apply light pressure by means of sand bags or a vacuum bag. When the resin has cured, sand the repair to match the original contour and refinish the surface.

### 3-3. REPAIRING HOLES.

a. **Scarf Method.** If the damaged area is less than 3 inches in diameter, the damage may

be removed by either sanding with a power sander or hand sanding with 180-grit sandpaper.

(1) Scarf back the edges of the hole about 50 times the thickness of the face ply. Thoroughly clean out all of the sanding residue with a cloth wet with an acceptable cleanser.

(2) Prepare the patches by (see figure 3-4) laying the proper weight fiberglass cloth impregnated with resin on a piece of peel ply. A weight of resin equal to the weight of the patch provides a 50-percent ratio.

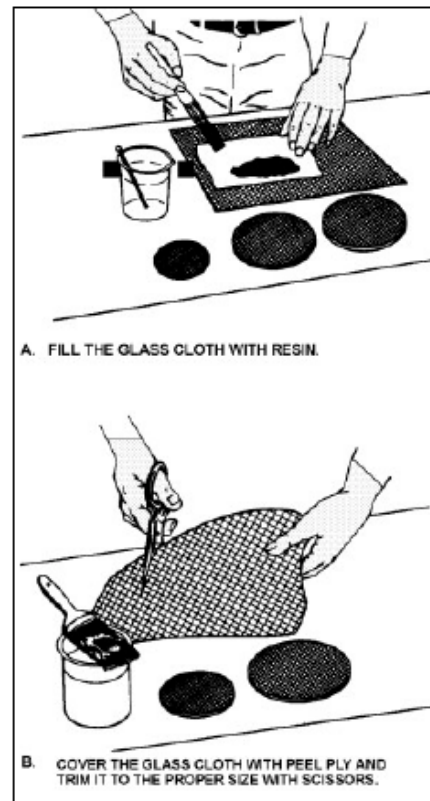


FIGURE 3-4. Preparing the fiberglass sandwich.

(3) Make a sandwich by laying a second layer of peel ply over the patch before cutting it to the required size and shape. Sandwiching will prevent the patch from raveling when cut. Brush a good coat of resin over the scarfed area. Remove one piece of peel ply from the first patch and lay the patch in place. Work all of the air out of the resin and remove the top peel ply. Cut the next larger patch so it will overlap the first patch by at least one-half inch. Remove one piece of peel ply from this patch and center the patch over the first one. Work all of the air out of the resin. Continue laying in patches, each overlapping the one below it by at least one-half inch, until you have the required number of layers (see figures 3-5 and 3-6) plus an extra ply to restore original strength to the repaired area.

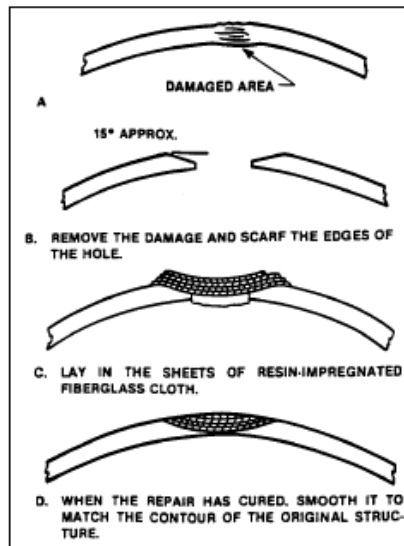


FIGURE 3-5. Scarfed repair to a nonstructural laminated fiberglass component.

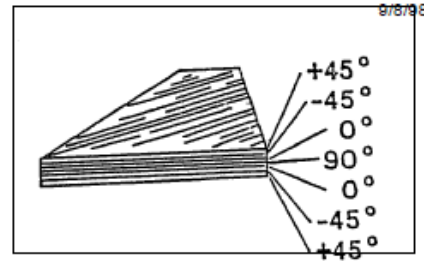


FIGURE 3-6. Symmetrical layup same as original number of plies, plus one extra ply.

(4) Cover the entire repair with peel ply and carefully work out all of the air bubbles from the resin. Apply pressure over the repair with tape or sandbags and allow it to cure. After the repair has cured, remove the excess resin by filing or sanding the surface to the contour of the original part. Smooth the surface with fine sandpaper and refinish it to match the original part.

(5) An alternate layup method that works equally well is to place the larger patch over the scarfed area first, and then each subsequent smaller patch over this. Both types of repair are finished in exactly the same way.

(6) The scarfed joint method (see figure 3-7) is normally used on small punctures up to 3 or 4 inches in maximum dimension and in facings that are made of thin fabric that is difficult to peel.

b. **Step-Joint Method.** The scarf method of repairing a laminated fiberglass face sheet of a honeycomb structure is the easiest method to use. In this type of repair, the damage is outlined with a compass. If a square or rectangular repair is more appropriate then the damage is outlined using a straight-edge and a compass to round out the corners.

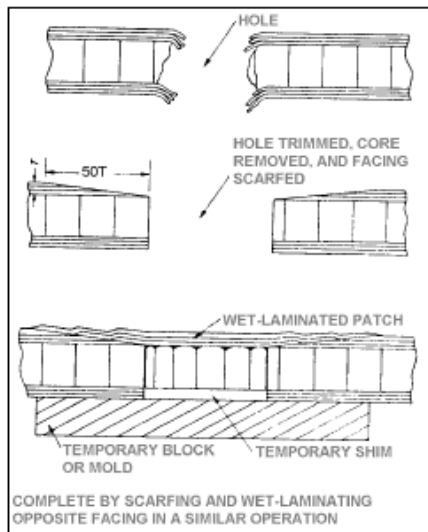


FIGURE 3-7. Typical scarf joint repair.

(1) The configuration of the repair should be that which will remove the least amount of sound material. Extend the cleaned-out area for a distance equal to the number of plies to be removed, less 1 inch. For example, if you must remove three plies, extend the repair for 2 inches beyond the cleaned-out area. Each layer should be 1 inch beyond the layer below. Use a sharp knife or other type of cutter to cut through the top layer, being careful not to damage the underneath layer. Use several passes with the knife rather than one deep cut. (See figure 3-8.)

(2) Begin with one corner of the patch and carefully pry it loose and peel it up until all of the layer is removed. Next, mark the exposed layer 1/2 inch inside the opening and carefully cut and remove it. Continue until you have removed all of the damaged or delaminated layers.

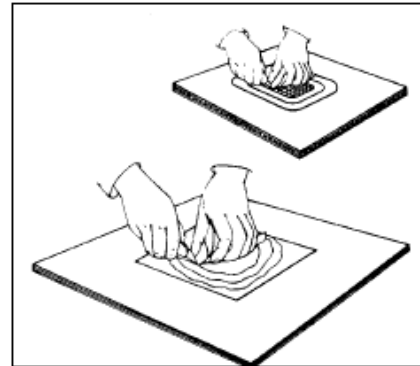


FIGURE 3-8. Carefully cut through each layer of fiberglass cloth and remove it from the damaged area.

(3) Lightly sand, then scrub the entire area with an acceptable cleanser. Prepare the patches exactly as you did for the scarf method, cutting each layer to exactly the size of the material removed. Brush in a coat of resin, lay in the patch of the smallest size, and carefully work out all of the air bubbles from the resin. Now, lay in the next larger size patch to lock the first layer of fiberglass cloth into place. Repeat the process until the damage area is filled.

(4) Butt the top layer of cloth to the opening in the face ply and cover the entire repair with peel ply. Carefully work all of the air bubbles out of the resin and put pressure on the repair with either sandbags, or another appropriate method, such as vacuum bagging. (See figure 3-9.) After the top repair has hardened, repeat the process on the bottom.

**3-4. SAMPLE BAGGING AND CURING PROCESS.** Figure 3-9 shows a typical bagging arrangement for a localized repair in which patch plies of prepreg are cured with a layer of adhesive, and a heating blanket is used to supply heat.



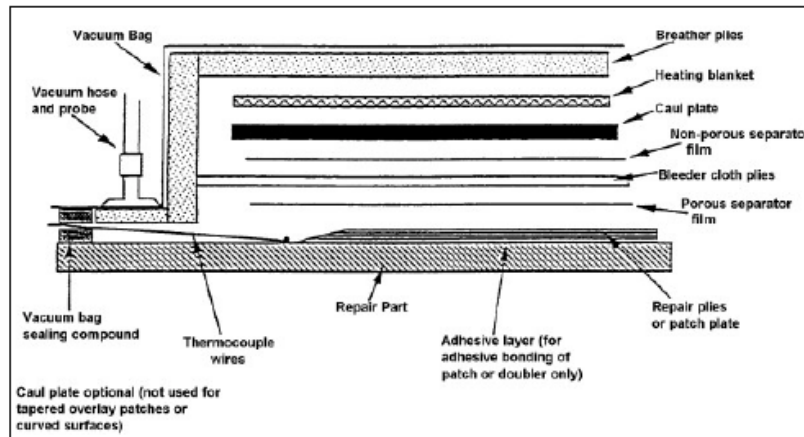


FIGURE 3-9. Sample bagging layup cross section.

a. The materials used for most bonded repairs require elevated temperatures and pressure, during their cure, to develop full strength. The following paragraphs describe the operations required to enclose the repair in a vacuum bag. When the part to be cured can be placed in an autoclave, additional pressure and heat can be applied. For cured-in-place parts, vacuum pressure and portable heat blankets usually suffice.

(1) When selecting materials, especially the parting agent film, the temperature at which the repair is to be cured must be known. Polyvinyl alcohol (PVA) film is ideal when the bonding temperature does not exceed 250 °F. PVA film has very high tear resistance and may be heat-sealed effectively. When the bond temperature is not above 180 °F, polyvinyl chloride film can be used. For temperatures up to 450 °F, a polyvinyl fluoride film is used. These three types of films are available in a variety of weights and widths. Most nylon bagging films are used for temperatures up to 400 °F.

(2) When all repair details are in place and ready to be cured, they are enclosed in a bag of plastic film or thin rubber. Air is removed from the bag by a vacuum source so that atmospheric pressure exerts a pressure on the repair as it is cured.

(3) To provide a path to draw off the air initially inside the bag, layers of fiberglass cloth or similar noncontaminating materials, known as breather plies, are placed inside the bag. When prepreg is being cured as part of the repair, it is sometimes necessary to bleed off excess resin. To do this, layers of fiberglass cloth or similar materials known as bleeder plies are placed over the prepreg. Some repairs have been made with a net resin prepreg that does not require bleeding, and therefore does not require bleeder plies. Porous separator plies or film are used between the prepreg and the bleeder and nonporous separator plies or film are used between the bleeder and breather plies to control the flow of resin.

(4) Small parts may be envelope bagged (i.e., enclosing the entire part in the bag). Larger parts with localized repairs can be bagged by sealing the surface completely around the repair areas with sealing tape and applying the bagging material to the sealing tape.

**CAUTION:** The whole panel must be vacuum bagged to prevent delamination in sandwich skins when using an oven or autoclave. Contoured parts must be restrained with tooling to prevent warpage.

b. When the heat for curing the repair is provided by a heat blanket, the blanket can be either inside or outside the vacuum bag. However, the blanket should be covered to minimize heat loss, and the blanket should be separated from direct contact with most bagging materials by layers of fiberglass cloth.

(1) This will prevent localized overheating that could damage the bag. It is sometimes helpful to place a thin aluminum sheet under the heating blanket to minimize localized heating. A thin rubber blanket can help smooth the surface of the material being cured. A pressure plate should be used when two or more heat blankets are applied to the same repair.

**NOTE:** Understanding that various resins behave differently during cure, the choice of bagging arrangements will often vary with the material being cured.

(2) The procedure for the bagging arrangement is as follows:

(a) Place a peel ply over the patch material to provide a surface finish for subsequent bonding or painting if not previously accomplished. Place a layer of porous separator

cloth over the patch, extending beyond the prepreg and the adhesive. Smooth to avoid wrinkles.

(b) With the patch material in place, place the end of the thermocouple wire next to the edge of the prepreg. Tape the wire to the structure inside the bag with heat-resistant tape. The tape should not be in contact with the prepreg or the adhesive.

(c) Place bleeder plies as shown, extending 2 to 3 inches beyond the patch. The number of bleeder plies needed will vary with the type of resin and the resin content required.

(d) Place a layer of nonporous parting film over the bleeder plies, cut 1 inch smaller than the bleeder plies. This layer is intended to stop resin flow from bleeder plies into breather plies while still providing an air-flow path when vacuum is applied.

(e) If a pressure plate is used, place it over the previous separator ply. The plate is frequently perforated with small holes to permit airflow to the breather plies. Bleeder plies may be necessary when using a pressure plate.

**NOTE:** Pressure on the repair will be reduced if the pressure plate does not conform to the repair.

(f) Place the heat blanket over the assembly, making sure it extends 3 to 4 inches beyond the material to be cured.

(g) One or more thermocouples should be in contact with the heat blanket to monitor its temperature. Additional thermocouples should be placed near the curing repair to monitor the temperature of the curing resin.

(h) When using a heat blanket as the heat source, four to six layers of fiberglass surface breather or the equivalent should be

used over the heat blanket. This will insulate and prevent damage to the nylon bagging film. Ensure that the breather plies are in contact with the bleeder plies so that an air passage exists.

(i) Place a bead of sealing tape against the parent material around the edge of the breather plies. Seal the thermocouple wires to prevent vacuum leakage.

**NOTE: Two layers of sealing tape may be required in order to provide a good seal.**

(j) Cover with a suitable vacuum bag, smoothed to minimize wrinkles. Press the bag firmly onto the sealing tape to obtain an air-tight seal. Place pleats in vacuum bag to allow the bag material to stretch.

(k) Install two vacuum probes or sniffers through openings cut in the bag. One will be used for the vacuum gauge and the

other will be connected to the vacuum source. The vacuum probe must sit on the breather plies, but must not touch the patch or adhesive.

**NOTE: Place the vacuum gauge on the opposite side of the vacuum port, where applicable. Do not place vacuum probes near repair area.**

(l) Connect the vacuum source and smooth the bag by hand pressure as the air is removed. Check for leaks and reseal as necessary. A minimum vacuum of 22 inches of mercury is required.

(m) Place insulating material over the vacuum bag to prevent heat loss.

(n) Apply power to the heat blanket and control its temperature as specified for the material being cured.

(o) Observe cure time requirements established by the product manufacturer.

3-5—3-9. [RESERVED.]

## SECTION 2. VISUAL INSPECTION

**5-15. GENERAL.** Visual inspection is the oldest and most common form of NDI for aircraft. Approximately 80 percent of all NDI procedures are accomplished by the direct visual methods. This inspection procedure may be greatly enhanced by the use of appropriate combinations of magnifying instruments, borescopes, light sources, video scanners, and other devices discussed in this AC. Visual inspection provides a means of detecting and examining a wide variety of component and material surface discontinuities, such as cracks, corrosion, contamination, surface finish, weld joints, solder connections, and adhesive dis-bonds. Visual inspection is widely used for detecting and examining aircraft surface cracks, which are particularly important because of their relationship to structural failures. Visual inspection is frequently used to provide verification when defects are found initially using other NDI techniques. The use of optical aids for visual inspection is beneficial and recommended. Optical aids magnify defects that cannot be seen by the unaided eye and also permit visual inspection in inaccessible areas.

**5-16. SIMPLE VISUAL INSPECTION AIDS.** It should be emphasized that the eye-mirror-flashlight is a critical visual inspection process. Aircraft structure and components that must be routinely inspected are frequently located beneath skin, cables, tubing, control rods, pumps, actuators, etc. Visual inspection aids such as a powerful flashlight, a mirror with a ball joint, and a 2 to 10 power magnifying glass are essential in the inspection process.

**a. Flashlights.** Flashlights used for aircraft inspection should be suitable for industrial use and, where applicable, safety approved by the Underwriters Laboratory or

equivalent agency as suitable for use in hazardous atmospheres such as aircraft fuel tanks. Military Specification MIL-F-3747E, flashlights: plastic case, tubular (regular, explosion-proof, explosion-proof heat resistant, traffic directing, and inspection-light), provides requirements for flashlights suitable for use in aircraft inspection. However, at the present time, the flashlights covered by this specification use standard incandescent lamps and there are no standardized performance tests for flashlights with the brighter bulbs: Krypton, Halogen, and Xenon. Each flashlight manufacturer currently develops its tests and provides information on its products in its advertising literature. Therefore, when selecting a flashlight for use in visual inspection, it is sometimes difficult to directly compare products. The following characteristics should be considered when selecting a flashlight: foot-candle rating; explosive atmosphere rating; beam spread (adjustable, spot, or flood); efficiency (battery usage rate); brightness after extended use; and rechargeable or standard batteries. (If rechargeable, how many hours of continuous use and how long is required for recharging?) If possible, it would be best to take it apart and inspect for quality of construction and to actually use the flashlight like it would be used in the field. Inspection flashlights are available in several different bulb brightness levels:

- (1) Standard incandescent (for long-battery life).
- (2) Krypton (for 70 percent more light than standard bulbs).
- (3) Halogen (for up to 100 percent more light than standard bulbs).
- (4) Xenon (for over 100 percent more light than standard bulbs).

**b. Inspection Mirrors.** An inspection mirror is used to view an area that is not in the normal line of sight. The mirror should be of the appropriate size to easily view the component, with the reflecting surface free of dirt, cracks, worn coating, etc., and a swivel joint tight enough to maintain its setting.

**c. Simple Magnifiers.** A single converging lens, the simplest form of a microscope, is often referred to as a simple magnifier. Magnification of a single lens is determined by the equation  $M = 10/f$ . In this equation, "M" is the magnification, "f" is the focal length of the lens in inches, and "10" is a constant that represents the average minimum distance at which objects can be distinctly seen by the unaided eye. Using the equation, a lens with a focal length of 5 inches has a magnification of 2, or is said to be a two-power lens.

**5-17. BORESCOPES.** These instruments are long, tubular, precision optical instruments with built-in illumination, designed to allow remote visual inspection of internal surfaces or otherwise inaccessible areas. The tube, which can be rigid or flexible with a wide variety of lengths and diameters, provides the necessary optical connection between the viewing end and an objective lens at the distant, or distal tip of the borescope. Rigid and flexible borescopes are available in different designs for a variety of standard applications and manufacturers also provide custom designs for specialized applications. Figure 5-1 shows three typical designs of borescopes.

**a. Borescopes Uses.** Borescopes are used in aircraft and engine maintenance programs to reduce or eliminate the need for costly tear-downs. Aircraft turbine engines have access ports that are specifically designed for borescopes. Borescopes are also used extensively in a variety of aviation maintenance programs to determine the airworthiness of difficult-to-reach components. Borescopes

typically are used to inspect interiors of hydraulic cylinders and valves for pitting, scoring, porosity, and tool marks; inspect for cracked cylinders in aircraft reciprocating engines; inspect turbojet engine turbine blades and combustion cans; verify the proper placement and fit of seals, bonds, gaskets, and sub-assemblies in difficult to reach areas; and assess Foreign Object Damage (FOD) in aircraft, airframe, and powerplants. Borescopes may also be used to locate and retrieve foreign objects in engines and airframes.

**b. Optical Designs.** Typical designs for the optical connection between the borescope viewing end and the distal tip are:

- (1) A rigid tube with a series of relay lenses;
- (2) A flexible or rigid tube with a bundle of optical fibers; and
- (3) A flexible or rigid tube with wiring that carries the image signal from a Charge Couple Device (CCD) imaging sensor at the distal tip.

These designs can have either fixed or adjustable focusing of the objective lens at the distal tip. The distal tip may also have prisms and mirrors that define the direction and field of view. A fiber optic light guide with white light is generally used in the illumination system, but ultraviolet light can also be used to inspect surfaces treated with liquid fluorescent penetrant or to inspect for contaminants that fluoresce. Some borescopes with long working lengths use light-emitting diodes at the distal tip for illumination.

**5-18. VISUAL INSPECTION PROCEDURES.** Corrosion can be an extremely critical defect. Therefore, NDI personnel should be familiar with the appearance of common types of corrosion and have training and

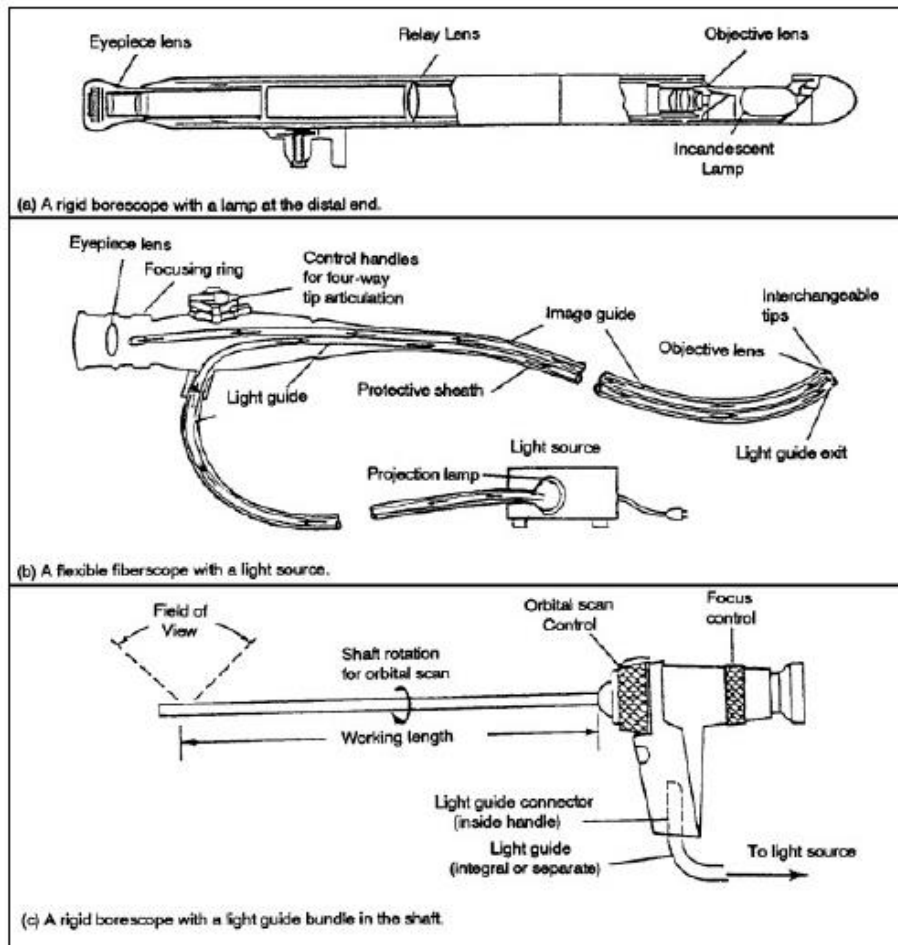


FIGURE 5-1. Typical borescope designs.

experience on corrosion detection on aircraft structure and engine materials. (Reference: AC 43-4A, Corrosion Control for Aircraft, for additional information on corrosion.

**a. Preliminary Inspection.** Perform a preliminary inspection of the overall general area for cleanliness, presence of foreign objects, deformed or missing fasteners, security

of parts, corrosion, and damage. If the configuration or location of the part conceals the area to be inspected, use visual aids such as a mirror or borescope.

**b. Corrosion Treatment.** Treat any corrosion found during preliminary inspection after completing a visual inspection of any selected part or area.

**NOTE:** Eddy current, radiography, or ultrasonic inspection can determine the loss of metal to corrosion.

c. **Lighting.** Provide adequate lighting to illuminate the selected part or area.

d. **Personal Comfort.** Personal comfort (temperature, wind, rain, etc.) of the inspector can be a factor in visual inspection reliability.

e. **Noise.** Noise levels while conducting a visual inspection are important. Excessive noise reduces concentration, creates tension, and prevents effective communication. All these factors will increase the likelihood of errors.

f. **Inspection Area Access.** Ease of access to the inspection area has been found to be of major importance in obtaining reliable visual inspection results. Access consists of the act of getting into an inspection position (primary access) and doing the visual inspection (secondary access). Poor access can affect the inspector's interpretation of discontinuities, decision making, motivation, and attitude.

g. **Precleaning.** Clean the areas or surface of the parts to be inspected. Remove any contaminants that might hinder the discovery of existing surface indications. Do not remove the protective finish from the part or area prior to inspection. Removal of the finish may be required at a later time if other NDI techniques are required to verify any visual indications of flaws that are found.

h. **Inspection.** Carefully inspect the area for discontinuities, using optical aids as

required. An inspector normally should have available suitable measuring devices, a flashlight, and a mirror.

(1) **Surface cracks.** When searching for surface cracks with a flashlight, direct the light beam at a 5 to 45 degree angle to the inspection surface, towards the face. (See figure 5-2.) Do not direct the light beam at such an angle that the reflected light beam shines directly into the eyes. Keep the eyes above the reflected light beam during the inspection. Determine the extent of any cracks found by directing the light beam at right angles to the crack and tracing its length. Use a 10-power magnifying glass to confirm the existence of a suspected crack. If this is not adequate, use other NDI techniques, such as penetrant, magnetic particle, or eddy current to verify cracks.

(2) **Other surface discontinuities.** Inspect for other surface discontinuities, such as: discoloration from overheating; buckled, bulging, or dented skin; cracked, chafed, split, or dented tubing; chafed electrical wiring; delaminations of composites; and damaged protective finishes.

i. **Recordkeeping.** Document all discrepancies by written report, photograph, and/or video recording for appropriate evaluation. The full value of visual inspection can be realized only if records are kept of the discrepancies found on parts inspected. The size and shape of the discontinuity and its location on the part should be recorded along with other pertinent information, such as rework performed or disposition. The inclusion on a report of some visible record of the discontinuity makes the report more complete.

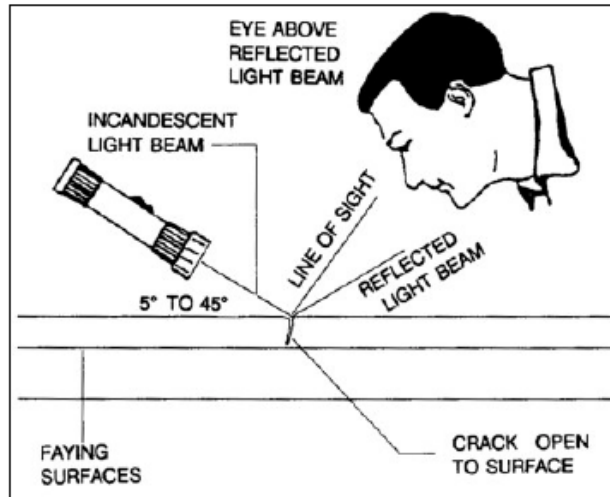


FIGURE 5-2. Using a flashlight to inspect for cracks.

5-19.—5-24. [RESERVED.]



## Anexo 5. Manual de mantenimiento EXTRA 300-200L.

EXTRA  
SERVICE MANUAL EXTRA300L

---

51-70-00

### REPAIRS

51-70-01

#### Repair of Reinforced Glass and Carbon Fibre Components

**IMPORTANT**

Repair of composite parts has to be carried out only by qualified and authorized personnel.

If the aircraft is damaged, proceed as follows. First conduct a careful visual inspection of the surface and the damaged area. Frequently, the damage extends to further components, sometimes a fracture will continue invisible beneath the surface.

Perform the repair work with utmost care. The external shell of the wing and empennage is stressed; a failure of this bonded structure can lead to an aircraft crash. In order to eliminate dangerous stress concentrations, avoid changes in cross-sectional areas.

**IMPORTANT**

The resin-hardener mixture ratio must be precisely maintained (+0.5%). Clean cups and tools must be used. The weight ratio of glass fabric to resin mixture should be approximately 50:50.

Immediately prior to applying the wet laminate, sand and vacuum clean the repair area, so that no dirt and dust is involved which could prevent a secure adhesion.

**WARNING**

Sanding carbon and glass fibre laminates gives off a fine dust that may cause skin and/or respiratory irritation unless suitable skin and respiration protection is used.

**WARNING**

Carbon-tetrachloride or Acetone used for cleaning repair areas are flammable liquids and should be used with proper ventilation and safety equipment.

**IMPORTANT**

As with plywood grain, the direction of the various fibres (longitudinal or diagonal) is of great importance for the stability.

---

PAGE DATE: 1. June 1995

CHAPTER 51  
PAGE 18

The number of layers required to restore the stability in the damaged area can be taken from the layer sequence/placement plan. (Refer to the respective Chapters)

It is necessary to know the number and direction of layers in the damaged area, in order to be able to replace them with the original number. In all cases, the thickness of the laminate has to be measured with a vernier calliper for the exact determination of the laminate thickness.

One technique to learn about the number of layers is to burn a small piece taken from the damaged area. The resin will burn off, leaving the glass and/or carbon fabric to be inspected for the number of layers and the type of fabric.

Creating a scarfed overlap takes time. Sand away as much of the old material, that the new fabric patches do not project beyond the contour.

In order to shorten the curing time, a heater can be used to increase the ambient temperature.

#### CAUTION

Too high temperature will cause large air bubbles in the laminate. Local overtemperature can be prevented by using a foil tent which leads the hot air stream.

The curing cycle must be maintained as stated. Use a thermometer to monitor the temperature.

#### IMPORTANT

After repair of control surfaces, check for proper balance ( refer to chapter 27, Flight Controls).

It is recommended to prepare test specimens at the same time as the actual repair is accomplished. These can then be subject to a material test to establish the quality of the laminate in the repaired part. To make this determination valid, the specimens must be assembled with the same style of fabric and resin mixture. Subsequently the specimens must be subject to the curing pressure, temperature and time identical with those in the actual repair.

## 51-70-02

## Repair of Sandwich Material

Two types of core materials are used for sandwich on the EXTRA300L:

- PVC hard foam
- Honeycomb

both with glass or carbon fibre shells

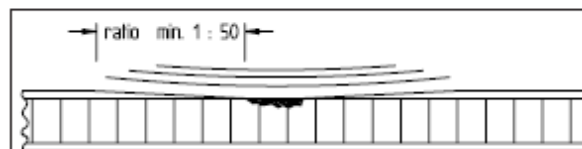
The following section describes the repair of both types of sandwich. Different processing techniques for these materials, if necessary, are also described.

## a) Minor surface damage

Around a visible crack, the laminate may be separated from the core material. Determine the extent of this area by coin tapping. Remove the separated laminate carefully using a sanding disk, sanding block or a sharp knife. Prepare a scarfed overlap of the laminate around the damaged area. Overlap length per fabric layer min. 20 mm;

## IMPORTANT

Ratio (laminate thickness : overlay length) min. 1 : 50 (refer to Figure 5).



*Minor surface damage  
Figure 5*

After preparing the scarfed overlap, clean the repair area thoroughly as follows:

- Remove the sanding dust with a pneumatic vacuum cleaner
- Clean the scarfed overlaps with carbon-tetrachloride or acetone in case of dirt or grease was introduced during the preparation.

Damaged core material has to be refilled with a mixture of resin and microballoons (weight ratio 100:15). Apply resin mixture

to the repair area and lay on fabric in accordance to the layer sequence plans. Ensure to use correct style and direction of fabric.

**IMPORTANT**

**Repair area must be clean of dirt, dust and grease!**

Lay out the required number and size of fabric pieces on a piece of colored plastic foil and soak (wet) them with resin mixture, subsequently position them on the repair area.

**IMPORTANT**

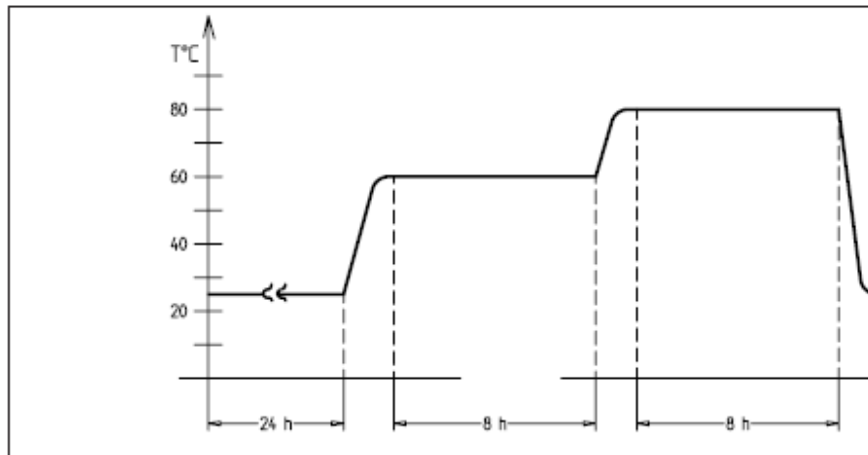
**Remove the plastic foil after each positioning process.**

For a repair of honeycomb sandwich parts you have to observe the following: The repair area has to be cured under condition of vacuum bagging.

For vacuum bagging, proceed as follows:

- Apply peel nylon fabric on the last repair fabric layer
- Perforate a clean, thin plastic foil with a thick needle (max. spacing of holes: 20mm x 20mm) - mainly in the area of the honeycomb - and lay it on the repair area.
- Lay a jute cloth (weave) or equivalent bleeder cloth on this perforated plastic foil.
- Lay an air tight plastic foil upon the jute weave and seal their edges to the surrounding surface using an adhesive tape.
- Apply suction with a vacuum pump (pressure approx. 0.7 bar/ 10 psi)
- Apply the thermal curing cycle.(Refer to Figure 3)
- Following the curing cycle remove vacuum bagging material and peel nylon fabric.

After the pre-curing period at room temperature, the repaired area has to be cured according the temperature cycle as shown on Figure 6.

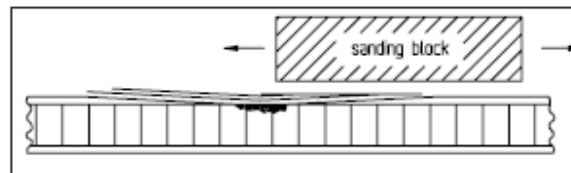


*Curing cycle resin L20/SL*  
*Figure 6*

After the curing process is completed, the repair area can be sand level to the surrounding area.

**CAUTION**

Sand only the edge thickness of repair laminate (refer to Figure 7)!



**Level Sanding of Surrounding Area**  
*Figure 7*

**NOTE**

For painting of the repair area refer to Chapter 51-70-06.

**b) Damage of complete sandwich**

If the inner laminate is also damaged, first remove the upper laminate within the area, where no secure bond connection to the core material is suspected. Trim out the complete damaged portion of core material to a circular or elliptical shape.

The damaged area of the inner laminate has to be taken out as well. Make sure not to increase the disbond area by preparing the hole. Preferably use a hand held milling machine. In case of cutting with a saw, the pulsation stress may peel of the inner laminate (secondary damage). If the extent of the disbonded area on the inner laminate exceeds the prepared cut out, increase the cut out of material and upper laminate.

Prepare a scarfed overlap of laminate around the circular cut out. Overlap length of inner laminate should not be less than 20 mm.

**IMPORTANT**

Overlap length of the upper laminate should not be less than 1/50; (ratio: laminate thickness / overlap length).

Prepare a replacement block of core material (foam or honeycomb) with equivalent diameter and thickness. Cut it to fit snugly in the trimmed hole. In case of foam core, coat one side with a mixture of resin and microballoons (ratio 100:15). Apply prelaminated fabric layers required for the inner laminate on this side of the core filler block. Ensure correct style and direction of fabric. After precuring the laminate at elevated room temperature (30°C), scarf the overlap and sand the upper overlapping core material down, up to the surrounding core material.

Subsequently clean the repair area thoroughly as follows:

- Remove the sanding dust with a pneumatic vacuum cleaner
- Clean the scarfed overlaps with carbon-tetrachloride or acetone in case of dirt or grease was introduced during the preparation.

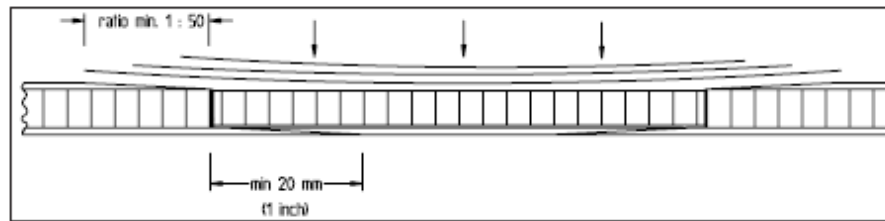
**WARNING**

Carbon-tetrachloride or Acetone used for cleaning repair areas are flammable liquids and should be used with proper ventilation and safety equipment.

**IMPORTANT**

Repair area must be free of dirt and grease.

Wet all surfaces of the backing plate and the scarfed area with resin mixture. Lay on prelaminated fabric layer in accordance to the layer sequence plan. Ensure correct style and direction of fabric.



*Damage of Complete Sandwich  
Figure 8*

Lay out the required number and size of fabric pieces on a piece of plastic foil and wet them with resin mixture. Subsequently position them on the repair area.

**IMPORTANT**

Remove the plastic foil after each positioning process.

The repair area has to be cured under condition of vacuum bagging. Proceed as follows:

- Apply peel nylon fabric on the last repair fabric layer
- Perforate a clean, thin plastic foil with a thick needle (max. spacing of holes: 20mm x 20mm) - mainly in the area of the honeycomb - and lay it on the repair area.
- Lay a jute cloth or equivalent bleeder cloth on this perforated plastic foil
- Lay a second plastic foil upon the jute weave and seal their edges to the surrounding surface using an adhesive tape.
- Apply suction with a vacuum pump (pressure approx. 0.7bar / 10psi)
- Apply the thermal curing cycle
- Following the curing cycle carefully remove vacuum bagging material and peel nylon fabric.

**NOTE**

After the pre-curing period at room temperature, the repaired area has to be cured according the temperature cycle as shown on Figure 6.

After the curing process is completed, the repair area can be sand level to the surrounding area.

**IMPORTANT**

Sand only the edge thickness of repair laminate!

For painting of the repair area proceed like mentioned in Chapter 51-70-06.

### 51-70-03

### Repair of Laminates

#### a) Minor damage

Scarf the edges of the minor damage area with sandpaper. Minimum length of scarf per fabric layer approx. 20 mm; ratio (laminat thickness : scarf length) approx. 1: 50.

Following the scarf procedure, clean the repair area thoroughly:

- Remove the sanding dust with a pneumatic vacuum cleaner
- Clean the scarfed overlaps with carbon-tetrachloride or acetone in case of dirt or grease was introduced during the preparation.

#### CAUTION

Repair area must be free of dirt, dust and grease.

Wet the prepared scarfed areas with resin mixture. Lay on prelaminated fabric layer in accordance to the layer sequence plan. Ensure correct style and direction of fabric. Apply peel nylon fabric on the last repair fabric layer.

#### NOTE

Lay out the required number and size of fabric pieces on a piece of colored plastic foil and wet them with resin mixture. Subsequently position them on the repair area.

#### IMPORTANT

Remove the plastic foil after each positioning process.

After the curing process is completed, remove the peel nylon fabric. The repair area can be sand level with the surrounding area.

#### CAUTION

Sand only the edge thickness of repair laminate!

Refinish the surface according chapter 51-70-05 Painting.



If the extent of the damaged area exceed 10 cm (4 inches) a large damage repair is required.

Carefully trim out the damaged portion to a circular or oval shape.

Prelaminate a backing plate from two layers of glass fibre fabric and resin mixture, which must be approx. 20 mm larger than the damaged area. Apply peel nylon fabric as external layer. Sandwich the resin wetted layers between two sheets of plastic foil.

Work the excess resin out and allow the plate to cure at elevated room temperature for 8 hours on a flat surface or a plastic foil-covered surface of the proper curvature near the damaged area, or the same location on a comparable undamaged part.

Following the curing cycle remove plastic foil and peel nylon fabric. Bond the backing plate to the inside using a mixture of resin and cotton flocks, and adapt to the contour. Cure the bonding at elevated room temperature for 8 hours.

Subsequently scarf the edges of the damaged portion with sandpaper. Minimum length of scarf per fabric layer approx. 20 mm;

**IMPORTANT**

Ratio (laminare thickness : scarf length) approx. 1: 50.

Following the scarf procedure, clean the repair area thoroughly:

- Remove the sanding dust with a pneumatic vacuum cleaner
- Clean the scarfed overlaps with carbon-tetrachloride or acetone in case of dirt or grease was introduced during the preparation of the overlap.

**IMPORTANT**

Repair area must be free of dirt, dust and grease.

Wet all surfaces of the backing plate and the scarfed area with resin mixture. Lay on prelaminated fabric layer in accordance to the layer sequence plan. Ensure correct style and direction of fabric.

**NOTE**

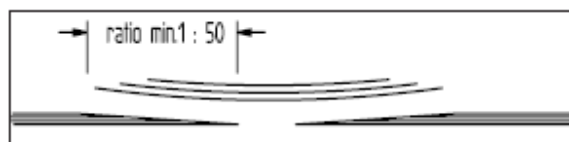
Lay out the required number and size of fabric pieces on a piece of colored plastic foil and wet them with resin mixture. Subsequently position them on the repair area.

**IMPORTANT**

Remove the plastic foil after each positioning process.

The repair area has to be cured under condition of vacuum bagging. Proceed as follows:

- Apply peel nylon fabric on the last repair fabric layer
- Perforate a clean, thin plastic foil with a thick needle (max. spacing of holes: 20mm x 20mm) - mainly in the area of the honeycomb - and lay it on the repair area.



*Repair of minor damage  
Figure 9*

**b) Large damage**

If the extent of the damaged area exceed 10 cm (4 inches) a large damage repair is required.

Carefully trimm out the damaged portion to a circular or oval shape.

Prelaminate a backing plate from two layers of glass fibre fabric and resin mixture, which must be approx. 20 mm larger than the damaged area. Apply peel nylon fabric as external layer. Sandwich the resin wetted layers between two sheets of plastic foil. Work the excess resin out and allow the plate to cure at elevated room temperature for 8 hours on a flat surface or a plasticfoil-covered surface of the proper curvature near the damaged area, or the same location on a comparable undamaged part.

Following the curing cycle remove plastic foil and peel nylon fabric. Bond the backing plate to the inside using a mixture of resin and cotton flocks, and adapt to the contour. Cure the bonding at elevated room temperature for 8 hours.

Subsequently scarf the edges of the damaged portion with sandpaper. Minimum length of scarf per fabric layer approx. 20 mm;

**IMPORTANT**

ratio (laminate thickness : scarf length) approx. 1: 50.

Following the scarf procedure, clean the repair area thoroughly:

- Remove the sanding dust with a pneumatic vacuum cleaner
- Clean the scarfed overlaps with carbon-tetrachloride or acetone in case of dirt or grease was introduced during the preparation of the overlap.

**IMPORTANT**

Repair area must be free of dirt, dust and grease.

Wet all surfaces of the backing plate and the scarfed area with resin mixture. Lay on prelaminated fabric layer in accordance to the layer sequence plan. Ensure correct style and direction of fabric.

**NOTE**

Lay out the required number and size of fabric pieces on a piece of colored plastic foil and wet them with resin mixture. Subsequently position them on the repair area.

**IMPORTANT**

Remove the plastic foil after each positioning process.

The repair area has to be cured under condition of vacuum bagging. Proceed as follows:

- Apply peel nylon fabric on the last repair fabric layer.

- Perforate a clean, thin plastic foil with a coarse needle (max. spacing of holes: 20mm x 20mm) - mainly in the area of the honeycomb - and lay it on to the repair area.
- Lay a jute cloth or equivalent bleeder cloth on this perforated plastic foil.
- Lay an air tight plastic foil upon the jute weave and seal their edges to the surrounding surface using an adhesive tape.
- Apply suction with a vacuum pump (pressure difference approx. 0.7bar / 10psi)
- Curing cycle
- Following the curing cycle carefully remove vacuum bagging material and peel nylon fabric.

After the pre-curing period at room temperature, the repaired area has to be cured according the temperature cycle as shown on *Figure 3*.

After the curing process is completed, the repair area can be sand level to the surrounding area.

**CAUTION**

Sand only the edge thickness of repair laminate!

Refinish the surface according chapter: 51-10-09 Painting.

**51-70-04**

**Repair of Spars**

The spars consists of carbon roving caps, glass or carbon fibre webs and PVC foam cores.

**IMPORTANT**

The spars are highly stressed; a failure of this bonded structure can result in loss of the aircraft! In all cases, the repair of a spar must be considered as a large-scale repair with a Damage Class 1 (Refer to Chapter 51-10-01 Damage Classification"). EXTRA-FLUGZEUGBAU GmbH has to be contacted prior to repair!

51-70-05

Structural Repair of Steel Components

Restoration of a damaged fuselage to its original design strength, shape and alignment involves careful evaluation of the damage, followed by exacting workmanship in performing the repairs.

**IMPORTANT**

Should structural repairs practicable on the aircraft be necessary, refer to "Aircraft Inspection and Repair FAA AC 43.13-1A" and "Aircraft Alterations Acceptable Methods, Techniques and Practices FAAAC 43.13-2A".

**IMPORTANT**

Alterations or repair of the airplane must be accomplished by *licensed* personnel. Consult EXTRA-FLUGZEUGBAU GmbH in case of doubt about a repair not specifically mentioned there.

Consider, that up to Serial No. 44 WLB 1.7734.4 type steel has been used for the complete fuselage structure so as steel tubes, brackets, connections etc. (steel tubes are in mm-measurements). From Serial No. 45 AISI 4130 N type steel is used (steel tubes are in inch-measurements). Also refer to Chapter 51-30-02.

The two steel types shall not be mixed in repair.

**NOTE**

If welding work must be performed, use only the TIG procedure (Tungsten Inert Gas). Use steal welding wire 1.7734.2 (up to Serial No. 44) or 1.7324, 1.7734.2 or equivalent (from Serial No. 45) for welding additive.

51-70-06

Painting of Composite Parts

**WARNING**

Coating materials may cause sensitization by inhalation and skin contact. Hardeners and coating materials ready for use can have an irritant and sensitizing effect upon the skin and respiratory tracts and cause allergic reactions.

**WARNING**

Provide for a continuous supply of fresh air during and also after the application, do not inhale the vapours and wear a breathing mask during the spray application of these materials. Persons suffering from an allergy or being prone to diseases of the respiratory tracts must not get in contact with coating materials.  
**Refer to the manufacturer technical information sheet!!**

After curing cycle the surface of repaired area can be sanded with sandpaper (80 grade). Indentations are filled with white polyester filler. Subsequently achieve a surface as uniformly rough as possible using a finer dry sandpaper (150 or 320 grade). Prior to paint application, the surface of the repair area must be cleaned thoroughly of all sanding dust, separation compounds and other foreign materials. Subsequently apply Glassodur Rapid Filler with a spray gun.

**NOTE**

**The Rapid Filler must be completely dry before the covering paint can be applied.**

For the final sanding, use 400 grade wet sandpaper to achieve a smooth clean surface. Allow surface to dry. Paint application of Glassodur-Pur-Acryl-Lack AD/AE 21 two component acryl paint is performed with a spray gun.

Paint can be mixed with small quantities of reducer. After completion of the painting, polish the repair area.

51-70-07

## Aluminium and Steel Components Refinishing

Complete procedure necessary to remove existing paint from aluminium and steel components and then to repaint them as described in the following paragraphs.

### Degreasing

#### WARNING

Cleaning solvents can be toxic and volatile. Use only in well ventilated areas. Avoid physical contact with solvent and do not inhale vapors. Keep solvent containers covered when not in use.

#### CAUTION

Before stripping parts, remove all fittings, O-rings, nuts, bolts, washers, pistons, bearing cups, etc.

- 1 Clean all metal parts by immersing in a clean degreasing solution. An alkaline based solution is recommended for aluminium and magnesium parts.
- 2 Hardened dirt or grease may be removed with soft bristle brush, or by soaking in cleaning solution.
- 3 Where necessary clean bearing cones carefully in a separate container of clean solvent.

#### CAUTION

Do not spin bearing cones with compressed air.

- 4 After cleaning, thoroughly dry all metal parts with filtered, dry compressed air.
- 5 It is recommended that all O-rings, backup rings, and wipers be replaced at each overhaul. However, if necessary, O-rings may be reused, but should be put back into position from which removed.
- 6 Wipe down O-rings, backup rings, wipers, or other rubber parts with a clean dry cloth. Lubricate with a suitable O-ring lubricant prior to installation.

### Paint Removal

Disassemble components to the level required for repainting, then proceed as follows.

#### WARNING

Stripping solvents can be toxic and volatile. Use only in well ventilated areas. Avoid physical contact with solvent and do not inhale vapors. Keep solvent containers covered when not in use.

#### CAUTION

Before stripping parts, remove all fittings, O-rings, nuts, bolts, washers, pistons, bearingcups, etc. Parts must be totally immersed in solvent, to maximize cleaning.

- 1 Degrease part per degreasing paragraph.
- 2 Totally immerse part in paint removing solvent. Portions not totally covered by solvent will begin to corrode.

#### NOTE

Stripping agents are commercially available for removing topcoat and primer. Follow manufacturer's recommendations for use and disposal of stripping solutions.

- 3 Remove part from solvent and rinse thoroughly with water heated to 160° to 180°F (71° to 82° C). Flush solvent from all cavities and threaded holes where entrapment might occur
- 4 Thoroughly dry part with filtered, dry compressed air.
- 5 Where applicable refer to inspections procedures given in the respective chapters for specific parts to locate possible defects.

#### NOTE

Refinishing should be completed as soon as possible; unprotected parts will begin to corrode.



### Repainting

Paint all surfaces except those which are subjected to friction (bearing surfaces, anchor bolt bores, etc.). Proceed as follows:

- 1 Parts to be repainted should be cleaned and stripped per instruction in degreasing and paint removal paragraphs.
- 2 Aluminium parts should have a protective barrier between the topcoat and base metal. It is recommended they be treated with solutions listed in Chapter 51-30.
- 3 Apply solution liberally and evenly. Allow it to set from 1 to 5 minutes. The solution must completely wet the surface and overlap onto the adjoining anodize.
- 4 Remove excess coating by flushing with clean water.
- 5 Paint parts with one coat of wash primer. Allow to dry thoroughly.
- 6 Paint parts with one coat of lacquer listed in Chapter 51-30. Allow to dry thoroughly before reassembly.

**Anexo 6. Manual de mantenimiento ARCUS M.**

| <p><b>SCHEMPP-HIRTH</b><br/> <b>Flugzeugbau GmbH.</b><br/> <b>73230 Kirchheim/Teck</b></p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              | <p align="center"><b>REPAIR INSTRUCTIONS</b> for<br/> <b>Sailplanes and Powered Sailplanes</b> constructed from<br/> <b>Fiber Reinforced Plastic (FRP)</b></p> |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|------------------|----------|---------------|---------------|---------------|---|---------------|-------|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|
| <p align="center"><b>Repair Instructions for Sailplanes and Powered Sailplanes<br/> constructed from Fiber Reinforced Plastic (FRP),<br/> manufactured by<br/> Schempp-Hirth, Flugzeugbau GmbH, Kirchheim/Teck</b></p> <p>1. <u>Table of contents</u></p> <p>2. General</p> <p>3. Materials</p> <p>4. Kinds of construction</p> <p>5. Repair procedures for components constructed from<br/> Fiber Reinforced Plastic (FRP)</p> <p>6. Repairing metal fittings</p> <p>7. Working with gel coat</p> <p>8. Lengths of scarf joints (spliced) for various fabrics</p> <p><u>Record of revision</u></p> <table border="1" data-bbox="490 1375 1253 1612"> <thead> <tr> <th>Rev. No.</th> <th>Date of issue</th> <th>Page affected</th> <th>Date inserted</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>December 1999</td> <td>5.3.1</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table> |                                                                                                                                                                |               |                  | Rev. No. | Date of issue | Page affected | Date inserted | 1 | December 1999 | 5.3.1 |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Rev. No.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | Date of issue                                                                                                                                                  | Page affected | Date inserted    |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 1                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       | December 1999                                                                                                                                                  | 5.3.1         |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                                |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                                |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                                |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                                |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                                |               |                  |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| <p>Issue :September 1991</p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                                |               | <p>Page: 1.1</p> |          |               |               |               |   |               |       |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |

2. General

Prior to a repair it must be clarified, where and by whom the repair is to be conducted.

All materials used for a repair must either be specified in these Repair Instructions, or in the Maintenance Manual of the aircraft affected, or be stated directly by the manufacturer.

a) Repairing components constructed from Fiber Reinforced Plastic (FRP)

Should a fracture or damage have occurred to the sailplane/ powered sailplane, first the area affected must be thoroughly inspected to determine exactly the extent of damage and the structure. The number of cloth layers and the type of cloth can usually be determined by sanding the broken laminate. If this is not possible, remove a piece of the fractured laminate and ignite it. After the resin is burnt, the type of cloth, the number of layers and the direction of the weave will be evident (only applicable for glass fiber and carbon fiber reinforced structures).

If there is any doubt as to the lay-up of a laminated structure, contact the manufacturer of the aircraft or the company in charge of its service.

b) Repair work on metal fittings

If - for unknown reasons - damage has occurred to any of the metal fittings on the aircraft, the manufacturer or the company in charge of its service must be contacted in every case.

Repairs involving welding may only be accomplished by persons authorized for aircraft welding.

For all steel parts the "Tungsten inert gas arc welding technique" is employed by the manufacturer.

For all steel combinations - except non-corroding steel - welding electrodes of quality No. 1.7734.2 may be used.

3. Materials.

a) Components constructed from  
fiber reinforced plastic (FRP)

Sailplanes and powered sailplanes manufactured by Schempp-Hirth are constructed from the following materials:

- Glass fiber reinforced plastic (GFRP)
- Carbon fiber reinforced plastic (CFRP)
- Aramid fiber reinforced plastic (AFRP) (SFRP)

The Aramid fiber (a synthetic fiber, also called "Kevlar", DuPont's trade name for this fiber) is usually woven in combination with carbon fiber.

For a specification of the materials used for the construction of the individual aircraft refer to its Maintenance Manual.

For repairs only these specified materials must be used or those substitute materials shown on page 3.2.

b) Components constructed from metal

Various materials and qualities are used for the metal parts - for repairs of such parts the manufacturer should therefore always be contacted.

TABLE OF FIBER MATERIALS

| Fiber material                | Cloth designation accord. to LN-Specif. | Interglas code or manufacturer's designation | Manufacturer          | Weight (g) per m <sup>2</sup> | Remarks                     |
|-------------------------------|-----------------------------------------|----------------------------------------------|-----------------------|-------------------------------|-----------------------------|
| Glass                         | 8.4545                                  | 91 110 *                                     | Interglas             | 108                           | Cross twill                 |
| Glass                         | 8.4548                                  | 92 110 *                                     | "                     | 163                           | Twill weave                 |
| Glass                         | 8.4551                                  | 92 125 *                                     | "                     | 285                           | " "                         |
| Glass                         | 8.4554                                  | 92 140 *                                     | "                     | 395                           | " "                         |
| Glass                         | 8.4520                                  | 92 145 *                                     | "                     | 220                           | Warp direct.                |
| Glass rovings<br>EC9-756 K 43 | 8.4574<br>LN 9103                       | -                                            | Gevetex<br>Düsseldorf | -                             | -                           |
| Carbon                        |                                         | 98 140 *                                     | Interglas             | 200                           | Plain weave                 |
| Carbon                        |                                         | 98 160 *                                     | "                     | 285                           | " "                         |
| Carbon                        |                                         | CX 14 T                                      | Aerotex<br>Willich    | 140                           | Unidirect.<br>fabric (tape) |
| Carbon                        |                                         | 98 340 *                                     | Interglas             | 170                           | Warp direct.                |
| Carbon                        |                                         | Sigretex<br>KDL 1024<br>75 mm wide           | Sigri,<br>Meitingen   |                               | Warp direct.                |
| Carbon fiber<br>rovings       | LN 29964<br>KC 20 FYS                   | e.g. Tenax<br>HTA 7<br>12000                 | Enka,<br>Wuppertal    | -                             | -                           |
| Aramid/Carbon                 |                                         | 98 355 *                                     | Interglas             | Aramid<br>78<br>Carbon<br>122 | Cross twill                 |
| Aramid                        |                                         | 98 608 *                                     | "                     | 110                           | " "                         |
| Aramid                        |                                         | 98 611 *                                     | "                     | 170                           | Plain weave                 |
| Aramid                        |                                         | 98 616 *                                     | "                     | 158                           | Warp direct.                |

\* By Interglas AG, 7900 Ulm - for glass fibers Finish I 550

- Resin systems : For the permissible resin systems refer to the Maintenance Manual of the individual aircraft
- Surface coating : For information on the gel-coat to be used refer to the Maintenance Manual of the individual aircraft
- Resin filler materials
- Micro balloons : Union Carbide/Brenntag GmbH
- Aerosil : Degussa - Wolfgang
- Styrofoam kernels : BASF
- Cotton flocks : Schwarzwälder Textilwerke
- Rigid foam : Divynycell H 60 by Messrs. Diab Baracuda (equivalent to Coticell C 60)

For the repair of areas not too extensively damaged,  
the following resin systems (curing faster) are re-  
commended:

For GFRP components:

Resin GE 162 with hardener LAROMIN C 260 (Epikure 113)

or

Resin SCHEUFLER L 285 with hardener 286

For CFRP or CFRP/Kevlar components:

Resin SCHEUFLER L 285 with hardener 286

For components showing extensive damage it is more  
favourable to use a resin system offering a longer  
pot life:

For GFRP, CFRP or CFRP/Kevlar components:

Resin GE 163 with hardener LAROMIN C 260 (Epikure 113)

or

Resin SCHEUFLER L 285 with hardener 287

For all resin systems the prescribed curing period and  
temperature must be observed.

For the preservation of the surface finish of the component  
concerned, only the area of repair and not the entire  
component should be heat-treated.

4. Kinds of construction

Although the laminated skin of sailplanes and powered sailplanes is a "stressed skin structure", bearing very high loads in some areas, it is for weight-saving reasons on principle very thin.

Depending on size and shape of the individual component, it is either constructed as a pure GFRP, CFRP or CFRP/Kevlar shell (thickness 1 to 3 mm / 0.04 to 0.12 in.), or as a so-called "sandwich" with an outer skin (thickness approx. 1 mm / 0.04 in.), a foam core (thickness 4 to 8 mm / 0.16 to 0.31 in.) and an inner skin (thickness approx. 1 mm / 0.04 in.).

On components constructed from fiber reinforced plastic (FRP), the orientation of the fibers is the absolutely deciding factor for its strength and stiffness.

It is therefore most important that - in any direction of a component to be repaired - at least the same weight-to-area ratio is achieved that it originally had. Special attention must also be paid as to the thickness of the foam core on components constructed as a sandwich.

For the spar flanges of a wing, so-called "rovings" are used, which are the highest stressed structures in flight.

For the repair of components having rovings embedded, the manufacturer must therefore always be contacted.

The kind of construction of the major components is given in the Maintenance Manual of the aircraft concerned.

All components made from fiber reinforced plastic have been heat-treated by the manufacturer during construction of the aircraft. By post-curing the aircraft components, all the chemical reactions causing the resin to cure, have finished, so that even on hot and sunny days the aircraft has sufficient strength.

Repaired areas must therefore also be post-cured - see Maintenance Manual, chapter "permissible resin systems".

5. Repair procedures for components constructed from reinforced plastic (FRP)

In order to avoid tension peaks, there must be no abrupt differences in the thickness of the laminate. Also oval or round cut-outs should be made instead of angular openings and the transition from the damaged/repared area to the sound structure should be made gradually. Added or inserted cloth layers should therefore always be graduated or scarfed out.

As the transfer of the shear load into the lower cloth layers must take place via the length of the overlap or scarf with the bonding force of the resin, the overlap/scarf length depends on the type of cloth, its weight and the orientation of the fibers.

For GFRP the scarf slope is 50 : 1, for CFRP and Aramid fibers the scarf slope is 100 : 1.

Warp-directional cloth or multi-axial knit fabrics (tape) only need to be scarfed in the direction of the fibers.

A table showing the required scarf or overlap lengths is provided in section 8.

On principle it is to say that the repair procedure for GFRP and CFRP is the same, except for the scarf slope and the material used originally.

Repairs on Aramid (Kevlar) components or on parts made from Aramid (Kevlar)/Carbon fibers are more difficult because of the "unpleasant" characteristics of the Kevlar fibers with regard to cutting and sanding them.

For minor repairs it is therefore practicable to substitute the Aramid cloth or Aramid/Carbon cloth by using pure carbon cloth.

For larger repair areas on components having Aramid fibers, the manufacturer should be contacted for his advice.

Cloth of equal material may also be substituted such that the weight-to-area ratio in the direction of the fibers is at least achieved.

Example (1) 1 layer of cloth No. 92125 may be substituted by 2 layers of cloth No. 92110

Example (2) 1 layer of cloth No. 92145 may be substituted by 1 layer of cloth No. 92140 (as both have the same weight-to-area ratio in warp direction)



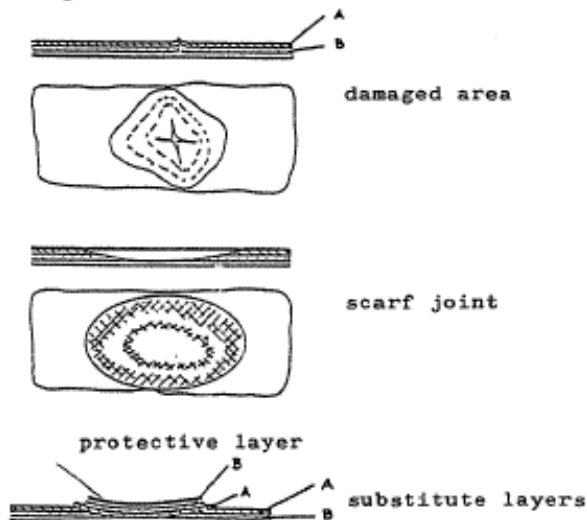
The foam used for sandwich constructions does not require scarfing - a butt joint (bonded with resin) is sufficient.

Laminating principles for repairs

In the area of repair, the new cloth layers are always laid up in reverse sequence onto the scarfed out sound original laminate, thus ensuring that the cloth layers taken out are substituted by layers of the same size.

Note: From experience gained it is recommended to use a fine cloth for the uppermost layer, thus achieving a long-lasting good surface quality.

For repairs the final layer should therefore always be a fine cloth - e.g. No. 92110, or one being identical with the component's original uppermost layer - laid up in addition to the scarfed-in layers. This also serves the purpose that - on sanding the area of repair - first this layer and not the lower stressed layers will get damaged.



Resin and/or the gel coat will only adhere to a roughened surface. Therefore all areas to be bonded, laminated or painted require sanding! Use a coarse dry sand paper (80 to 150 grit) prior to laminating. For repainting sand the old gel coat using a wet (or dry) sand paper with 240 to 320 grit. If the top layer of a laminate was covered with Nylon cloth, roughening is not required, provided the surface is clean and free from grease.

5.1 Repairing a pure glass fiber shell

Repair example of a component laid up from

- 1 x 92 110 \* (A) outside
- 1 x 92 125 # (B)
- 1 x 92 140 \* (C) inside

1. Determine the type of cloth, the number of layers and the orientation of the weave.
2. Determine the length of the scarf joint in compliance with section 8.

- 92 110 : 5 mm (0.20 in.)
- 92 125 : 10 mm (0.39 in.)
- 92 140 : 15 mm (0.59 in.)

Total length of scarf joint therefore is 30 mm (1.18 in.).

Experience in repairs has shown that by assuming 15 mm (0.59 in.) for each layer, a determination of the total length of a scarf joint is also possible.

3. Remove damaged laminate using a sanding block (80 to 150 grit) or an angle grinder and scarf the sound laminate to the width required for the scarf joint.
4. For holes with a diameter of more than 50 mm (1.97 in.), a support must be attached to the inside, thus preventing a sag of the laid-up cloth layers. The support can be made from thin plywood (to be sealed with resin) or from a thin laminate, bonded to the inside with the aid of an adhesive compound.

If the repair area is not accessible from the inside, trim the opening in the shell to an oblong shape, thus permitting the backing plate to be inserted from the outside and rotated to cover the hole. It is then glued in position with the aid of a cord loop or nail (driven through the plate), by which it is drawn against the inner skin.

5. Clean area to be re-laminated (if necessary, sand again and remove the dust with a vacuum cleaner).

6. Cut glass cloth layers to the required size and lay them up as follows (for the assumed laminate):

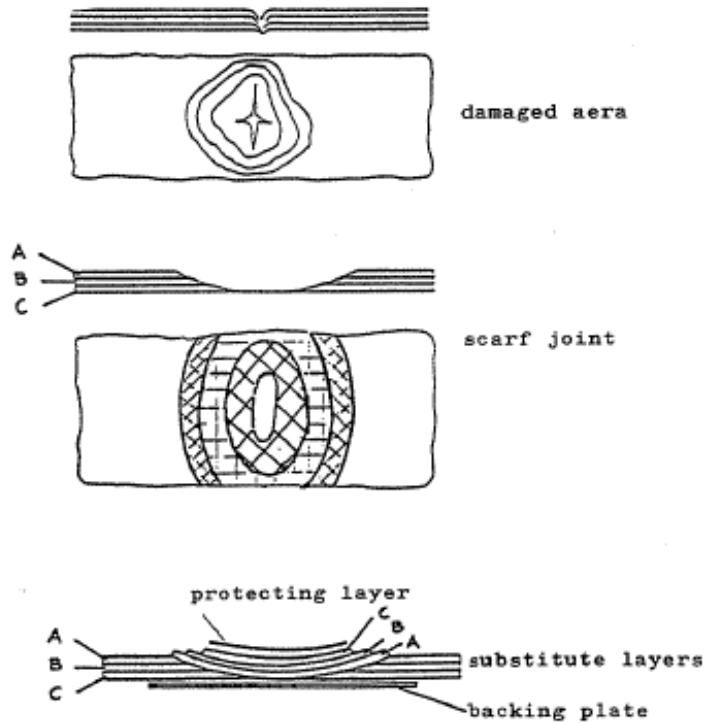
- (A) 1 x 92 110 \* (the largest layer)
- (B) 1 x 92 125 #
- (C) 1 x 92 140 \* (the smallest layer)
- (D) 1 x 92 110 (the protective layer, size same as C)

7. After curing trim off the protruding edges and sand the entire repair area to level the overlaps, which must then show about the scarf length previously determined. Above the former area of damage the layers A) through C) must not be harmed as otherwise the thickness of the laminate would be insufficient.

Repairing a pure shell (ctd.)

For re-coating the damaged area refer to section 7.

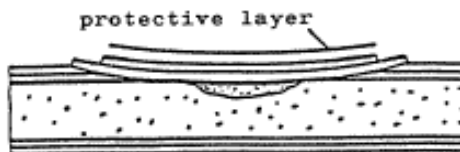
Damages not reaching down to the innermost layer are repaired in the same manner and only those layers are substituted (by making scarf joints) that have been harmed.



5.2 Repairing a sandwich shell

A) Only outer laminate destructed

1. Determine the type of cloth, the number of layers and the orientation of the weave.
2. Determine the length of the scarf joint in compliance with section 8.
3. Remove damaged laminate, scarf sound laminate to width required for scarf joint. Remove destructed foam - be cautious not to harm the inner laminate.
4. Cut substitute cloth layers to required size and shape (sequence of lay-up in reverse of sound layers) and do not forget the additional protective layer (size to match smallest layer).
5. Fill up the area where the foam was removed with a microballoon/resin mixture (small pieces of foam may be added) and make sure that the surface is level and free from waves so that the glass laminate to be laid up does not protrude above the contour.  
If the area of repair is small, apply substitute cloth layers "wet in wet", otherwise let mixture cure, sand to proper contour and
6. Lay-up substitute cloth layers in the correct sequence - see "repairing a pure shell".
7. Sand repaired area after curing. If necessary, apply filler and sand again. Note that directly above the former area of damage only the protective layer may get harmed.
8. Apply gel-coat - see section 7.



Note: If under pressure of time, the curing of the repaired area may be accelerated by using a heater - but only once the resin has set, otherwise air in the core may expand and form air voids.

5.2 Repairing a sandwich shell

B) Sandwich\_totally\_destructed (see sketch on page 5.2.3)

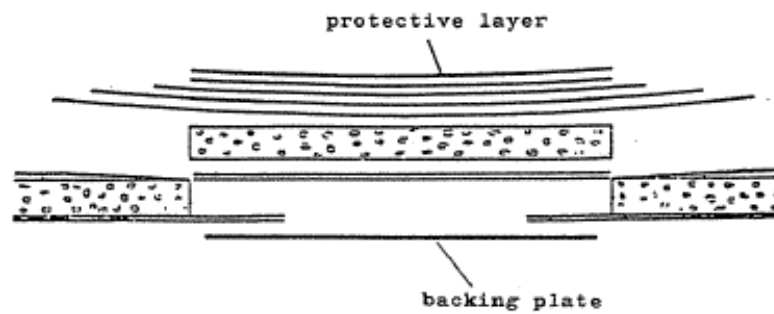
1. Determine type of cloth, number of layers and weave orientation of inner and outer laminate.
2. Determine length of scarf joint/overlap for inner and outer laminate in compliance with section 8.  
The substitute cloth layers for the inner skin are always overlapped (and not scarfed in) as the thin laminate might break when trying to scarf it.
3. Remove damaged outer laminate from where it is not firmly attached to the foam core and remove the foam until its proper bonding to the inner laminate is evident. Then remove more foam as required for overlapping the substitute cloth layers.

In order to avoid that the protruding edge of the inner laminate breaks off, attach from the inside a support made from thin plywood (to be sealed with resin) or from a thin laminate using an adhesive compound.

4. Lay-up substitute layers onto inner skin. Cutting the cloth to exactly the size needed is recommended, as it is beneficial to continue working "wet in wet" by filling up the hollow space with a mixture of resin, microballoons and styrofoam kernels - provided the repair area does not exceed about the size of a fist. For larger areas a new foam layer must be used (inner skin already applied and cured) and glued in position using a resin/micro balloon mixture. This pre-fabricated layer may be pre-shaped with the aid of a hair dryer, but must in any case be pressed down to the proper contour by means of weights.  
After curing sand the foam sandwich layer to be slightly "undersized" so that later the outer laminate does not protrude above the contour.

Sandwich totally destructed (ctd.)

5. Lay-up outer cloth layers as described in chapter A).  
For their better bonding, coat the foam with a resin/  
microballoon mixture and apply layers "wet in wet".
6. For the remaining steps of the repair continue as  
described in chapter A).



5.3 Splicing rovings and multi-axial knit fabrics

In the fuselage and also in other components there are reinforcements made from rovings or from multi-axial knit fabrics (ribbons/tapes).

As it is most difficult to determine the exact number of such rovings or tapes while clearing the damaged area, the manufacturer of the aircraft or the company in charge for its service must always be contacted for instructions concerning the repair of components having rovings/tapes as reinforcement.

**Exception:** The frame of the canopy - no consultation required for this component.

**NOTE** : For the repair of components constructed from rovings, the resin system type L 335 / hardener type 335 through 340 is not permissible!

6. Repair work on metal fittings

If - for unknown reasons - damage has occurred to any of the metal fittings on the aircraft, the manufacturer or the company in charge of its service must be contacted in every case.

Repairs involving welding may only be accomplished by persons authorized for aircraft welding.

For all steel parts the "Tungsten inert gas arc welding technique" is employed by the manufacturer.  
For all steel combinations - except non-corroding steel - welding electrodes of quality No. 1.7734.2 may be used.



7. Re-coating (painting) damaged areas

Usually the process of re-coating a repaired area is more difficult and labourous than firstly expected.

The following is to be observed:

- Prior to applying the gel-coat, the repair area must be perfectly re-profiled - use a polyester filler for this (as used for cars).
- Hand-sand the existing gel-coat surrounding the repaired area with a 240 to 320 grit wet sand paper so that the new gel-coat will properly adhere and be flush with the original coating after sanding.  
The area to be sanded for re-coating must therefore always be larger than the area of the repair.
- Clean the repaired area carefully - to be free from any dust - and apply the gel-coat either with a brush (for smaller patches) or with a spray gun (approx. 500 g needed per square meter). The transition from the existing to the new coating must show no steps, thus facilitating the subsequent finishing process.
- Sand re-coated area (after gel-coat has fully hardened) first with a 240 to 400 grit wet sand paper, then sand again with a 500 to 800 grit paper.  
Should imperfections require another coating, always first roughen the surface using a 320 grit paper (or coarser).
- Finally polish the sanded "finished" area with the aid of a polish compound or hard wax applied with a buffing wheel.

**WARNING:** For repairs on control surfaces always observe their weight limits and hinge moments - see Maintenance Manual of the aircraft affected !

8. Lengths of scarf joints (splices) for various fabrics

Glass fiber cloth (per layer)

| Cloth designation | Weight (g) per m <sup>2</sup> (without resin) | Thickness (mm) (with resin) | Length (mm) of scarf joint * |
|-------------------|-----------------------------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| 91 110            | 108                                           | 0.12                        | 5                            |
| 92 110            | 163                                           | 0.18                        | 5                            |
| 92 125            | 276                                           | 0.30                        | 10                           |
| 92 140            | 390                                           | 0.43                        | 15                           |
| 92 145            | 220                                           | 0.24                        | 15 (longit.)                 |

Carbon fiber and Aramid fiber cloth (per layer)

| Cloth designation                     | Weight (g) per m <sup>2</sup> (without resin) | Thickness (mm) (with resin) | Length (mm) of scarf joint * |
|---------------------------------------|-----------------------------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| 98 140<br>(CF 200)                    | 200                                           | 0.30                        | 15                           |
| 98 160<br>(CF 285)                    | 285                                           | 0.43                        | 25                           |
| 98 340<br>(warp direct.)              | 170                                           | 0.25                        | 15 (longit.)                 |
| SIGRATEX<br>Tape<br>(KDU 1024)        | 210                                           | 0.25 - 0-32                 | 30 (longit.)                 |
| CX 14 T<br>(multi-axial knit fabrics) | 140                                           | 0.21                        | 25 (longit.)                 |
| Aramid/<br>Carbon<br>98355            | 200                                           | 0.35                        | 15                           |

Scarfing sandwich core materials (e.g. Divinycell or honey comb) is not required.

\* Scarf joints (splices) with a length of less than 5 mm (0.20 in.) make no sense!

Conversion: 1 mm = 0.03937 in.

## Anexo 7. Regulación federal de aviación FAR 23.305, FAR 23.307 y FAR 23.573.

airplane configurations described in appendix A, §23.1, the design criteria of appendix A of this part are an approved equivalent of §§23.321 through 23.459. If appendix A of this part is used, the entire appendix must be substituted for the corresponding sections of this part.

[Doc. No. 4080, 29 FR 17955, Dec. 18, 1964; 30 FR 258, Jan. 9, 1965, as amended by Amdt. 23-28, 47 FR 13315, Mar. 29, 1982; Amdt. 23-42, 56 FR 352, Jan. 3, 1991; Amdt. 23-48, 61 FR 5143, Feb. 9, 1996]

### § 23.302 Canard or tandem wing configurations.

The forward structure of a canard or tandem wing configuration must:

- (a) Meet all requirements of subpart C and subpart D of this part applicable to a wing; and
- (b) Meet all requirements applicable to the function performed by these surfaces.

[Amdt. 23-42, 56 FR 352, Jan. 3, 1991]

### § 23.303 Factor of safety.

Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used.

### § 23.305 Strength and deformation.

(a) The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.

(b) The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least three seconds, except local failures or structural instabilities between limit and ultimate load are acceptable only if the structure can sustain the required ultimate load for at least three seconds. However when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the three second limit does not apply.

[Doc. No. 4080, 29 FR 17955, Dec. 18, 1964, as amended by Amdt. 23-45, 58 FR 42160, Aug. 6, 1993]

### § 23.307 Proof of structure.

(a) Compliance with the strength and deformation requirements of §23.305 must be shown for each critical load condition. Structural analysis may be used only if the structure conforms to

those for which experience has shown this method to be reliable. In other cases, substantiating load tests must be made. Dynamic tests, including structural flight tests, are acceptable if the design load conditions have been simulated.

(b) Certain parts of the structure must be tested as specified in Subpart D of this part.

## FLIGHT LOADS

### § 23.321 General.

(a) Flight load factors represent the ratio of the aerodynamic force component (acting normal to the assumed longitudinal axis of the airplane) to the weight of the airplane. A positive flight load factor is one in which the aerodynamic force acts upward, with respect to the airplane.

(b) Compliance with the flight load requirements of this subpart must be shown—

(1) At each critical altitude within the range in which the airplane may be expected to operate;

(2) At each weight from the design minimum weight to the design maximum weight; and

(3) For each required altitude and weight, for any practicable distribution of disposable load within the operating limitations specified in §§23.1583 through 23.1589.

(c) When significant, the effects of compressibility must be taken into account.

[Doc. No. 4080, 29 FR 17955, Dec. 18, 1964, as amended by Amdt. 23-45, 58 FR 42160, Aug. 6, 1993]

### § 23.331 Symmetrical flight conditions.

(a) The appropriate balancing horizontal tail load must be accounted for in a rational or conservative manner when determining the wing loads and linear inertia loads corresponding to any of the symmetrical flight conditions specified in §§23.333 through 23.341.

(b) The incremental horizontal tail loads due to maneuvering and gusts must be reacted by the angular inertia of the airplane in a rational or conservative manner.

(1) A fatigue strength investigation in which the structure is shown by tests, or by analysis supported by test evidence, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected in service; or

(2) A fail-safe strength investigation in which it is shown by analysis, tests, or both, that catastrophic failure of the structure is not probable after fatigue failure, or obvious partial failure, of a principal structural element, and that the remaining structure is able to withstand a static ultimate load factor of 75 percent of the critical limit load factor at  $V_c$ . These loads must be multiplied by a factor of 1.15 unless the dynamic effects of failure under static load are otherwise considered.

(3) The damage tolerance evaluation of §23.573(b).

(b) Each evaluation required by this section must—

(1) Include typical loading spectra (e.g. taxi, ground-air-ground cycles, maneuver, gust);

(2) Account for any significant effects due to the mutual influence of aerodynamic surfaces; and

(3) Consider any significant effects from propeller slipstream loading, and buffet from vortex impingements.

[Amdt. 23-7, 34 FR 13090, Aug. 13, 1969, as amended by Amdt. 23-14, 38 FR 31821, Nov. 19, 1973; Amdt. 23-34, 52 FR 1830, Jan. 15, 1987; Amdt. 23-38, 54 FR 39511, Sept. 26, 1989; Amdt. 23-45, 58 FR 42163, Aug. 6, 1993; Amdt. 23-48, 61 FR 5147, Feb. 9, 1996]

**§23.573 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure.**

(a) *Composite airframe structure.* Composite airframe structure must be evaluated under this paragraph instead of §§23.571 and 23.572. The applicant must evaluate the composite airframe structure, the failure of which would result in catastrophic loss of the airplane, in each wing (including canards, tandem wings, and winglets), empennage, their carrythrough and attaching structure, moveable control surfaces and their attaching structure fuselage, and pressure cabin using the damage-tolerance criteria prescribed in paragraphs (a)(1) through (a)(4) of this section unless shown to be impractical. If the applicant establishes that damage-tolerance criteria is impractical for a particular

structure, the structure must be evaluated in accordance with paragraphs (a)(1) and (a)(6) of this section. Where bonded joints are used, the structure must also be evaluated in accordance with paragraph (a)(5) of this section. The effects of material variability and environmental conditions on the strength and durability properties of the composite materials must be accounted for in the evaluations required by this section.

(1) It must be demonstrated by tests, or by analysis supported by tests, that the structure is capable of carrying ultimate load with damage up to the threshold of detectability considering the inspection procedures employed.

(2) The growth rate or no-growth of damage that may occur from fatigue, corrosion, manufacturing flaws or impact damage, under repeated loads expected in service, must be established by tests or analysis supported by tests.

(3) The structure must be shown by residual strength tests, or analysis supported by residual strength tests, to be able to withstand critical limit flight loads, considered as ultimate loads, with the extent of detectable damage consistent with the results of the damage tolerance evaluations. For pressurized cabins, the following loads must be withstood:

(1) Critical limit flight loads with the combined effects of normal operating pressure and expected external aerodynamic pressures.

(1) The expected external aerodynamic pressures in 1g flight combined with a cabin differential pressure equal to 1.1 times the normal operating differential pressure without any other load.

(4) The damage growth, between initial detectability and the value selected for residual strength demonstrations, factored to obtain inspection intervals, must allow development of an inspection program suitable for application by operation and maintenance personnel.

(5) For any bonded joint, the failure of which would result in catastrophic loss of the airplane, the limit load capacity must be substantiated by one of the following methods—

(i) The maximum disbands of each bonded joint consistent with the capability to withstand the loads in paragraph (a)(3) of this section must be determined by analysis, tests, or both. Disbands of each bonded joint greater than this must be prevented by design features; or

(ii) Proof testing must be conducted on each production article that will apply the critical limit design load to each critical bonded joint; or

(iii) Repeatable and reliable non-destructive inspection techniques must be established that ensure the strength of each joint.

(6) Structural components for which the damage tolerance method is shown to be impractical must be shown by component fatigue tests, or analysis supported by tests, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected in service. Sufficient component, subcomponent, element, or coupon tests must be done to establish the fatigue scatter factor and the environmental effects. Damage up to the threshold of detectability and ultimate load residual strength capability must be considered in the demonstration.

(b) *Metallic airframe structure.* If the applicant elects to use § 23.571(c) or § 23.572(a)(3), then the damage tolerance evaluation must include a determination of the probable locations and modes of damage due to fatigue, corrosion, or accidental damage. Damage at multiple sites due to fatigue must be included where the design is such that this type of damage can be expected to occur. The evaluation must incorporate repeated load and static analyses supported by test evidence. The extent of damage for residual strength evaluation at any time within the operational life of the airplane must be consistent with the initial detectability and subsequent growth under repeated loads. The residual strength evaluation must show that the remaining structure is able to withstand critical limit flight loads, considered as ultimate, with the extent of detectable damage consistent with the results of the damage tolerance evaluations. For pressurized cabins, the following load must be withstood:

(1) The normal operating differential pressure combined with the expected external aerodynamic pressures applied simultaneously with the flight loading conditions specified in this part, and

(2) The expected external aerodynamic pressures in 1g flight combined with a cabin differential pressure equal to 1.1 times the normal operating differential pressure without any other load.

[Doc. No. 26269, 58 FR 42163, Aug. 6, 1993; 58 FR 51970, Oct. 5, 1993, as amended by Amdt. 23-48, 61 FR 5147, Feb. 9, 1996; 73 FR 19746, Apr. 11, 2008]

#### § 23.574 Metallic damage tolerance and fatigue evaluation of commuter category airplanes.

For commuter category airplanes—

(a) *Metallic damage tolerance.* An evaluation of the strength, detail design, and fabrication must show that catastrophic failure due to fatigue, corrosion, defects, or damage will be avoided throughout the operational life of the airplane. This evaluation must be conducted in accordance with the provisions of § 23.573, except as specified in paragraph (b) of this section, for each part of the structure that could contribute to a catastrophic failure.

(b) *Fatigue (safe-life) evaluation.* Compliance with the damage tolerance requirements of paragraph (a) of this section is not required if the applicant establishes that the application of those requirements is impractical for a particular structure. This structure must be shown, by analysis supported by test evidence, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected during its service life without detectable cracks. Appropriate safe-life scatter factors must be applied.

[Doc. No. 27805, 61 FR 5148, Feb. 9, 1996]

#### § 23.575 Inspections and other procedures.

Each inspection or other procedure, based on an evaluation required by §§ 23.571, 23.572, 23.573 or 23.574, must be established to prevent catastrophic failure and must be included in the Limitations Section of the Instructions for Continued Airworthiness required by § 23.1529.

[Doc. No. 27805, 61 FR 5148, Feb. 9, 1996]

## Anexo 8. Resina epóxica recomendada para la reparación de componentes aeronáuticos.



### PR2032 Laminating Resin For Composite Parts

NEW HARDENER

#### DESCRIPTION

PR2032 is a medium viscosity, unfilled, light amber laminating resin that is designed for structural production applications. When used with the three hardeners listed here, the combinations provide excellent wet-out of fiberglass, carbon and aramid fibers. Special additives have been incorporated into these products to promote chemical adhesion to fabrics made with these fibers. Typical applications include aircraft and sail plane skins and structural components, auto bodies, radomes and prototype parts.

Hardeners PH3660, PH3663 and PH3665 are the standard production hardeners for fabricating composite parts. PH3660 has a one hour working time, PH3663 has 90 minutes, and PH3665 has been developed to provide a longer working time for larger and/or more complicated laminates when needed. All three of these hardeners will cure completely at room temperature without additional heat.

★ PH3663 is a newer addition to the AEROPOXY line that offers some unique characteristics for certain uses. The mixed viscosity of the system when using PH3663 is considerably lower than the other laminating hardeners. This allows easy penetration of thicker fabrics during hand lay-up, and provides a good system for the infusion process. Also, even though it has a working time 50% longer than PH3660, it cures in essentially the same time as PH3660. Cured properties with the PH3663 maintain the high standard set by the AEROPOXY line.

PH3630 is a faster setting hardener that can be used for patching and repairs, and smaller laminates. PH3630 has a similar viscosity to PH3660 and PH3665, so handling will be similar, except for the faster cure.

These products can be considered low toxicity materials that have minimum hazard potential when used properly and in a clean and responsible manner. PR2032 does not contain any hazardous diluents or extenders. Hardeners PH3660, PH3663, PH3665 and PH3630 do not contain methylene dianiline (MDA), or other potentially harmful aniline derivatives. Neither the resin nor the hardeners will crystallize in normal shipping and storage conditions, including refrigerated storage. Both components have excellent moisture resistance, for minimal problems in high humidity environments.

#### PRODUCT SPECIFICATIONS

|                                | PR2032    | PH3630                                     | PH3660      | PH3663                | PH3665                               | ASTM Method |
|--------------------------------|-----------|--------------------------------------------|-------------|-----------------------|--------------------------------------|-------------|
| Color                          | LI. Amber | Amber                                      | Amber       | LI. Amber             | Amber                                | Visual      |
| Viscosity, @77°F, centipoise   | 1,650 cps | 150-175 cps                                | 190-200 cps | 35 cps                | 200-250 cps                          | D2382       |
| Specific Gravity, gms./cc      | 1.15      | 0.96                                       | 0.96        | 0.97                  | 0.95                                 | D1475       |
| Mix Ratio, By Wt.              |           | 30 minutes                                 | 1 hour      | 90 minutes            | 2 hours                              | PTM&W       |
| Pot Life, 4 B. Oz. Mass @ 77°F |           | 100 : 27 By Weight, or<br>3 to 1 By Volume |             | 100 : 25<br>By Weight | 100 : 27 By Wt.<br>or 3 to 1 By Vol. | D2471       |

#### HANDLING and CURING

PH3660, PH3663 and PH3665 are the hardeners typically used to fabricate high performance composite parts. PH3660 has a one hour working time, and can be used for all sizes of parts using the contact layup method of fabrication. If the vacuum bagging technique is being used, PH3660 should only be used for smaller parts. Hardener PH3665 has a longer working time that is useful for vacuum bagging larger parts before the resin has gelled. PH3663 falls between these two hardeners, and can be used for parts somewhat larger than would be produced with PH3660, while maintaining a faster cure than with PH3665. In any case, with either of these three hardeners, plan to allow the laminate to cure at least 24 hours, at a minimum of 72°F, before moving the structure. This can be accelerated by applying heat after the resin has gelled. Be careful using heat guns and lamps, as they tend to concentrate heat, producing localized hot spots which can damage the epoxy. These systems can be cured at ambient temperatures, or given an elevated temperature cure. The higher the curing temperature, the higher the resulting service temperature. With a higher temperature cure, a safe service temperature over 200°F can be obtained.

Hardener PH3630 will cure completely at room temperature, and does not require a heat cure. It is intended for fast repairs or additions to a primary structure, and for parts that will be exposed to lower service temperatures. All primary structures should be fabricated with PH3660, PH3663 or PH3665 to take advantage of their longer work life and better service temperature capabilities.

Page 1

Inasmuch as PTM&W Industries, Inc. has no control over the use to which others may put material, it does not guarantee that the same results as those described herein will be obtained. The above data was obtained under laboratory conditions, and to the best of our knowledge is accurate. This information is presented in good faith to assist the user in determining whether our products are suitable for his application. No warranty or representation, however is intended or made, nor is protection from any law or patent to be inferred, and all patent rights are reserved. Before using, user shall determine the suitability of the product for his intended use, and user assumes all risk and liability whatsoever in connection therewith. In no event will PTM&W Industries, Inc. be liable for incidental or consequential damages. Buyer's sole and exclusive remedy in such instances shall be limited to replacement of the purchase price.

## PR2032 Laminating Resin For Composite Parts, Page 2

### TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES



|                                                                                                                                                                                                                                                               | PR2032<br>PH3630                        | PR2032 with PH3660                |                    |                  |                | PR2032<br>PH3663                      | PR2032<br>PH3665                      | ASTM<br>Method |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------|-----------------------------------|--------------------|------------------|----------------|---------------------------------------|---------------------------------------|----------------|
|                                                                                                                                                                                                                                                               |                                         | Neat Resin<br>(Unreinforced)      | With<br>Fiberglass | With<br>Graphite | With<br>Kevlar |                                       |                                       |                |
| Mix Ratio                                                                                                                                                                                                                                                     | 100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume |                                   |                    |                  |                | 100 : 25<br>By Weight                 | 100:27 By Wt.<br>3 to 1 By Vol.       | PTM&W          |
| Pot Life, @ 77°F                                                                                                                                                                                                                                              | 30 minutes                              | 1 hour                            |                    |                  |                | 1.5 hour                              | 2 hours                               | D2471          |
| Color                                                                                                                                                                                                                                                         | Li. Amber                               | Light Amber                       |                    |                  |                | Light Amber                           | Li. Amber                             | Visual         |
| Mixed Viscosity, @77°F, cps                                                                                                                                                                                                                                   | 800-975 cps                             | 900 - 950 cps                     |                    |                  |                | 440 cps                               | 925-975 cps                           | D2393          |
| Cured Hardness, Shore D                                                                                                                                                                                                                                       | 88 Shore D                              | 88 Shore D                        |                    |                  |                | 87 Shore D                            | 87 Shore D                            | D2240          |
| Specific Gravity, grams, cc                                                                                                                                                                                                                                   | 1.16                                    | 1.11                              |                    |                  |                | 1.109                                 | 1.12                                  | D1475          |
| Density, lb./cu. inch                                                                                                                                                                                                                                         | .0420                                   | .0401                             |                    |                  |                | .0401                                 | .0410                                 | D792           |
| Specific Volume, cu. in./lb.                                                                                                                                                                                                                                  | 23.8                                    | 25.0                              |                    |                  |                | 24.96                                 | 24.4                                  | D792           |
| Tensile Strength, psi <sup>(1)</sup>                                                                                                                                                                                                                          | 45,350 psi                              | 9828 psi                          | 45,170 psi         | 75,640 psi       | 45,400 psi     | 40,010 psi                            | 45,870 psi                            | D638           |
| Elongation at Break, % <sup>(1)</sup>                                                                                                                                                                                                                         | 1.91 %                                  | 1.90 %                            | 1.96 %             | 0.91 %           | 1.31 %         | 1.67 %                                | 1.98 %                                | D638           |
| Tensile modulus, psi <sup>(1)</sup>                                                                                                                                                                                                                           | 2,800,000 psi                           | 418,575 psi                       | 2,620,000 psi      | 8,170,000 psi    | 3,770,000 psi  | 2,647,570 psi                         | 2,520,000 psi                         | D638           |
| Flexural Strength, psi <sup>(1)</sup>                                                                                                                                                                                                                         | 68,167 psi                              | 16,827 psi                        | 62,285 psi         | 96,041 psi       | 34,525 psi     | 65,461 psi                            | 66,667 psi                            | D790           |
| Flexural Modulus, psi <sup>(1)</sup>                                                                                                                                                                                                                          | 2,770,000 psi                           | 462,910 psi                       | 2,560,000 psi      | 5,480,000 psi    | 2,500,000 psi  | 2,635,766 psi                         | 3,050,000 psi                         | D790           |
| Glass Transition Temp., T <sub>g</sub>                                                                                                                                                                                                                        | 194°F                                   | 196°F                             |                    |                  |                | 194°F                                 | 194°F                                 | TMA            |
| Thermal Coef. of Expansion<br>Range:                                                                                                                                                                                                                          | 3.7 x 10 <sup>-4</sup><br>in./in./°F    | 4.3 x 10 <sup>-4</sup> in./in./°F |                    |                  |                | 4.14 x 10 <sup>-4</sup><br>in./in./°F | 4.15 x 10 <sup>-4</sup><br>in./in./°F | D696           |
| <sup>(1)</sup> Fiberglass Properties Derived with A 10 Ply Laminate, Hand Lay-up, Style 181 Glass Fabric, 55% Glass Content;<br>Graphite Properties with a 10 Ply Laminate of 5.6 oz. 3K Fabric; and Kevlar Properties with A 10 Ply Laminate of 5 oz. Kevlar |                                         |                                   |                    |                  |                |                                       |                                       |                |

### PACKAGING WEIGHTS



|                          | Quart Kit | Gallon Kit | Pail Kit | Drum Kit |
|--------------------------|-----------|------------|----------|----------|
| PR2032                   | 2.25 lb.  | 7.5 lb.    | 48 lb.   | 500 lb.  |
| PH3630, PH3660 or PH3665 | .66 lb.   | 2 lb.      | 13 lb.   | 135 lb.  |
| PH3663                   | .5 lb.    | 1.9 lb.    | 12 lb.   | 126 lb.  |
| Kit                      | 2.9 lb.   | 2.85 lb.   | 9.5 lb.  | 61 lb.   |
|                          |           |            | 60 lb.   | 635 lb.  |
|                          |           |            |          | 626 lb.  |

### SAFETY and HANDLING

PTM&W AEROPOXY epoxy products are made from raw materials carefully chosen to minimize or even eliminate toxic chemicals, and therefore offer the user high performance products with minimum hazard potential when properly used. Generally, the PTM&W AEROPOXY epoxy resins and hardeners will present no handling problems if users exercise care to protect the skin and eyes, and if good ventilation is provided in the work areas. However, all epoxy resins and hardeners can be irritating to the skin, and prolonged contact may result in sensitization; and breathing of mist or vapors may cause allergic respiratory reactions, especially in highly sensitive individuals. As such, avoid contact with eyes and skin, and avoid breathing vapors. Wear protective rubber apron, clothing, gloves, face shield or other items as required to prevent contact with the skin. In case of skin contact, immediately wash with soap and water, followed by a rinse of the area with vinegar, and then a further wash with soap and water. The vinegar will neutralize the hardener and lessen the chances of long term effects. Use goggles, a face shield, safety glasses or other items as required to prevent contact with the eyes. If material gets into the eyes, immediately flush with water for at least 15 minutes and call a physician. Generally, keep the work area as uncluttered and clean as possible, and clean up any minor spills immediately to prevent accidental skin contact at a later time. Keep tools clean and properly stored. Dispose of trash and empty containers properly. Do not use any of these types of products until Material Safety Data Sheets have been read and understood.

AEROPOXY PR2032 w-4 Hardeners Bulletin / ZW-38 / 062406-C2





## PTM&W Industries, Inc.

10640 S. Painter Avenue Santa Fe Springs, CA 90670-4092  
562-946-4511 800-421-1518 FAX: 562-941-4773

Visit Us At: [www.aeropoxy.com](http://www.aeropoxy.com) Send Questions To: [info@aeropoxy.com](mailto:info@aeropoxy.com)

**Anexo 9. Resultados de los ensayos a flexión en 3 puntos de los componentes en estado servible y reparados.**

| UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO<br>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA<br>CARRERA DE INGENIERÍA CIVIL<br>ENSAYO DE FLEXIÓN                                                   |                                                                                                                                                                                                                                              | CTT FICM<br>CENTRO DE TRANSFERENCIA DE TECNOLOGÍA<br>Laboratorio de Ensayos y Materiales                                                                                        |         |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|
| <b>INFORME DE RESULTADOS</b>                                                                                                                                                   |                                                                                                                                                                                                                                              |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>ORDEN N°</b>                                                                                                                                                                | CTT-FICM-2021-143                                                                                                                                                                                                                            | <b>Denominación:</b>                                                                                                                                                            | RF 09-3 |
| <b>SOLICITADO POR:</b>                                                                                                                                                         | JONATHAN WLADIMIR MONTERO TOBANDA                                                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>PROYECTO DE TESIS:</b>                                                                                                                                                      | ANÁLISIS NUMÉRICO /EXPERIMENTAL DE UN NUEVO MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI PARA APLICACIÓN EN LA FABRICACIÓN Y/O REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO (WING TIP - FAIRING ASSY), APLICABLES A LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>TUTOR:</b>                                                                                                                                                                  | ING. CESAR ARROBA                                                                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>DIRECCIÓN:</b>                                                                                                                                                              | CARRERA DE ING. MECÁNICA, FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA                                                                                                                                                                            |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>TIPO DE MATERIAL:</b>                                                                                                                                                       | COMPONENTES CON 6 CAPAS DE FIBRA DE VIDRIO Y 2 CAPAS DE FIBRA DE CARBONO                                                                                                                                                                     |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>MATERIAL:</b>                                                                                                                                                               | FIBRA DE VIDRIO-FIBRA DE CARBONO                                                                                                                                                                                                             |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>FECHA DE FABRICACIÓN:</b>                                                                                                                                                   | 10-feb-21                                                                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>NORMA UTILIZADA:</b>                                                                                                                                                        | NTE INEN 2047:96                                                                                                                                                                                                                             |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>FECHA DE ENSAYO:</b>                                                                                                                                                        | 09-mar-21                                                                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>EQUIPO UTILIZADO:</b>                                                                                                                                                       | MÁQUINA DE COMPRESIÓN                                                                                                                                                                                                                        |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>MARCA:</b>                                                                                                                                                                  | SHIMADZU                                                                                                                                                                                                                                     |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>MODELO: CONCRETO 2000X</b>                                                                                                                                                  | SERIE: I23205510036                                                                                                                                                                                                                          |                                                                                                                                                                                 |         |
| <b>DESIGNACIÓN</b>                                                                                                                                                             | C1                                                                                                                                                                                                                                           | C2                                                                                                                                                                              |         |
| <b>CARACTERÍSTICA</b>                                                                                                                                                          | MÓDULO U                                                                                                                                                                                                                                     | MÓDULO U                                                                                                                                                                        |         |
| <b>ESPESOR (mm)</b>                                                                                                                                                            | 2,7                                                                                                                                                                                                                                          | 2,5                                                                                                                                                                             |         |
| <b>ANCHURA (mm)</b>                                                                                                                                                            | 105,40                                                                                                                                                                                                                                       | 105,40                                                                                                                                                                          |         |
| <b>ALTURA (mm)</b>                                                                                                                                                             | 100,00                                                                                                                                                                                                                                       | 100,00                                                                                                                                                                          |         |
| <b>SECCIÓN TRANSVERSAL (mm<sup>2</sup>)</b>                                                                                                                                    | 810,00                                                                                                                                                                                                                                       | 751,00                                                                                                                                                                          |         |
| <b>CARGA MÁXIMA (N)</b>                                                                                                                                                        | 6266,59                                                                                                                                                                                                                                      | 5560,24                                                                                                                                                                         |         |
| <b>TENSIÓN MÁXIMA (MPa)</b>                                                                                                                                                    | 0,836                                                                                                                                                                                                                                        | 0,741                                                                                                                                                                           |         |
| <b>FLECHA MÁXIMA (mm)</b>                                                                                                                                                      | 10,92                                                                                                                                                                                                                                        | 11,00                                                                                                                                                                           |         |
| <b>Observaciones:</b> Se considera a las probetas como un perfil en U tomando como referencia, los parámetros dimensionales de la sección de aplicación de la carga de ensayo. |                                                                                                                                                                                                                                              |                                                                                                                                                                                 |         |
| <br>Ing. Byron Lopez<br>TÉCNICO DE LABORATORIO<br>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA   |                                                                                                                                                                                                                                              | <br>Ing. Freddy Pinbo<br>AUXILIAR DE LABORATORIO<br>FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA |         |







UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA  
CARRERA DE INGENIERÍA CIVIL  
ENSAYO DE FLEXIÓN



| INFORME DE RESULTADOS                  |                                                                                                                                                                                                                                              |               |          |
|----------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|----------|
| ORDEN N°                               | CTT-FICM-2021-143                                                                                                                                                                                                                            | Denominación: | RF 22-07 |
| SOLICITADO POR:                        | JONATHAN WLADIMIR MONTERO TOBANDA                                                                                                                                                                                                            |               |          |
| PROYECTO DE TESIS:                     | ANÁLISIS NUMÉRICO /EXPERIMENTAL DE UN NUEVO MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI PARA APLICACIÓN EN LA FABRICACIÓN Y/O REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO (WING TIP - FAIRING ASSY), APLICABLES A LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS |               |          |
| TUTOR:                                 | ING. CESAR ARROBA                                                                                                                                                                                                                            |               |          |
| DIRECCIÓN:                             | CARRERA DE ING. MECÁNICA, FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA                                                                                                                                                                            |               |          |
| TIPO DE MATERIAL:                      | COMPONENTES CON 6 CAPAS DE FIBRA DE VIDRIO Y 2 CAPAS DE FIBRA DE CARBONO                                                                                                                                                                     |               |          |
| MATERIAL:                              | FIBRA DE VIDRIO-FIBRA DE CARBONO                                                                                                                                                                                                             |               |          |
| FECHA DE FABRICACIÓN:                  | 11-jul-21                                                                                                                                                                                                                                    |               |          |
| NORMA UTILIZADA:                       | NTE INEN 2047-96                                                                                                                                                                                                                             |               |          |
| FECHA DE ENSAYO:                       | 22-jul-21                                                                                                                                                                                                                                    |               |          |
| EQUIPO UTILIZADO:                      | MÁQUINA DE COMPRESIÓN                                                                                                                                                                                                                        |               |          |
| MARCA:                                 | SHIMADZU                                                                                                                                                                                                                                     |               |          |
| MODELO: CONCRETO 2000X                 | SERIE: 123205510036                                                                                                                                                                                                                          |               |          |
| DESIGNACIÓN                            | CR1                                                                                                                                                                                                                                          | CR2           | CR3      |
| CARACTERÍSTICA                         | MÓDULO U                                                                                                                                                                                                                                     | MÓDULO U      | MÓDULO U |
| ESPESOR (mm)                           | 2,7                                                                                                                                                                                                                                          | 2,5           | 2,7      |
| ANCHURA (mm)                           | 105,40                                                                                                                                                                                                                                       | 105,40        | 105,40   |
| ALTURA (mm)                            | 100,00                                                                                                                                                                                                                                       | 100,00        | 100,00   |
| SECCIÓN TRANSVERSAL (mm <sup>2</sup> ) | 810,00                                                                                                                                                                                                                                       | 751,00        | 810,00   |
| CARGA MÁXIMA (N)                       | 7055,92                                                                                                                                                                                                                                      | 5493,48       | 5368,87  |
| TENSIÓN MÁXIMA (MPa)                   | 0,941                                                                                                                                                                                                                                        | 0,732         | 0,716    |
| FLECHA MÁXIMA (mm)                     | 12,49                                                                                                                                                                                                                                        | 13,67         | 14,15    |

Observaciones: Se considera a las probetas como un perfil en U tomando como referencia, los parámetros dimensionales de la sección de aplicación de la carga de ensayo.

  
Ing. Byron López  
TÉCNICO DE LABORATORIO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA

  
Ing. Freddy Pimbo  
AUXILIAR DE LABORATORIO  
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA

