

CENTRO DE ENSEÑANZA TÉCNICA Y SUPERIOR



Colegio de Ingeniería
Dirección de Posgrado
Campus Mexicali

Proyecto de Aplicación

**“Desarrollo de nueva reparación y capacidad para Plenum 2202623-3
en Honeywell Mexicali”**

Que para obtener el grado de:

Maestro en Ingeniería

Presenta:

Ramiro Paz Angulo

Director: Dr. Jesús Eduardo Mora Ramírez

Co-director: Dra. Karla Garduño Palomino

Mexicali, Baja California a marzo del 2019

Agradecimientos y dedicatorias

Esta nueva etapa educativa que estoy por a punto de concluir quisiera tomar el tiempo de agradecer a todas aquellas personas que han significado y contribuido a este próximo logro. Agradezco enormemente el apoyo que he recibido por parte de mis maestros de posgrado a lo largo de esta corta y a su vez larga etapa, por el tiempo, ayuda y paciencia en las aulas de estudio, así como su retroalimentación siempre buscando hacerme mejorar.

Al mismo tiempo, quiero agradecer a mi empresa Honeywell MRTC por darme esta grandiosa oportunidad única, para continuar creciendo tanto profesional como personalmente. Estas oportunidades, entiendo son el interés mutuo y de esa manera ser un ganar-ganar en ambos lados. A sí mismo, quisiera aprovechar el espacio para agradecer al equipo local de Materiales, Nicolas Diaz y Guillermo Meza, por siempre tener la disposición de ayudar y guiar a lo largo de este reto, ya que por su talento es posible seguir mejorando los procesos en materiales.

A mi papa, Lic. Ramiro Paz Hernandez, por siempre darme todo su apoyo incondicional y ese gran ejemplo para ser una persona que siempre busca seguir adelante. A mis hermanas, Nadia Annet Paz Angulo, Alama Karina Paz Angulo y Ana Patricia Paz Angulo que siempre me han motivado a seguir adelante. Mi madre, Teresita de Jesus Angulo Cuadras, que, aunque ya no este físicamente con nosotros, sé que esta está orgullosa de mi y juntos festejamos esta nueva etapa por concluir.

También a todos mis compañeros de estudios y amistadas en general, por siempre estar ahí cuando los necesite.

Por último, y no menos importante me gustaría agradecer a mi esposa, Nayancy Ochoa Torres, la quien desde el día que la conocí, me ha motivado a dar siempre el extra, seguir adelante, si me caigo a levantarme, su apoyo incondicional en las buenas y en las malas, su amor incondicional siempre y por muchas cosas más le dedico este trabajo, así como a mi familia que sin ellos no hubiera sido posible concluir esta nueva etapa estudiantil.

Carta Institucional

Contenido

Capítulo 1	9
1.1 Introducción	9
1.2 Antecedentes	10
1.3 Justificación	13
1.4 Planteamiento del Problema	15
1.5 Preguntas de investigación	16
1.6 Objetivo General:	16
1.7 Objetivos Específicos:	17
1.8 Planteamiento de Hipótesis:	17
Capítulo 2	18
2.1 Marco Teórico	18
2.1.1 Materiales Compuestos	18
2.1.2 Tipo de Fibras	19
2.1.3 Tipo de Resinas	21
2.1.4 Formas de Materiales Compuestos	22
2.1.5 Tipo de Daños	24
2.1.6 Métodos de Inspección	28
2.1.7 Mantenimiento / Centros de Servicio	32
2.1.7.1 Inspectores	32
2.1.7.2 Técnicos de Reparación	33
2.1.7.3 Regulaciones	34
2.1.7.4 FAR 145 Requisitos de certificación y especificaciones de operación. (Federal Aviation Administration, 2001)	34
2.1.7.5 FAR 145.51 - Solicitud de certificado (Federal Aviation Administration, 2001)	34
2.1.8 Reparación Temporal (Menor)	35
2.1.9 Reparación Permanente (Mayor)	35
Capítulo 3	37
3.1 Metodología	37
3.2 Plan de Trabajo	39

Capítulo 4	39
4.1 Resultados:	39
4.1.1 Proof Pressure Test – Positiva/Negativa	39
4.1.1.1 Prueba Validación de Reparación	40
4.1.1.2 Prueba Validación de Reparación 2	43
Capítulo 5	46
5.1 Conclusiones y Recomendaciones	46
5.2 Recomendaciones	47
Capítulo 6	48
Referencias:	48

Índice de Figuras

Figura 1. Capacidad y Demanda Fibra de Vidrio en el mercado estadounidense (Compuestos)	11
Figura 2. Panel Material Compuesto con Resina Epóxica	14
Figura 3. Plenum 2202623-3	16
Figura 4. Fibra de Vidrio (Mecha) y Carbono (Cable Filamento)	21
Figura 5. Resina Epóxica	22
Figura 6. Prepreg – Epoxi + Vidrio Ejemplo	23
Figura 7. De-laminación ilustración	25
Figura 8. De-laminación – daño real	26
Figura 9. Ejemplo Inspección Visual usando Luz Incandescente (Federal Aviation Administration, 2017).	30
Figura 10. Prueba de Toque (Tap Test) (recuperado de: (Alexander, 2000))	31
Figura 11. Inspección Ultrasónica en Compuestos (recuperado de https://www.qualitymag.com/articles/)	32
Figura 12. Conducto Moldeado del Plenum.	36
Figura 13. Superficie inferior de la pestaña en cada lado.	36
Figura 14. Montaje con ACM.	36
Figura 14. Dispositivo de Prueba de Presión	40
Figura 16. Defectos provocados intencionalmente a Plenum	44
Figura 17. Defectos provocados intencionalmente a Plenum	44

Índice de Tablas

Tabla 1. Métodos NDI más comunes (Composites Handbook, 2012)	28
Tabla 2. Mapa de Proceso – Reparación Plenum	38
Tabla 3. Propuesta Plan de Trabajo para la implementación de la reparación nueva.	39
Tabla 4. Requisitos mínimos para prueba de validación	42
Tabla 5. Prueba Validación – Presión Positiva	42
Tabla 6. Prueba Validación – Negativa Positiva	43
Tabla 7. Prueba Validación – Peak Stress	45

Resumen

Mantenimiento, Reparación y Reacondicionamiento (MRO, por sus siglas en inglés) es el área dentro de Honeywell que se dedica al mantenimiento y servicio de todos los componentes manufacturados por Honeywell Aeroespacial. Se estima que esta área genera para la compañía alrededor de 51% de las ganancias, siendo un sector con alto impacto hacia el negocio.

El Plenum 2202623-3 es manufacturado originalmente por Honeywell Mexicali y reparado por el sitio de Honeywell Anniston, se encuentra dentro del número de partes con mayor costo de desperdicio. Los costos de desperdicio o reemplazo suman cantidades mayores a \$100,000 USD anuales.

Los Plenums son componentes que están fabricados en base a materiales compuestos los cuales los hace más ligeros y a su vez resistentes. Al ser fabricados con materiales nuevos en la industria aeroespacial, no existen procedimientos de reparación, lo cual solo deja la opción de desecharlos o reemplazarlos por nuevos. Así pues, la oportunidad está en precisamente desarrollar una reparación básica basada en los procesos actuales de manufactura, atendiendo a los principios elementales en MRO. DE esta manera, aunque los Plenums hayan sido usados en campo, se tendrá la capacidad de restablecerlos a una condición de operación óptima.

En la metodología que será documentada en este reporte se pretende proponer los pasos necesarios para identificar criterios de reparación, así como comprobar el correcto desempeño de una unidad reparada en comparación con una nueva.

Los daños que fueron intencionalmente provocados al Plenum, son mucho mayores a lo que usualmente es presenciado en uso de campo, por lo que, si estos se pueden reparar efectivamente de acuerdo a nuestra metodología propuesta, nos da certeza que los daños en Plenums recibidos cotidianamente en talleres de reparación serán efectivamente reparados y da certeza que la reparación es económicamente viable.

Capítulo 1

1.1 Introducción

Actualmente en un mundo direccionado a la búsqueda de continua innovación y desarrollo de oportunidades que impacten positivamente el medio ambiente, Honeywell tiene el reto de contribuir a estas causas globales. Las oportunidades presentes en la actualidad para la empresa es el sector de reparaciones, las cuales continuamente se impulsa buscar nuevas oportunidades con el fin de mejorar los ciclos de vida útil de componentes desarrollados y fabricados por Honeywell Inc.

Dada la gran cantidad de subsistemas para los cuales las operaciones de mantenimiento, reparación y reacondicionamiento (MRO, Maintenance Repair and Overhaul, por sus siglas en inglés) de la aeronave deben ofrecer servicio a las compañías aéreas: motores, ruedas y frenos, aviónica, trenes de aterrizaje, interiores y operaciones (por ejemplo, energía auxiliar, energía hidráulica, control eléctrico, ambiental). La reparación de Aero estructuras compuestas ha sido una preocupación relativamente menor. Sin embargo, el alcance del uso de materiales compuestos en aviones ha seguido creciendo. De hecho, cuando el Boeing 787 y, más recientemente, el Airbus A350 XWB, entraron en servicio, el uso de materiales compuestos se extendió mucho más allá de las aletas, los alerones y otras superficies de control.

Es importante tener en cuenta que, más allá de la cuestión del ahorro de peso, una de las razones principales que se citan para la adopción de estructuras de avión que utilizan materiales compuestos en estos aviones es que reducen drásticamente las tareas de mantenimiento relacionadas con la corrosión y la fatiga. Airbus reclama una reducción del 60% en estas tareas para el A350 XWB, lo que reduce el tiempo requerido para realizar las comprobaciones de mantenimiento y el número total de comprobaciones requeridas durante la vida útil del avión. (Gardiner, 2016)

Aun así, teniendo en mente el gran reto que representa estas nuevas tendencias de materiales y que a su vez han sido consideradas en los últimos años como preocupación relativamente menor. Nos damos cuenta que, a pesar de haber sido posiblemente pioneros en nuevos materiales más ligeros y durables para nuestros

clientes, dejamos a un lado la oportunidad de extender aún más la vida útil de estos componentes.

Tal es el caso del Plenum 2202623-3 desarrollado para la plataforma Boeing 757/767 en los años 1980's, el cual estaremos proponiendo extender su vida útil mediante la implementación de criterios e instrucciones de reparación.

1.2 Antecedentes

En la actualidad, las industrias, tales como Honeywell, se encuentran invirtiendo significativamente en materiales más ligeros para incrementar los ciclos de vida de componentes con la ideología de “lo que fabricamos, lo reparamos”. Pero existe un obstáculo en las aplicaciones diseñadas hace más de 20 años: no hay plan de reparación existente.

El Plenum número de parte (PN, part number, por sus siglas en inglés) 2202623-3 es uno de los pioneros en este concepto de materiales ligeros y aún no cuenta con una metodología de reparación exitosa. El Plenum es manufacturado localmente en Honeywell Cadena Integrada de Suministros (ISC, Integrated Supply Chain, por sus siglas en inglés) Mexicali y Honeywell Anniston es el sitio donde se procede a dar mantenimiento. Se estima que Honeywell Anniston recibe más de 50 Plenums al año a mantenimiento y registrando costos de más de \$225,000 dólares anualmente.

A pesar que Honeywell ha venido empujando este concepto de mejorar la vida útil y obtener más ganancias, no solo de la manufactura de nuevos componentes en el mercado, sino también de los servicios ofrecidos a través de la postventa (mantenimientos), es imposible no poder seguir arrastrando el rezago innovador y falta de dicha visión hace alrededor de 20 años atrás. Honeywell inicio su aventura o inclusive para algunos considerada como riesgo, la aventura de innovar en el mundo de los materiales compuestos, ofreciendo un producto más ligero y resistente que los usualmente ofertados en los años 80's. El producto atacaba favorablemente uno de los factores altamente preocupantes por los clientes: su peso.

Con estas medidas Honeywell se ubicó en una posición privilegiada ante el mundo y mostrando una gran respuesta hacia las necesidades de los clientes aeronáuticos. Al pasar de los años, el tiempo ha dado el reconocimiento y riesgo tomado por Honeywell, pero a su vez, como la mayoría de las cosas, esto conlleva una evolución constante.

En los recientes años la industria de los compuestos crecimiento consecutivo en los últimos nueve años, con importantes oportunidades en numerosos mercados verticales. En general, la industria de materiales compuestos de los EE. UU. Brindó una oportunidad valorada en \$ 25,2 mil millones en 2018 para una amplia variedad de productos, como barras de refuerzo, palas eólicas, tuberías, tanques, bañeras, componentes para automóviles y más.

La fibra de vidrio es un material que está siendo utilizado como refuerzo principal y esto ha permitido impulsar la oportunidad de la innovación es estructuras de materiales compuestos. El mercado de fibra de vidrio creció 2.9 por ciento en 2018, alcanzando los 2,500 millones de libras en términos de volumen y \$ 2,100 millones en términos de valor. Se espera que la demanda de fibra de vidrio para los Estados Unidos alcance los 3 mil millones de libras en 2024, con una tasa de crecimiento anual compuesta de 2.8 por ciento. Con respecto a la oferta y la demanda, la capacidad global de fibra de vidrio fue de 10.9 billones de libras en 2018 y actualmente se está ejecutando a una utilización del 91 por ciento tal como se aprecia en la Figura 1. (Mazumdar, et al., 2019)

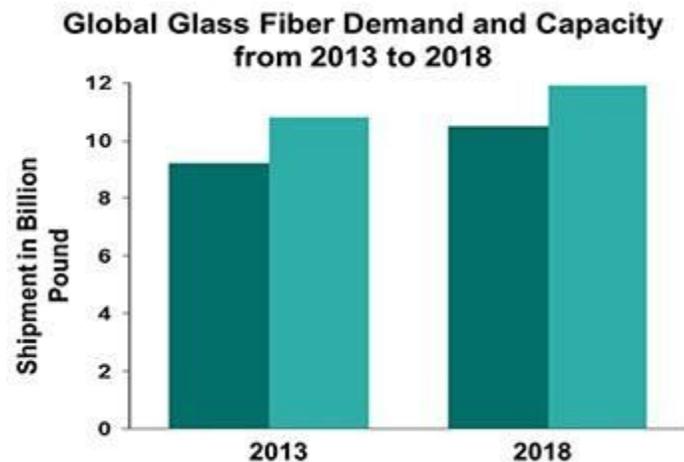


Figura 1. Capacidad y Demanda Fibra de Vidrio en el mercado estadounidense (Compuestos)

A medida que más materiales compuestos encuentran un lugar en aeronaves y otras aplicaciones en las que la sustitución de piezas es difícil y costosa, los grupos de ingeniería están considerando la posibilidad de reparación de componentes compuestos estructurales y secundarios durante la fase de diseño inicial de un proyecto.

Además, ahora que los materiales compuestos han permeado las estructuras primarias de la aeronave, es decir, aquellas requeridas para el vuelo, incluidos los componentes y las puertas del fuselaje y las alas, la calidad de la reparación, la compactación del parche de reparación y la integridad de la línea de unión en las reparaciones adhesivas se vuelven cruciales de nuevas tecnologías, así como la búsqueda de una certificación de técnico de reparación estandarizado. (Staff, 2014)

A diferencia de hace algunos años atrás, hoy en día se puede ver un incremento e interés por más fabricantes en desarrollar más materiales compuestos. Esto da como resultado, nuevas oportunidades para Honeywell en el desarrollo de posibles reparaciones en materiales compuestos, algo que en el pasado posiblemente era considerado como un tema desconocido.

En el año 2016, la aerolínea japonesa All Nippon Airways (ANA, por sus siglas en inglés) solicitó a Honeywell la evaluación de uno de sus Plenums para la plataforma B767 reclamando la existencia de grietas en dichas piezas. Los departamentos de

Ingeniería Honeywell y Boeing llevaron a cabo un análisis del evento reclamado. El daño en esta parte es probablemente el resultado de alta horas de operación y alta temperatura que causan pérdida de resina y debilitamiento del material (la resina puede migrar fuera del sustrato). (Honeywell, Internal)

Por lo anterior, es notable la necesidad de que se desarrolle una metodología que permita la reparación exitosa del Plenum, de manera que se evite la sustitución por piezas nuevas y se conserve la misma calidad y desempeño. Esto se traducirá en ahorros para Honeywell estimados en más de 100,000 USD al año. Además, se mantendrá el ritmo de crecimiento en innovación tecnológica de esta compañía, lo que le permitirá seguir siendo competitiva.

1.3 Justificación

En Honeywell, la reducción de costos es una meta de todos los días. Siempre se busca mejorar los procesos disminuyendo el tiempo de ciclo, costos de materiales, mano de obra o tiempo de maquinaria. Para lograr una reducción de costos exitosa, es necesario conocer desarrollar nuevas capacidades que permitan al negocio dar un servicio a una necesidad en el mercado junto con una extensión de servicios. De esta manera, al desarrollar nuevas reparaciones, se puede tomar en cuenta la extensión en vida útil del material resultando a su vez en ganancias para el negocio.

El departamento de MRO, tiene como uno de sus principales objetivos la constante reducción de uso de materiales nuevos, promoviendo siempre, reparar una pieza antes que decidir reemplazar. Por fácil que pueda sonar esta decisión, a través de los años, se busca identificar más oportunidades de reparación en base a los siguientes escenarios:

I. En el primer escenario, posiblemente el más común, los componentes que no pasan las inspecciones determinadas por los documentos autorizantes de reparación, se reemplazan por materiales nuevos. Esto implica un mayor costo de inventario y materiales.

II. En el segundo escenario, los componentes al ser enviados a mantenimiento, se les realiza una inspección visual o no destructiva. Al encontrar que cumplen un criterio de rechazo y además no existe un procedimiento autorizado de reparación, hay tres alternativas posibles:

- a) El componente se busca enviar a un taller externo con capacidad de reparación,
- b) se envía de nuevo al cliente o
- c) se desecha en el sitio.

Es evidente que este escenario implica costos adicionales no contemplados para Honeywell.

III. En el tercer escenario, los materiales usados en las reparaciones se hacen obsoletos y difíciles de conseguir. Esto empuja al equipo de MRO a desechar dichos componentes.

Como se puede apreciar en la Figura 2 lado derecho, nuestro componente Plenum PN 2202623-3, fabricado de resina epóxica, se aplica el segundo escenario.



Figura 2. Panel Material Compuesto con Resina Epóxica

Para el Plenum PN 2202623-3, no fue considerado desde su fase de diseño ningún plan de mantenimiento dentro del Manual ATA 21-51-32. Esto posiblemente se deba a que en el momento de su introducción al mercado no contaba con suficiente presupuesto o que era considerado como un riesgo. Pero hoy en día, como se cuenta con mayor experiencia, es posible poder proponer una serie de criterios de inspección y reparación que permitan extender la vida de este producto. Esta metodología de reparación es necesaria para disminuir los costos de reemplazo e inventario asociados a la falta de un método para reparar dicho Plenum. La figura 3 nos muestra el Plenum el cual no fue considerado inicialmente una instrucción de reparación.

El impacto de esta iniciativa se estima en más de cien mil dólares anualmente en ganancia, ya que impacta principalmente en alrededor de 50 unidades anualmente evitando en un 50% el reemplazo por material nuevo o envío de producto a talleres externos.

1.4 Planteamiento del Problema

Por requerimientos de Manual de Reparación ATA CMM/IPL 21-51-32, en la sección de inspección y chequeo de componentes, llama examinar el Plenum con Difusor por las siguientes condiciones:

- Pinchazos
- Deformaciones
- Grietas alrededor de acoplamientos extremos
- Grietas alrededor de los bordes de ventilación.
- De-laminaciones
- Puntos blandos

Bajo la presencia de cualquiera de las anteriores condiciones, el manual de mantenimiento solicita como procedimiento el remplazo de todos las partes, acusando de prevenir posibles fallas en el equipo. Hasta el momento, no existe una reparación existente en manual de reparación CMM 21-51-32 que permita re trabajar dicho componente como existe para otros componentes.

Por lo anteriormente mencionado, es necesario desarrollar una metodología para la reparación del Plenum 2202623-3. Esta metodología brindará la información necesaria para la exitosa reparación, considerando los siguientes puntos:

- I. Criterios de inspección – Se propondrán criterios de inspección de acuerdo a las condiciones del Plenum 2202623-3, cuando llega al sitio de reparación.
- II. Reparación – Se propondrán una serie de instrucciones básicas basadas en los criterios de inspección, que permitan llevar a cabo una reparación menor o una reparación mayor en el Plenum 2202623-3.

Así pues, se pretende desarrollar una nueva capacidad de trabajo para Honeywell Mexicali y demostrar que un Plenum 2202623-3 reparado se puede desempeñar de la misma manera que uno nuevo.

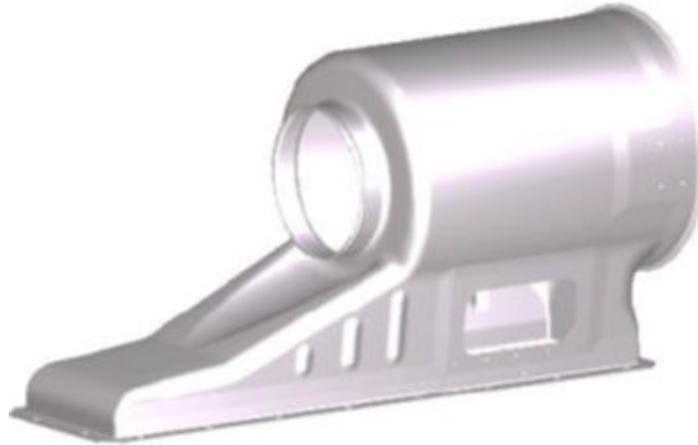


Figura 3. Plenum 2202623-3

1.5 Preguntas de investigación

- I. ¿Cuáles son los criterios de inspección que permiten determinar si un Plenum B757/767 2202623-3 es candidato a una reparación exitosa?
- II. ¿Cuáles son los procedimientos que permiten la reparación adecuada de un Plenum B757/767 2202623-3?
- III. ¿Cuáles son las pruebas y los parámetros que indican que un Plenum B757/767 2202623-3 reparado se desempeña igual que un Plenum Nuevo?
- IV. ¿Es factible económica y tecnológicamente que Honeywell Mexicali implemente la metodología de reparación propuesta en este estudio?

1.6 Objetivo General:

Desarrollar una nueva metodología para la reparación exitosa del Plenum 2202623-3 en manual de reparación CMM 21-51-32, que a su vez permita desarrollar una nueva capacidad de trabajo en Honeywell Mexicali. Esta metodología incluirá una propuesta de criterios de inspección y procesos de reparación que provean un Plenum reparado cuyo desempeño sea igual a uno nuevo.

1.7 Objetivos Específicos:

- I. Definir una serie de criterios de inspección del Plenum 2202623-3, que permitan clasificarlo como candidato a reparación o no.
- II. Definir procedimientos e instrucciones para la reparación del Plenum 2202623-3.
- III. Determinar si un Plenum reparado se desempeña igual o mejor que uno nuevo.
- IV. Determinar si Honeywell Mexicali tiene la capacidad para implementar esta reparación localmente a través de un análisis de factibilidad.

1.8 Planteamiento de Hipótesis:

Existe un procedimiento factible económica y tecnológicamente factible para reparar el Plenum 2202623-3 y una vez reparado, sus características le permiten desempeñarse igual que uno nuevo.

Capítulo 2

1.1 Marco Teórico

1.1.1 Materiales Compuestos

Los materiales compuestos utilizados normalmente en estructuras de aviones están formados de fibras de alta resistencia en una resina polimérica (matriz). El propósito de la matriz es mantener la forma de la estructura, así como transferir la carga dentro y fuera de las fibras (capas) o transferir la carga entre partes de la estructura, como ocurre con las uniones. La matriz también ayuda a proteger las fibras de los efectos del uso, como la abrasión.

Los materiales compuestos de matriz polimérica (PMC, Polymer Matrix Composites, por sus siglas en inglés) se comportan de manera diferente a los materiales isotrópicos homogéneos, como los metales, debido a la rigidez y resistencia primarias del material compuesto en las fibras y porque la estructura está formada por capas en las que las fibras se mueven en direcciones específicas. Las fibras son muy fuertes, y para algunas fibras como el carbono, muy rígidas en la dirección de las fibras, pero resultan en propiedades de la lámina que generalmente son hasta 50 veces más bajas en la dirección transversal. (D & Donaldson, 2001)

Los polímeros reforzados con fibra (FRP, Fiber Reinforced Polymers, por sus siglas en inglés) son resistentes a la corrosión, son baratos y tienen una densidad más baja, lo que hace que se utilicen con éxito en muchas aplicaciones.

Los compuestos reforzados con fibra se utilizan ampliamente en aplicaciones de ingeniería debido a su rendimiento mecánico superior. En esta clase de materiales, las interfaces suelen estar presentes entre las fibras y la matriz circundante debido a el recubrimiento protector de las fibras y a las reacciones químicas durante el proceso de fabricación. Aunque pequeñas en grosor, las interfaces tienen efectos significativos en el comportamiento micro mecánico, así como en las propiedades macroscópicas generales de los compuestos reforzados con fibra. (Amiruddin, Sapuan, & Jaafar, 2007)

Los materiales compuestos ofrecen una gama más amplia de propiedades que cualquier otro material de ingeniería. Hay cientos de diferentes fibras y resinas, que ofrecen miles de combinaciones posibles de materiales. La gama de materiales va desde aquellos con propiedades estructurales comparables a la maleza, hasta aquellos con resistencias y rigidez más altas que el mejor acero.

1.1.2 Tipo de Fibras

Los tres tipos más comunes de fibra son vidrio, fibra de polímero (por ejemplo, Kevlar) y carbono. Solo hay dos tipos de fibras de vidrio de uso común para las estructuras: E y S.

- I. E-glass (por sus siglas en inglés) es, con mucho, el más común;
- II. S-glass (por sus siglas en inglés) proporciona un poco más de resistencia y módulo, aunque a un costo mayor.

Las fibras de polímero entraron en las estructuras aeroespaciales alrededor de la década de 1970 debido a su rigidez moderadamente alta y su alta resistencia a la tracción, pero principalmente debido a su baja densidad. Sin embargo, ya no son comunes desde mediados de la década de 1990 debido a su sensibilidad ambiental y porque las fibras de carbono ahora ofrecen un rendimiento estructural superior a menores costos.

La fibra de poliaramida es una de las más comunes y el Kevlar49® es el nombre comercial más utilizado. Fueron introducidas por la Du Pont en 1972, también existe en Kevlar29®. El primero tiene baja densidad, alta solidez y alto módulo. La unidad química repetitiva de la cadena poliaramida es $[-CO-\phi_{1-4}-CO-NH-\phi_{1-4}-NH-]_n$ (para). Tienen matriz epoxi. Son muy comunes en la industria aeronáutica y aeroespacial, pero están ganando mercado en otras aplicaciones como equipos deportivos de alta resistencia y bajo peso (p. ej. tablas de ski), cascos de barcos, y otras aplicaciones más puntuales como asientos a la medida, etc. Son muy tenaces y permiten la absorción de energía en impactos sin romperse. El KEVLAR49® es más resistente en algunas propiedades que el acero con $E \sim 200$ GPa y 210 para el acero, pero la resistencia a la

tensión es mayor que la del acero, 3.6 GPa frente a 2.8 GPa. Descompone antes de fundir lo que hace que no se pueda procesar por las técnicas normales.

El nomex® es otra fibra de poliaramida pero con la sustitución en meta. Es mucho menos resistente, pero puede sufrir más deformaciones plásticas sin romperse. Esto lo hace mucho más flexible, $E \sim 20$ Gpa, por lo que se puede deformar mucho más. Este polímero se utiliza, por ejemplo, para trajes de bomberos y trajes espaciales. (Kauffman, et al., 2019)

Las fibras de carbono se hicieron importantes a fines de la década de 1980 con el desarrollo de nuevos tipos de costos razonables y de alto rendimiento. Ahora están disponibles con propiedades que van desde las típicas de las fibras de vidrio hasta valores más altos que el mejor acero. Los procesos utilizados para hacer estos materiales producen fibras muy finas (filamentos), con diámetros de fibra de vidrio típicos de hasta 20 μm , y diámetros de fibra de carbono típicos de hasta 10 μm . Un gran número de fibras se juntan en una mecha (para vidrio) o en un cable (para carbón) como se puede apreciar en la Figura 4.



Figura 4. Fibra de Vidrio (Mecha) y Carbono (Cable Filamento)

1.1.3 Tipo de Resinas

Los polímeros vienen en dos tipos generales de termoestables y termoplásticos. Los termoestables forman sólidos rígidos a través de una reacción de curado irreversible, mientras que los termoplásticos forman partes útiles al calentarse por encima de su temperatura de fusión, formando y enfriando por debajo de la temperatura de fusión; este proceso es irreversible. Los termoplásticos han encontrado un amplio uso en aplicaciones automotrices, pero aún no se usan comúnmente en estructuras de aeronaves.

Los poliésteres son el tipo de resina termoestable más común en aplicaciones marinas y de transporte de superficie, pero no tienen las propiedades mecánicas adecuadas para la estructura de los aviones. El tipo de resina para aviones más común es EPOXI y hay cientos de diferentes epoxis disponibles. Los epoxis generalmente

vienen en dos tipos: curado a baja temperatura (alrededor de 250 grados Fahrenheit); y, alta temperatura (alrededor de 350 grados Fahrenheit). Hay algunos epoxis muy útiles con temperaturas de curado bastante diferentes a estos, pero estos son los más comunes. La Figura 5 muestra un envase con contenido epóxica, en el cual se puede apreciar la viscosidad. (Kauffman, et al., 2019)

Los epoxis de curado a baja temperatura tienden a tener un costo menor (tanto para la resina como para el proceso de curado) y se usan generalmente para estructuras livianas con una temperatura de operación máxima no superior al nivel de días más calurosos (160-180 grados Fahrenheit).

Los epoxis de curado a alta temperatura se utilizan cuando se necesita su temperatura máxima de funcionamiento más alta (250-300 grados Fahrenheit), su ventaja en las propiedades mecánicas o su tolerancia superior al daño.

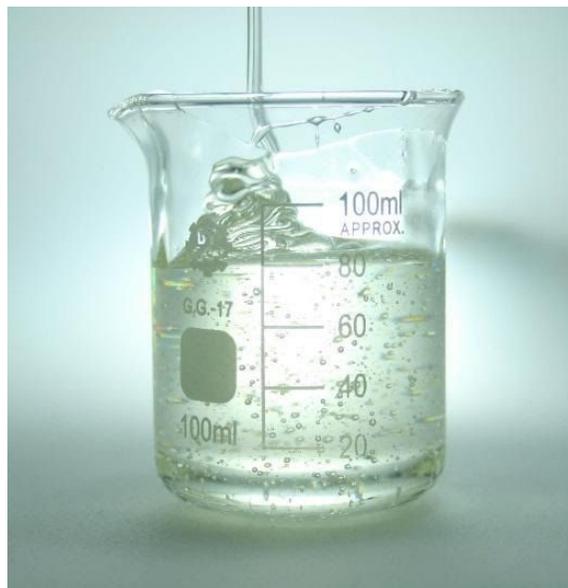


Figura 5. Resina Epóxica

1.1.4 Formas de Materiales Compuestos

La forma más común de material no curado (es decir, fibra + resina) para la construcción de aeronaves se llama prepreg. Esta es una cinta o tela que ha sido pre-impregnada con resina por el proveedor y la cura de la resina alcanza lo que se llama "Etapa B". Este proceso garantiza que la resina haya humedecido completamente todas las fibras individuales y que su viscosidad haya aumentado hasta el punto en que no se desprenda de la cinta o el tejido durante la manipulación como se puede apreciar en la Figura 6.

Para la mayoría de las resinas comunes (epoxis), esta etapa de curado también controla la cantidad de "pegajosidad" que tiene el material, lo cual es importante para una fácil manipulación durante la colocación. (Pegajosidad, es la medida en que un prepreg se adhiere a sí mismo cuando se presiona). Antes de la colocación, el pre-impregnado necesita refrigeración para evitar que el proceso de curado avance demasiado rápido, además, es importante observar que el prepreg tiene una vida útil limitada.

El prepreg se ha convertido en la forma más común que se usa en la estructura de los aviones porque el proceso de impregnación produce una cantidad muy controlada de resina en el material y porque las resinas disponibles en esta forma generalmente proporcionan laminados de la más alta calidad y resistencia.



Figura 6. Prepreg – Epoxi + Vidrio Ejemplo

1.1.5 Tipo de Daños

Hay varios tipos de daños compuestos que pueden reducir significativamente la resistencia residual de una pieza. El daño puede ocurrir a varias escalas dentro del material compuesto y la configuración estructural. Esto abarca desde el daño en la matriz y las fibras hasta los elementos rotos y el fallo de los accesorios unidos o atornillados. La extensión del daño controla la vida de carga repetida y la resistencia residual de un componente compuesto y, por lo tanto, es fundamental para la tolerancia al daño. Sin embargo, algunos de estos pueden combinarse con los efectos ambientales y los ciclos tierra-aire-tierra para causar más daños.

Los efectos del daño por impacto pueden ser muy diferentes, dependiendo del diseño y la aplicación específicos. En el caso de daños por impacto, la compresión, el corte y la resistencia a la tracción pueden reducirse, eliminar de forma segura, o pueden repararse hasta dejar la pieza utilizable en forma totalmente segura.

Las imperfecciones de la matriz incluyen *grietas, porosidad, ampollas, burbujas, agujeros, etc.* Estas imperfecciones pueden reducir algunas de las propiedades del material, pero rara vez son críticas para la resistencia estructural o la rigidez, a menos que estén generalizadas.

El *agrietamiento* de la matriz puede ocurrir debido a la carga térmica y mecánica. Las fisuras aisladas de la matriz también pueden ocurrir durante el procesamiento, ya que las fibras locales y los volúmenes de la matriz cambian con la geometría de la pieza. En muchos casos, las grietas de la matriz tienen un pequeño efecto sobre la rigidez y la resistencia residuales y no suelen ser un controlador de diseño cuando se localizan.

Una acumulación de *fisuras* en la matriz puede causar la degradación de la resistencia a la rigidez dominada por la resina, como la resistencia al corte y la compresión interlaminar. Sin embargo, incluso el *craqueo* (aparición de fisuras en el

material) generalizado de la matriz generalmente tiene poco efecto sobre las propiedades de tracción.

La porosidad generalmente se controla en los niveles de fábrica que no reducen significativamente las propiedades estructurales. Las actividades recientes de desmontaje de componentes compuestos después de un servicio a largo plazo han descubierto niveles de porosidad significativamente más altos que los producidos en la actualidad. Estos niveles más altos de porosidad no afectaron la efectividad o la vida útil. Las imperfecciones de la matriz pueden convertirse en *de-laminaciones*, que son un tipo de daño más crítico.

Las **de-laminación y los desprendimientos** ocurren típicamente en la interfaz entre las capas en el laminado, junto con la línea de unión entre dos elementos, y entre las hojas frontales y el núcleo de las estructuras de emparedado. Las de-laminación se pueden formar debido a las concentraciones de tensión en los bordes liberados del laminado, las grietas de la matriz o los detalles estructurales, el procesamiento deficiente o el impacto de baja energía.

Esta condición no es aceptable. La de-laminación se define como una separación entre dos o más capas de tejido de vidrio previamente adheridas, como se puede apreciar en la Figura 7 y 8. Cuando no es visible, las de-laminación pueden ubicarse tocando la superficie del laminado con una herramienta de prueba de toma compuesta. Las áreas unidas producirán un sonido sólido. Las áreas de-laminadas sonarán huecas o muertas.

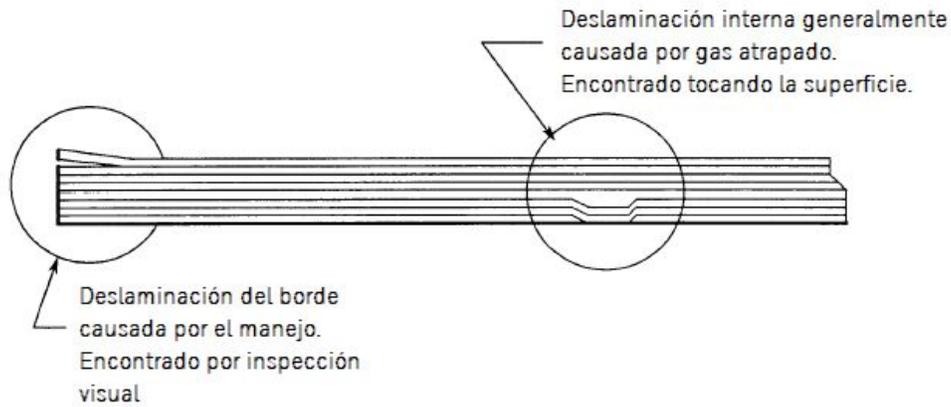


Figura 7. De-laminación ilustración

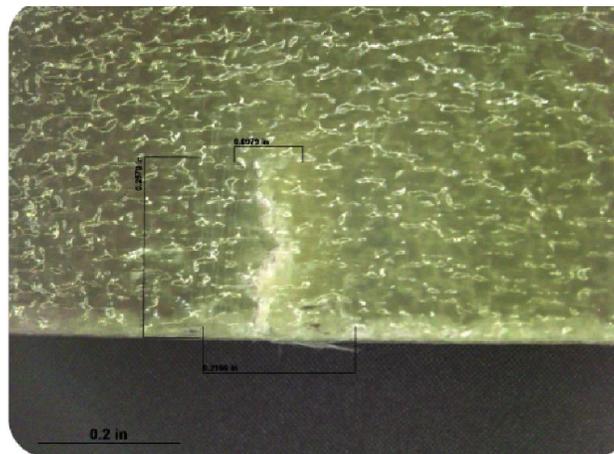


Figura 8. De-laminación – daño real

Las **grietas** se definen como una fractura del laminado a través de todo el espesor e involucran la rotura de las fibras y el daño de la matriz. Las grietas generalmente son causadas por eventos de impacto, pero pueden ser el resultado de cargas locales excesivas. En la mayoría de los casos, las grietas se pueden considerar

como una categoría más general que la rotura de la fibra porque también se incluye el agrietamiento de la matriz.

Una **muesca, marca, abolladura o impresión** es una condición en la que hay una marca intrusa permanente o la impresión de un objeto que se introdujo en la superficie interna / externa del laminado durante el ciclo de curado. Muecas o marcas de 0.050 pulgadas de profundidad o menos son aceptables.

El **daño en la superficie interior / exterior** es una condición en la que no se observa daño en el refuerzo y se asocia con el manejo de la pieza. Puede identificarse visualmente como una zona de color blanco en la superficie del laminado que desaparecerá con la aplicación de la capa de sellado. (Honeywell Aerospace, 2012)

Bajo ciertas **zonas identificadas** desde manufactura, existen ciertas limitaciones, que, de requerirse reparación, tendrán que ser consultadas con el equipo de Ingeniería. Por razones de confidencialidad, estas zonas identificadas no pueden ser mostradas en el siguiente documento, pero a continuación se mostrarán las condiciones requeridas:

- I. Arrugas simples y paralelas <0.080 in (2.00 mm)
- II. Muecas, marcas, picaduras e impresiones <0.080 pulg.
- III. De-laminación que requieren la eliminación y el reemplazo de tres o menos capas.
- IV. Superficie sobredimensionada donde se han dañado tres o menos capas

1.1.6 Métodos de Inspección

Existen numerosos métodos de inspección para detectar y cuantificar los tipos de daño. Estos métodos generalmente se dividen en dos categorías: **No destructivo y destructivo**. Las técnicas no destructivas se utilizan con más frecuencia, ya que no dañan la parte ni afectan su capacidad para realizar su función. Sin embargo, tienen límites para detectar y/o cuantificar ciertos tipos de defectos o daños. Las técnicas destructivas se utilizan de forma selectiva, ya que normalmente inutilizan las partes. Sin embargo, pueden abordar muchos de los tipos de defectos y daños que presentan desafíos para los métodos no destructivos.

La inspección no destructiva (NDI, Non Destructive Inspection, por sus siglas en inglés) es el método principal utilizado para detectar y cuantificar defectos y daños. El costo, la complejidad, la capacidad, la precisión y la confiabilidad varían sustancialmente entre los métodos. Los siguientes métodos de NDI son los más utilizados para los compuestos, La siguiente Tabla 1, provee más detalle de dichos métodos.

Tabla 1. Métodos NDI más comunes (Composites Handbook, 2012)

Método	Estructura	Daño Detectado	Confiabilidad
Visual	Todas	Daño Superficial	Buena
Prueba de Toque	Laminado Delgado	Des laminación cerca de superficie	Buena
	Hojas Delgadas	Falta de Unión	Buena
		Desunión cerca de superficie	Buena
		Vacíos	Muy Mala
		Descoloración de Core (Daño)	Mala
Ultrasónicos	Todos	Des laminación	Buena
		Falta de Unión	Buena

Visual - La inspección no destructiva por medios visuales es, con mucho, el método NDI más antiguo y económico. En consecuencia, la inspección visual se realiza de forma rutinaria como un medio de control de calidad y evaluación de daños por parte del fabricante y el técnico de reparación. Afortunadamente, la mayoría de los tipos de daño abrasan, manchan, abollan, penetran, raspan o astillan la superficie compuesta, haciendo que el daño sea visualmente verificable.

Linternas, lupas, espejos y boroscopios se emplean como ayuda en la inspección visual de los materiales compuestos. Se utilizan para magnificar defectos que de otra manera no se verían fácilmente y para permitir la inspección visual de áreas que no son fácilmente accesibles como se puede apreciar en la Figura 9.

Existen varias categorías de inspección visual relacionadas con su dificultad y grado de efectividad (Federal Aviation Administration, 2017):

Inspección de recorrido: la inspección de recorrido puede ser realizada por el personal de mantenimiento de la aeronave y también por el personal de operación de la aeronave. Por lo general, sirve como una comprobación rápida de daños evidentes y la mayoría de las instrucciones de mantenimiento requieren que se realicen periódicamente. El historial de la aeronave debe ser tomado en una cuenta.

Inspección visual detallada (DET, Detailed Visual Inspection, por sus siglas en inglés): se realiza una inspección visual detallada, cuando se sospecha un problema específico y la inspección visual general exige una inspección adicional. Periódicamente, también se requieren inspecciones visuales detalladas para garantizar la aeronavegabilidad de las aeronaves tolerantes a daños.

Inspección visual detallada especial: Implica ayudas de inspección especializadas. Inspecciones especiales detalladas son periódicamente se solicita en aeronaves tolerantes a daños para garantizar la aeronavegabilidad de la estructura crítica. También pueden invocarse según las recomendaciones de un nivel inferior.

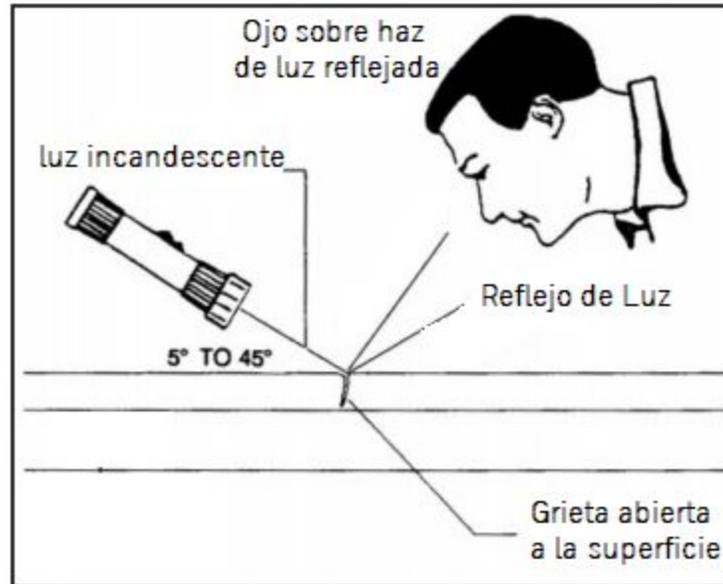


Figura 9. Ejemplo Inspección Visual usando Luz Incandescente (Federal Aviation Administration, 2017).

Prueba de Toque (Tap Testing, en inglés) ocupa el segundo lugar en términos de economía y aplicabilidad. En ocasiones, esta técnica utiliza frecuencias de audio (10 Hz a 20 Hz). Los dispositivos de prueba de toque se extienden desde un simple toque de moneda, donde el oído humano se usa para detectar de forma audible la estructura del daño, hasta métodos automatizados que realizan las grabaciones de los cambios en el sonido. La prueba de toque es quizás la técnica más común utilizada para la detección de des-laminación y / o desunión. Es un método sorprendentemente preciso en manos de personal experimentado. (Alexander, 2000) La figura 10 demuestra la técnica de Prueba de toque realizado sobre un material compuesto, donde se pretende identificar la de-laminación.

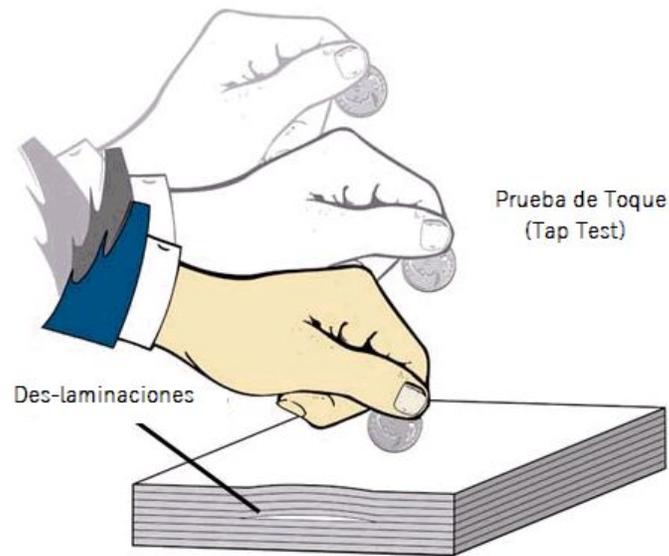


Figura 10. Prueba de Toque (Tap Test) (recuperado de: (Alexander, 2000))

Inspección Ultrasónica ha demostrado ser una herramienta muy útil para la detección de de-laminaciones internas, huecos o inconsistencias en los componentes compuestos que no se pueden discernir con la metodología visual o de prueba de toque. Existen muchas técnicas ultrasónicas, todas con energía de onda de sonido con una frecuencia por encima del rango audible, tal y como se puede apreciar en la figura 10. Se introduce una onda de sonido de alta frecuencia en la parte y se puede dirigir para que viaje de manera normal a la superficie de la parte. Se utilizan diferentes direcciones ya que la falla puede no ser detectable desde algunas direcciones.

El sonido introducido se monitorea a medida que viaja a través de la parte de la ruta asignada para cualquier cambio significativo, como se aprecia en la Figura 11. Cuando una onda ultrasónica golpea un objeto que interrumpe, la onda o la energía se absorbe o se refleja de nuevo a la superficie. La energía sónica interrumpida o disminuida es captada por un transductor receptor y convertida en una pantalla en un osciloscopio o un registrador gráfico. (Nelligan & Kass, 2014)

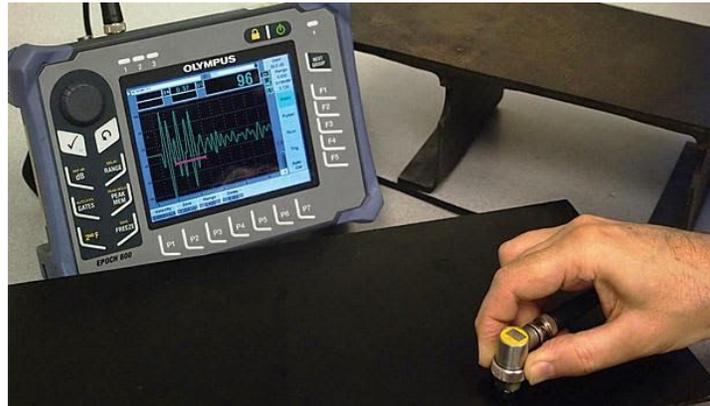


Figura 11. Inspección Ultrasonica en Compuestos (recuperado de <https://www.qualitymag.com/articles/>)

1.1.7 Mantenimiento / Centros de Servicio

El mantenimiento y la reparación de la estructura compuesta involucran principalmente a inspectores, técnicos de reparación e ingenieros. El personal de operaciones también juega un papel importante al encontrar y reportar los daños existentes y los eventos que pueden causar daños. Todas estas personas requieren un conocimiento de los problemas críticos de seguridad asociados con el mantenimiento y la reparación de materiales compuestos. La FAA ha desarrollado un plan de estudios que aborda estos temas y que también sirve como una base sólida para el estudio adicional de áreas específicas de la tecnología de compuestos. (Ilcewicz, Cheng, Hafenricher, & Seaton, 2009)

1.1.7.1 Inspectores

Los inspectores necesitan capacitación especializada en el uso de la gama de técnicas de inspección utilizadas para materiales compuestos. La buena vista y el oído son también atributos valiosos. Los requisitos de NDI para la reparación de compuestos son bastante pesados y requieren técnicas especializadas. La formación especializada se trata en el documento SAE AIR 5279 (SAE International, 1999)

1.1.7.2 Técnicos de Reparación

Los técnicos de reparación requerían conocimientos y habilidades especializados para realizar la reparación de sonido compuesto estructural. La naturaleza ortotrópica y dependiente del proceso de los materiales requiere técnicos que estén atentos a los detalles y bien entrenados. A diferencia de los técnicos de reparación de metales convencionales, se debe contar con el técnico de compuestos no solo para ensamblar un componente dañado, sino también para crear las propiedades del material en el proceso. Además de eso, es importante que los técnicos de materiales compuestos cumplan con todos los criterios cubiertos por NADCAP AC7118. (Nadcap, 2018)

Los técnicos de reparación deben tener capacitación en el procesamiento de reparación de compuestos, incluido el uso de las herramientas y equipos asociados. Además, generalmente necesitan una buena coordinación mano-ojo. Se requiere entrenamiento formal para la certificación. Esta capacitación debe incluir una conferencia en el aula para proporcionar información detallada sobre los aspectos específicos de los materiales compuestos de trabajo, además de instrucciones prácticas para que la competencia se pueda demostrar en la práctica. SAE AIR 4938 (AMS CACRC, 2017) proporciona un plan de estudios para la capacitación requerida. Este debe ser un requisito previo para la capacitación en el trabajo con componentes reales antes de obtener la certificación como técnico compuesto.

1.1.7.3 Regulaciones

La Administración Federal de Aviación (FAA, por sus siglas en inglés) limita a todas nuestras estaciones de reparación a cumplir con las regulaciones de FAR 43 y 145, que consisten en ciertas reglas para mantener la autoridad de reparación y la aeronavegabilidad del producto. Las siguientes secciones deben considerarse para mantener una estación de reparación.

1.1.7.4 FAR 145 Requisitos de certificación y especificaciones de operación. (Federal Aviation Administration, 2001)

- Ninguna persona puede operar como una estación de reparación certificada sin, o en violación de, un certificado de la estación de reparación, calificaciones o especificaciones de operaciones emitidas bajo esta parte.
- El certificado y las especificaciones de operaciones emitidas a una estación de reparación certificada deben estar disponibles en las instalaciones para su inspección por el público y la FAA.

1.1.7.5 FAR 145.51 - Solicitud de certificado (Federal Aviation Administration, 2001)

- La solicitud de un certificado y calificación de la estación de reparación debe realizarse en un formato aceptable para la FAA y debe incluir lo siguiente:
- Un manual de la estación de reparación aceptable para la FAA como lo requiere la §145.207;
- Un manual de control de calidad aceptable para la FAA según lo requiere la §145.211 (c);
- Una lista por tipo, marca o modelo, según corresponda, de cada artículo para el que se realizó la solicitud.

1.1.8 Reparación Temporal (Menor)

Se realiza una reparación temporal mediante la unión de un aluminio 2024-0 metálico. material de parche laminado (no revestido) o material de parche de acero inoxidable 324 sobre el daño y es solo para operaciones a corto plazo, hasta que se pueda realizar una reparación permanente. Una reparación temporal NO se puede hacer bajo las siguientes condiciones:

- Si el daño está a menos de 3 pulgadas (76.2 mm) del extremo ACM del Plenum
- Si el área dañada es más de 10 pulgadas cuadradas (65 mm²)
- Si el daño está a menos de 3 pulgadas (76.2 mm) del extremo del conducto moldeado del Plenum. Figura 12 muestra un punto de referencia de zona para dichas condiciones.
- Si el daño es más cercano a 3 pulgadas (76.2 mm) de la pestaña de contacto.

Por cuestiones de información propietaria, los pasos detallados de esta reparación temporal no pueden ser mostrados en este documento.

1.1.9 Reparación Permanente (Mayor)

Las capas sueltas, de-laminadas o con poca resina de la superficie inferior del Plenum se pueden reparar mediante el método de colocación de prepeg o el método de colocación en húmedo.

- Se pueden quitar y reemplazar tres capas de-laminadas, sueltas o pobre en resina, como máximo, de la superficie inferior de la pestaña del marco a lo largo de cada lado o en el extremo del conducto moldeado del Plenum como se aprecia en la Figura 13.
- Se pueden quitar y reemplazar dos capas de-laminadas, suelta o pobre en resina, como máximo, del Plenum en el extremo de la superficie de montaje con la Maquina de Ciclo de Aire (Air Cycle Machine, por sus siglas en inglés) tal como la zona se aprecia en la Figura 14.

Por cuestiones de información propietaria, los pasos detallados de esta reparación temporal no pueden ser mostrados en el presente escrito.



Figura 12. Conducto Moldeado del Plenum.

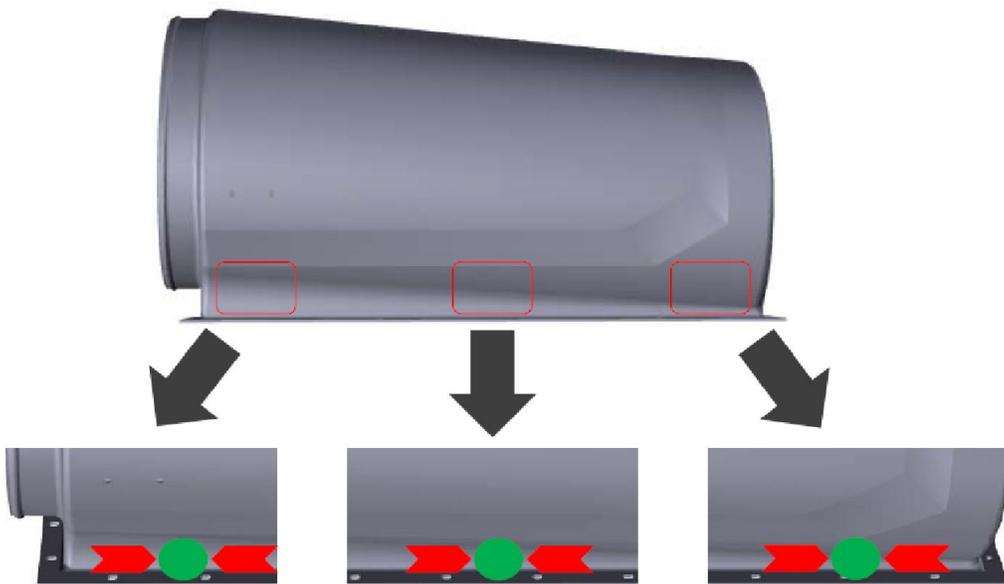


Figura 13. Superficie inferior de la pestaña en cada lado.

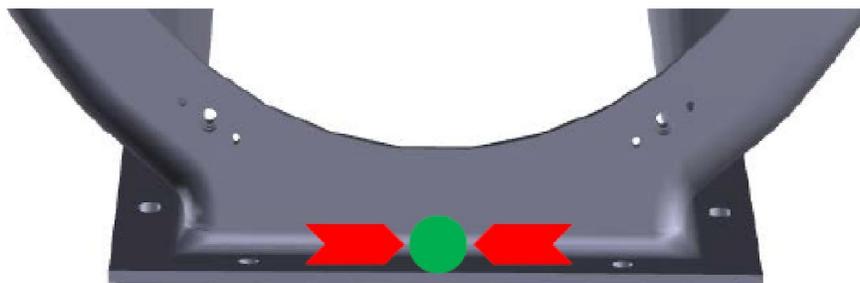


Figura 14. Montaje con ACM.

Capítulo 3

3.1 Metodología

El presente proyecto de aplicación consiste en desarrollar una nueva metodología para la reparación para Plenum 2202623-3 en manual de reparación CMM 21-51-32. El cual también se puede apreciar en la Tabla 2 en manera de Mapa de Proceso para dicho proceso de reparación.

1. Unidad es recibida en taller de reparación Mexicali Centro de Servicio o algún otro taller en Honeywell proveniente de cliente.
2. Retirar tornillería o componentes de sujeción para desensamblar Plenum.

Nota: No es necesario desmontar el Plenum a menos que sea necesario una vez que haya sido inspeccionado.

3. Usar solvente en base a especificación MIL-PRF-680 (Tipo I) o Desoclean 45 para limpiar y eliminar el aceite, la grasa, el óxido y la suciedad.
4. Examine las superficies exteriores e interiores de la cámara de aire para ver si están peladas, desconchadas o faltantes revestimiento, punciones, deformación, suaves manchas, fibra de vidrio suelta, grietas alrededor de los extremos de acoplamiento, grietas, des laminaciones y / o fibra de vidrio sin revestimiento, y de laminaciones dentro de la porción de espesor de 5 capas del Plenum.
5. Determinar si realizará reparación temporal o permanente de acuerdo a los parámetros previstos en anteriormente.
6. Aplique las láminas de material de reparación de acuerdo con los procedimientos de Honeywell RS181 y estándar de trabajo Honeywell 17-79867.
7. Realice el procedimiento para el ciclo de curado recomendado por el vendedor de prepreg hasta que se complete.
8. Después enfríe la cámara de curado hasta 200°F (93°C) o menos, para posteriormente retirar la pieza reparada del horno.
9. Registre el nivel de vacío de la bolsa de vacío y la temperatura a intervalos de 15 minutos, como mínimo, durante todo el ciclo de curado.

10. Si se observa una de-laminación o un laminado poco adherido después del curado y el enfriamiento a temperatura ambiente, retire el material de reparación y repita el proceso.

11. Realice acabado / pintura utilizando solución de resina fenólica color negro.

12. Realizar inspección visual final de la unidad antes de ser enviada nuevamente con el cliente.

a. Ensamblar Plenum de vuelta al intercambiador, si es necesario.

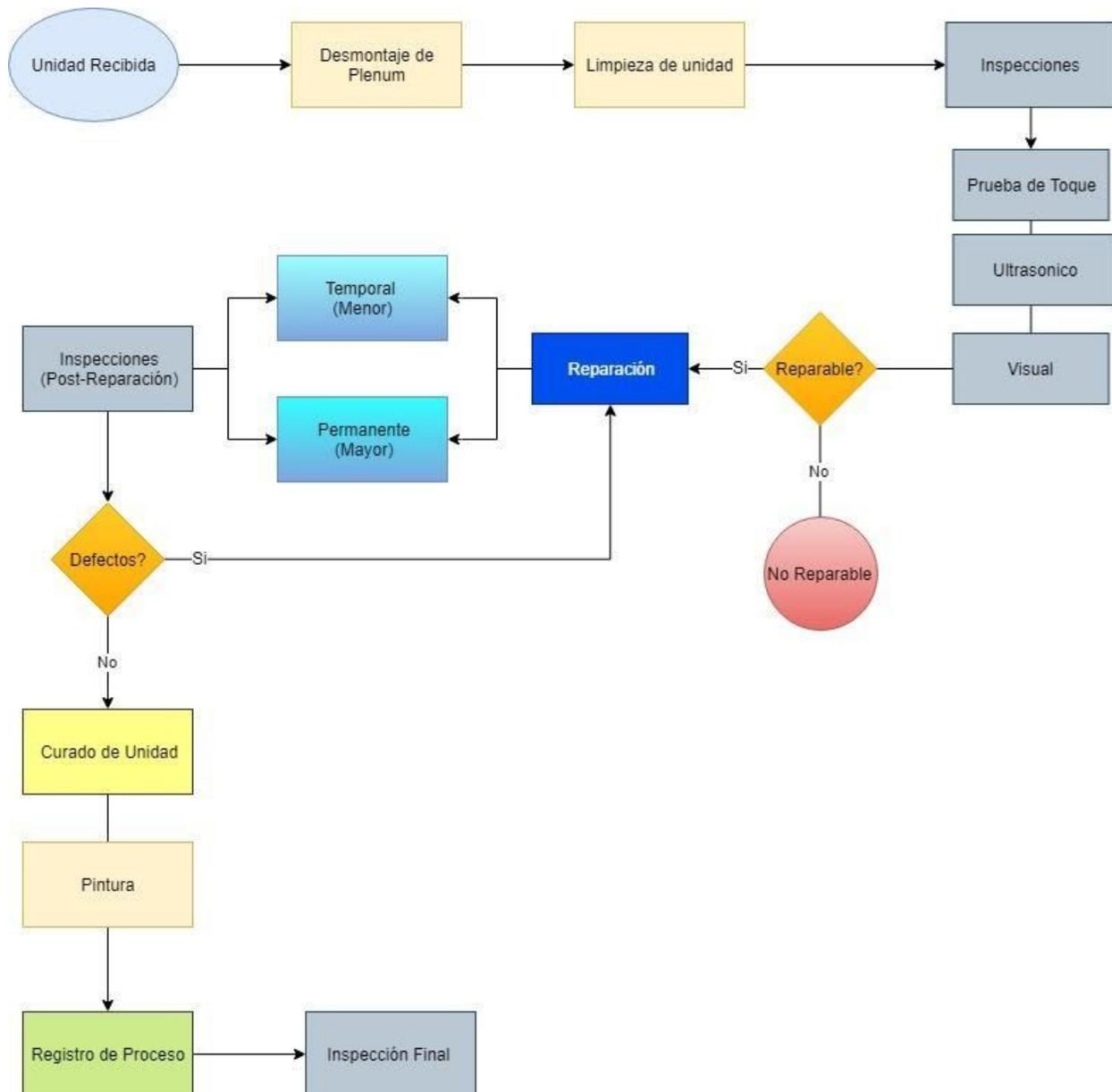


Tabla 2. Mapa de Proceso – Reparación Plenum

3.2 Plan de Trabajo

A continuación, se presenta la propuesta de trabajo a desarrollar para la implementación de una nueva capacidad de reparación para Plenum 2202623-3 en el Centro de Servicio en Honeywell (Mexicali u otro sitio).

PROBLEM STATEMENT			Task																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	FAA COMMENT																																																	
			Technical Data - Create 2202623-3 CMM, etc																																																	
			CMM Update - TPCR																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Development of Equipment Sketch Draft																																																	
			Review of Equipment Sketch																																																	
			SAP Tasks																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Create Task List																																																	
			Add link to PRT files																																																	
			Create 3 Add MIC's																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Internal Validation																																																	
			TPCR Approval Process																																																	
			Training																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Define training required for new product																																																	
			Operators Training in new process																																																	
			Inspectors Training in new process																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Engineer's Training in new process																																																	
			Feedback incorporation after training																																																	
			Material																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Raw Material																																																	
			Consumables - AR																																																	
			Replaceable material																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Link for VOB - Service Order - PO																																																	
			Determine Replacement Rate																																																	
			Equipments & Tooling																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	Identify equipment and tooling required																																																	
			Procure equipment and tooling required																																																	
			Quality																																																	
PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	PROBLEM AND OBJECTIVES	FAA Repair Capability Request																																																	
			FAA Audit																																																	
			Honeywell Repair Repair Authorization																																																	
Comments:																																																				

Tabla 3. Propuesta Plan de Trabajo para la implementación de la reparación nueva.

Capítulo 4

3.3 Resultados:

De acuerdo a los análisis y pruebas realizadas, es posible considerar reparar los Plenums formados de compuestos los cuales cumplen y exceden los requerimientos de desempeño una vez después de realizarle pruebas de diseño. A continuación, se detallará sobre la siguiente prueba:

3.3.1 Proof Pressure Test – Positiva/Negativa

La Proof Pressure Test a temperatura ambiente y la prueba de presión de ruptura a temperatura de operación se realizaron en un Plenum 737

reprocesada/reparado, PN 2215634-4 para demostrar que no hay un impacto negativo causado por el re trabajo/reparación de Plenum B737 Max según el estándar de mano de obra, doc. 17-79867. Los requisitos de rendimiento del diseño operativo de la cámara son similares a los del programa B767 y nos sirven como propósitos de referencia para este caso mostrado en este documento.

Esta prueba también apoyará las conclusiones del análisis realizado en la comparación de las propiedades de resistencia a la tracción entre especímenes reprocesados/reparados y no reprocesados/reparados presentados para solicitud de cambio de dibujo SDT 17-051891 y SDT 17-053215.

Para proceder a la evaluación del Plenum reparado, se diseñó y fabricó un nuevo dispositivo de prueba de presión para las condiciones de prueba Proof Pressure y de Burst como se puede apreciar en la siguiente figura 12.

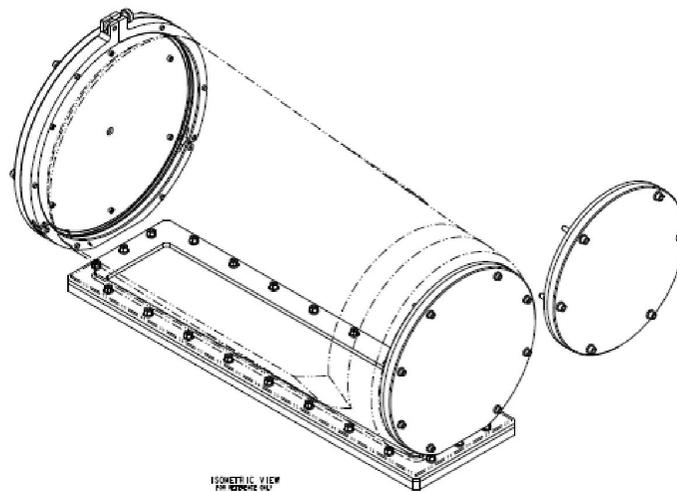


Figura 14. Dispositivo de Prueba de Presión

3.3.1.1 Prueba Validación de Reparación

Se realizó una prueba de validación de reparación en la cual se tomó un plenum y se dañó intencionalmente para introducir fracturas e hendiduras/abolladuras en 16

zonas diferentes (simulando el peor de los casos), incluido el radio de transición del conducto externo del talón como se indica a continuación:

Superficie exterior:

- 1 en el radio de transición del conducto del talón y el radio de la brida.
- 1 en el radio de la brida de la máquina de ciclo de aire (ACM).
- 3 en el radio del flanco lateral del lado izquierdo.
- 3 en el lado lateral derecho del radio.

Superficie interior:

- 1 en el radio de transición del conducto del talón y el radio de la brida.
- 1 en el radio de la brida de la máquina de ciclo de aire (ACM).
- 3 en el radio del reborde lateral del lado izquierdo.
- 3 en el lado lateral derecho del radio.

La operación de reprocesamiento se realizó de acuerdo con la norma de fabricación 17-79867 en las zonas descritas detalladas anteriormente y como se aprecian en las Figuras 11, 12 y 13 de este documento.

Los daños que fueron intencionalmente provocados al Plenum, son mucho mayores a lo que usualmente es presenciado en uso de campo, por lo que, si estos se pueden reparar efectivamente, nos da certeza que los daños en Plenums recibidos cotidianamente en talleres de reparación serán efectivamente reparados.

Para esta prueba de validación se tomó como referencia las pruebas que fueron utilizadas en la unidad de certificación en el año 1996 y considerando esta prueba como 2017. Los parámetros tomados en cuenta para la certificación de la pieza y condiciones de prueba mínima son las siguientes: (Por cuestiones de confidencialidad, los resultados serán mostrados simbólicamente y a proporción)

Prueba de Validación				
Medición	Presión Positiva (PSIG)	Presión Negativa (PSIG)	Temperatura	Duración
1	X.0	-	Z °C	2
2	-	-Y.0	Z °C	2

Tabla 4. Requisitos mínimos para prueba de validación

Cabe mencionar que, para la prueba de 2017, se realizó una prueba de rotura positiva y negativa utilizando la La misma unidad plenaria reprocesada. Mientras que, para la prueba de 1996, se sometieron a prueba unidades plenum separadas (no reprocesadas) para cada prueba de explosión positiva y negativa. Los resultados de esta nueva prueba de validación arrojaron resultados similares al visto en las pruebas de certificación en 1996. Los resultados son mostrados en las siguientes tablas: (Por cuestiones de confidencialidad, los resultados serán mostrados simbólicamente y a proporción)

Prueba de Validación - Positiva				
Medición	Presión Positiva (1996)	Presión Positiva (2017)	Temperatura	Duración
1	1.9X	1.825X	Z °C	2
2	2.45X	2.35X	Z °C	2
3	2.95X	2.85X	Z °C	2

Tabla 5. Prueba Validación – Presión Positiva

Prueba de Validación - Negativa				
Medición	Presión Negativa (1996)	Presión Negativa (2017)	Temperatura	Duración
1	1.5Y	1.5Y	Z °C	2
2	1.7Y	1.7Y	Z °C	2
3	2.0Y	2.0Y	Z °C	2

Tabla 6. Prueba Validación – Negativa Positiva

Se cumplieron los requisitos de presión de rotura positiva y negativa para una unidad de prueba Plenum que se reprocesó en 16 zonas diferentes. La prueba se consideró conservadora ya que se utilizó la misma unidad en la prueba de ráfaga positiva que excede el requisito de ráfaga de diseño. El Plenum reprocesado pudo soportar una presión positiva de hasta 3X veces más que el requisito. Además, la misma unidad pudo soportar una presión de explosión negativa de hasta alrededor de 2Y veces más que el requisito. Los resultados de la prueba demuestran que un Plenum reprocesado de acuerdo con la norma de mano de obra 17-79867 puede cumplir con el requisito de prueba y presión de explosión tal y como uno nuevo.

3.3.1.2 Prueba Validación de Reparación 2

Se realizó un segundo experimento para determinar si es conveniente re trabajar/ reparar Plenums cuando daños o defectos son identificados. Para poder determinar cuánto es el impacto de los defectos en los Plenums, se realizaron intencionalmente los daños en pruebas de material para de esta manera realizar pruebas mecánicas de resistencia. Las siguientes figuras trata de mostrar alguno de estas pruebas utilizadas y dañadas intencionalmente.



Figura 16. Defectos provocados intencionalmente a Plenum

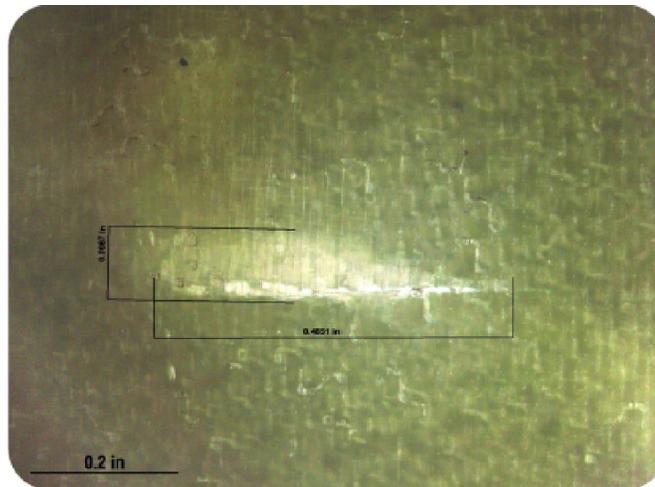


Figura 17. Defectos provocados intencionalmente a Plenum

Los datos obtenidos, por cuestiones de confidencialidad no pueden ser compartidos y se mostraran de forma simbólica. Una vez concluida la prueba de validación 2, en la cual las probetas fueron sometidas a cargas (Peak Stress) de acuerdo a los requerimientos de dibujo, se pudo concluir que las piezas re trabajadas/ reparadas cumplieron y excedieron los requisitos para ser considerados como una excelente opción. La siguiente tabla muestra la información simbólica:

Prueba Validación – Peak Stress			
Medición	Requisito Dibujo	Carga/Estrés Soportada en Prueba	Temperatura
1	X	1.35X	Z °C
2	X	1.04X	Z °C
3	X	1.25X	Z °C

Tabla 7. Prueba Validación – Peak Stress

Como se puede apreciar en baso a los datos y resultados obtenidos en esta segunda prueba de validación, es posible confiar que una pieza que haya sido re trabajada/ reparada, siguiendo los estándares autorizados, se desempeña de igual o inclusive en algunos casos mejor que una nueva.

Capítulo 5

3.4 Conclusiones y Recomendaciones

Las pruebas de validación se realizaron efectivamente y dando exitosamente los resultados esperados para este proyecto, demostrando que una pieza reparada/re-trabajada puede desempeñarse satisfactoriamente en el campo. A sí mismo, aun a pesar que, desde fase inicial de certificación, dichas pruebas ya cuentan con un grado elevado de factor de seguridad, esto con el fin de garantizar su correcto funcionamiento dentro y fuera de actividad, ambas pruebas mostraron que aun con daños intencionalmente hechos (peor de los casos) la unidad tiene la confiabilidad por encima del factor de seguridad inicial. Por lo tanto, nuestras unidades no deberían de presentar algún riesgo o posible falla debido a daños anteriormente identificados en este documento, aun considerando el peor de los casos como se hizo en estas pruebas.

Se puede comprobar también que, en base a la metodología propuesta en este documento, el costo de re-trabajo/reparación, es económicamente viable. Actualmente se reciben alrededor de 125 unidades Plenum P/N 2202623-3 a los centros de servicio en Honeywell, donde hasta el día nuestros manuales de mantenimiento no tienen reparación existente. Por lo tanto, dichas unidades tienen que ser enviadas a proveedores externos generando hasta 4x (\$5,000) veces los costos de un Plenum nuevo. La metodología propuesta en este documento, contempla alrededor de 46 hrs de trabajo a lo largo de la reparación; considerando un costo promedio de hora de reparación a \$38 usd, nos arroja un costo estimado de \$1,750 usd. Este costo nos da una opción económicamente viable la cual representaría, costo/beneficio para la empresa y a su vez reducción de costos a terceros como es en la actualidad. Esta propuesta fomenta el beneficio interno de Honeywell.

A su vez, se pretendería buscar utilizar los recursos y espacios actualmente disponibles en Honeywell OEM para realizar dichas reparaciones, de esta manera

mejorar los costos iniciales y aprovechar el talento interno existente. Honeywell OEM, podría trabajar indirectamente como un tercero a los sitios Honeywell de reparación.

Por último, es sumamente importante el tener en cuenta que con estas propuestas se buscaría dejar las ganancias y costos dentro de la compañía dejando grandes oportunidades de constante crecimiento. Considerando esto, buscando evitar servicios terceros fuera de Honeywell, nos permitiría mejorar significativamente nuestros tiempos de entrega, ya que actualmente al ser enviados a terceros fuera de la compañía, nuestros tiempos de entrega se han incrementado a niveles anteriormente no vistos. Afectando nuestro tiempo de entrega, inventarios y satisfacción del cliente.

3.5 Recomendaciones

Debido a que este proyecto de aplicación fue realizado solamente considerando el Plenum PN 2202623-3, es recomendable realizar una búsqueda de otros Plenums similares para poder realizar una metodología o análisis similar. Esto llevaría a poder aumentar el impacto positivo anteriormente discutido en este documento.

A sí mismo, debido al corto tiempo de investigación, se recomendaría solicitar una pieza directamente proveniente de uso en el campo y documentar una tercera prueba de validación con la unidad de campo.

Adicionalmente, cualquiera otra prueba requerida en el dibujo podrían ser validadas para seguir reforzando el hecho de que una unidad reparada puede desempeñar igual o mejor que una nueva sin ningún problema.

Capítulo 6

Referencias:

- Alexander, R. (Junio de 2000). *Repairing Composite Surfaces*. Obtenido de EAA Sport Aviation:
<https://www.eaa.org/en/aaa/aircraft-building/building-your-aircraft/while-youre-building/building-articles/composite/repairing-composite-surfaces>
- Amiruddin, A., Sapuan, S., & Jaafar, A. (2007). *Analysis of glass fibre reinforced epoxy composite hovercraft hull base*. Pahang: ScienceDirect.
- AMS CACRC. (01 de Enero de 2017). Composite and Bonded Structure Technician/Specialist Training Document. *SAE AIR 4938*. SAE International.
- D, M., & Donaldson, S. (2001). *ASM Handbook Volume 21: Composites*. Material Park, OH, USA: ASM International.
- Federal Aviation Administration. (06 de Agosto de 2001). Part 145 - Repair Stations. *Subpart B -Certifications*. USA: FAA. Obtenido de
<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=372506a9c0f45f4a7115b8ac11b80bbd&mc=true&node=pt14.3.145&rgn=div5#sp14.3.145.b>
- Federal Aviation Administration. (2017 de Agosto de 2017). Visual Inspection for Aircraft.
- Gardiner, G. (8 de Febrero de 2016). Aircraft composites repair moves toward maturity. *CompositeWorld*.
- Honeywell . (11 de Enero de 2010). Engineering Services Routing. 2202623-3. Anniston, AL, USA: Honeywell Internal.
- Honeywell Aerospace. (s.f.). 17-79867 - Trabajo Estandar materiales Compuestos. Torrance, CA, USA: Honeywell Inc.
- Honeywell Aerospace. (2012). *RS181 - Fabrication of Epoxy Glass Fabric Laminates*. Torrance: Internal.
- Honeywell. (Internal). 757/767 PLENUM /DIFFUSER ASSEMBLY PN 2202623-2,. *Technical Knowledge Center*.
- Ilcewicz, L., Cheng, L., Hafenricher, J., & Seaton, C. (2009). *GUIDELINES FOR THE DEVELOPMENT OF A CRITICAL COMPOSITE MAINTENANCE AND REPAIR*

ISSUES AWARENESS. Springfield: Federal Aviation Administration. Obtenido de <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ar0854.pdf>

Kauffman, G. B., Gent, A. N., Bierwagen, G. P., Stevens, M. P., Preston, J., & Rodriguez, F. (17 de Marzo de 2019). *Major Industrial Polymers*. Obtenido de Encyclopaedia Britannica Inc:
<https://www.britannica.com/topic/industrial-polymers-468698/Unsaturated-polyesters>

Mazumdar, D., Pichler, D., GangaRao, D., Benevento, P., Liang, R., & Witten, P. (8 de Enero de 2019). 2019 State of the Industry Report. *Composite Manufacturing*.

Nadcap. (08 de Mayo de 2018). Audit Criteria. *AC7118*. Warrendale, PA, USA: Nadcap.

Nelligan, T., & Kass, D. (11 de Agosto de 2014). *Fiber Composites*. Obtenido de Quality Mag:
<https://www.qualitymag.com/articles/92050-ultrasonic-testing-of-fiberglass-and-carbon-fiber-composites>

SAE International. (Marzo de 1999). SAE Training Document AIR 5279. *Composite and Bonded Structure Inspector: Training Document*. Warrendale, PA, USA: SAE International.

Staff. (2014). Composite Repair. *Composite World*.