

**ESTANDARIZACION DE ENSAYO NO DESTRUCTIVO APLICADO A UNA
ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH DE UNA PALA DE ROTOR PRINCIPAL
DEL HELICOPTERO UH-60 PARA EVIDENCIAR DELAMINACION Y
DISBOND**

CAMILO PASACHOA CIFUENTES
LAURA MARCELA CRUZ ACOSTA
MARCO POLO MENDIVELSO LEAL

**INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA
2015**

**ESTANDARIZACION DE ENSAYO NO DESTRUCTIVO APLICADO A UNA
ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH DE UNA PALA DE ROTOR PRINCIPAL
DEL HELICOPTERO UH-60 PARA EVIDENCIAR DELAMINACION Y
DISBOND**

PROYECTO DE GRADO PARA TÍTULO DE INGENIERIA AERONÁUTICA

CAMILO PASACHOA CIFUENTES
LAURA MARCELA CRUZ ACOSTA
MARCO POLO MENDIVELSO LEAL

**ASESOR: Elianne Berney Rozo Castillo, Ingeniera Mecánica,
Jefe de NDT Ciac Ministerio de Defensa**

**INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA
2015**

Nota de aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Bogotá, D.C. Febrero 2015

La gloria y la honra es para mi padre celestial el cual permite que este tipo de proyectos fluyan como el viento, Dios grande y poderoso.

AGRADECIMIENTOS

A Dios todo poderoso por iluminarnos y culminar este proyecto, que sin el nada de esto fuera posible, a mi mama que siempre está trasnochando conmigo, apoyándome, y dándome aliento.

A mi hermana y mi sobrino que son un CFM-56 en los cielos, a mi tutora eliansita que es una gran profesional y consejera, a Mario, Leonardo, Sebastián y Charlie por sus opiniones y profesionalismo en el tema, y por la talla más que todo.

A mis amigos, los fabianes, vic, y jeyson infinitas gracias, a lauris y camilin por hacer parte de este lindo proyecto, a la Fundación universitaria los libertadores, a la corporación de la industria aeronáutica colombiana, y los que se me escapan muchas gracias.

A mis padres que se han sacrificado en cuerpo y alma y así poder llegar a obtener el título profesional

A toda mi familia, amigos y allegados quienes vieron en mí, el interés, el entusiasmo, y apoyaron de corazón el fruto de mis conocimientos y dieron la fortaleza para que fuese un éxito lleno responsabilidad mi futuro como profesional.

CONTENIDO

	Pág.
GLOSARIO	11
ACRONIMOS Y ABREVIATURAS	13
1. PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	15
2. JUSTIFICACION	16
3. OBJETIVOS	17
3.1 OBJETIVO GENERAL	17
3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS	17
4. MARCO TEORICO	18
5. MARCO CONCEPTUAL	24
5.1 INSPECCIÓN VISUAL	24
5.2 PITCH-CATCH	24
5.3 IMPEDANCIA MECÁNICA	24
5.4 PRUEBA ELECTROMAGNÉTICA	24
5.5 RADIOGRAFÍA	25
5.6.1 IMPLEMENTOS DE PROTECCIÓN PERSONAL	26
5.7 TUBO DE RAYOS X	26
5.8 ULTRASONIDO	26
5.9 ONDAS ULTRASÓNICAS	27
5.9.1 TIPOS DE ONDAS ULTRASÓNICAS	28
5.11 RESONANCIA MAGNÉTICA	28
5.12 PARTÍCULAS MAGNÉTICAS	28
5.12.1 CAMPOS MAGNÉTICOS	29
5.12.2 CAMPO DE FUGA	29
5.13 LÍQUIDOS PENETRANTES	29
5.14 DELAMINACIÓN	31
5.16 ESTRUCTURAS SÁNDWICH	31
5.17 BONDMASTER 1000E+	32
5.17.1 ESPECIFICACIONES	32
5.17.1.1 CONFIGURACIÓN DE SONDA	33
5.17.2 PITCH-CATCH RF:	34
5.17.3 PITCH-CATCH IMPULSE:	35
5.17.4 PITCH-CATCH SWEPT:	35
5.17.5 MIA:	36
5.17.6 RESONANCIA:	37
6. DISEÑO METODOLÓGICO PRELIMINAR	38
6.1 TIPO DE INVESTIGACIÓN	38
8. PROCEDIMIENTOS DE INSPECCIÓN	50
8.1 PROCEDIMIENTO INSPECCIÓN VISUAL / <i>BLADEUH60-VT-001</i>	50

8.1.1 ALCANCE	50
8.1.3 VISUAL, EQUIPOS Y HERRAMIENTAS	50
8.1.4 PREPARACIÓN DE LAS ÁREAS BAJO INSPECCIÓN (PRE-LIMPIEZA)	51
8.1.5 PROCEDIMIENTO DE INSPECCIÓN VISUAL DIRECTA	51
8.2 ULTRASONIDO	54
8.2.1 ULTRASONIDO SCAN A	54
8.2.1.1 Alcance	54
8.2.1.2 Documentos De Referencia	54
8.2.1.3 Equipos Y Herramientas	54
8.2.1.4 Horas Hombre	54
8.2.1.5 Herramientas Especiales	55
8.2.1.6 Personal	55
8.2.1.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)	55
8.2.1.8 Paso A Paso	55
8.2.2 ULTRASONIDO – BONDMASTER EN MODO “PITCH CATCH”	59
8.2.2.1 Alcance	59
8.2.2.2 Documentos De Referencia	59
8.2.2.3 Equipos Y Herramientas	59
8.2.2.4 Horas Hombre	59
8.2.2.5 Herramientas Especiales	60
8.2.2.6 Personal	60
8.2.2.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)	60
8.2.2.8 Paso A Paso	60
8.2.3 PITCH-CATCH RADIO FRECUENCIA	64
8.2.4 PITCH-CATCH IMPULSE	65
8.2.5 PITCH-CATCH SWEPT	66
8.2.6 ULTRASONIDO – BONDMASTER EN MODO “MIA”	68
8.2.6.1 Alcance	68
8.2.6.2 Documentos De Referencia	68
8.2.6.4 Horas Hombre	68
8.2.6.5 Herramientas Especiales	68
8.2.6.6 Personal	69
8.2.6.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)	69
8.2.6.8 Paso A Paso	69
8.2.6.8 MODO “MIA”	70
8.2.8 ULTRASONIDO – BONDMASTER EN MODO “RESONANCIA”	72
8.2.8.1 Alcance	72
8.2.8.2 Documentos De Referencia	72
8.2.8.3 Equipos Y Herramientas	72
8.2.8.4 Horas Hombre	72
8.2.8.5 Herramientas Especiales	72
8.2.8.6 Personal	73
8.2.8.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)	73

8.2.8.8 Paso A Paso	73
8.2.8.9 MODO “RESONANCIA”	74
8.3 RADIOGRAFÍA – RAYOS X	75
8.3.1 ALCANCE	75
8.3.2 DOCUMENTOS DE REFERENCIA	75
8.3.3 EQUIPOS Y HERRAMIENTAS	76
8.3.5 HERRAMIENTAS ESPECIALES	76
8.3.6 PERSONAL	76
8.3.7 PREPARACIÓN DE LAS ÁREAS BAJO INSPECCIÓN (PRE-LIMPIEZA)	77
8.3.8 PASO A PASO	77
9. CONCLUSIONES	82
10. RECOMENDACIONES	83
BIBLIOGRAFIA	84
ANEXOS	86
AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE 5606	86
EXPANSIÓN DE LA DELAMINACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS	104

LISTA DE IMAGENES

IMAGEN 1, SÁNDWICH ALUMINIO-HONEYCOMB-ALUMINIO	18
IMAGEN 2, HONEYCOMB DE ALUMINIO	20
IMAGEN 3, PALA ROTOR PRINCIPAL	21
IMAGEN 4, CINTA PROTECTORA, AIRWOLF AEROSPACE	22
IMAGEN 5, INCLUSIONES EN RADIOGRAFÍA	25
IMAGEN 6, CALIBRACIÓN POR ULTRASONIDO	27
IMAGEN 7, INDICACIÓN POR PARTÍCULAS MAGNÉTICAS	29
IMAGEN 8, INDICACIÓN POR LÍQUIDOS PENETRANTES	30
IMAGEN 9, COMPUESTO TIPO SÁNDWICH	32
IMAGEN 10, PANTALLAS MULTIMODO DE BONDMASTER 1000E+	33
IMAGEN 11, PITCH-CATCH MODE	34
IMAGEN 12, SETUP PITCH-CATCH RF	34
IMAGEN 13, SETUP PITCH-CATCH IMPULSE	35
IMAGEN 14, SETUP PITCH-CATCH SWEPT	36
IMAGEN 15, SETUP MIA	36
IMAGEN 16, RUN RESONANCIA	37
IMAGEN 17, CELDAS FIBRA DE VIDRIO Y NOMEX	40
IMAGEN 18, DIAGRAMA DE INGENIERÍA PATRÓN DE REFERENCIA	41
IMAGEN 19, DIMENSIONES DEL NÚCLEO	42
IMAGEN 20, ESPECIFICACIONES ARP 5606	43
IMAGEN 21, NÚCLEO DE FIBRA DE VIDRIO Y NÚCLEO DE NOMEX	44
IMAGEN 22, PROBETAS	44
IMAGEN 23, DIAMETROS	45
IMAGEN 24, DISEÑO NUCLEO 1	45
IMAGEN 25, DISEÑO NUCLEO 2	46
IMAGEN 26, DISEÑO NUCLEO 3	47
IMAGEN 27, AREA DE CORE SPLICE 1	47
IMAGEN 28, AREA DE CORE SPLICE 2	48
IMAGEN 29, AREA DE POTTED CORE 1	48
IMAGEN 30, AREA DE POTTED CORE 2	49
IMAGEN 31, GUIA PARA LA DETECCIÓN DE DISCONTINUIDADES	5250
IMAGEN 32, CALIBRACIÓN POR UT EQUIPO USM GO 1	56
IMAGEN 33, CALIBRACIÓN POR UT EQUIPO USM GO 2	56
IMAGEN 34, CALIBRACIÓN POR UT EQUIPO USM GO 3	57
IMAGEN 35, CALIBRACIÓN POR UT EQUIPO USM GO 4	57
IMAGEN 36, CALIBRACIÓN POR UT EQUIPO USM GO RECHAZO	58
IMAGEN 37, PITCH-CATCH MODO SWEPT CALIBRACIÓN 1	61
IMAGEN 38, PITCH-CATCH MODO RF CALIBRACIÓN 2	62
IMAGEN 39, PITCH-CATCH MODO IMPULSE CALIBRACIÓN 3	63
IMAGEN 40, RF SAMPLE	64
IMAGEN 41, PITCH CATCH MODO RF ÁREA CON DESPEGUE	65

IMAGEN 42, IMPULSE SAMPLE	65
IMAGEN 43, IMPULSE ÁREA CON DESPEGUE	66
IMAGEN 44, SWEPT SAMPLE	67
IMAGEN 45, SWEPT ÁREA CON DESPEGUE	67
IMAGEN 46, MODO “MIA” CALIBRACIÓN INICIAL	70
IMAGEN 47, MIA SAMPLE	70
IMAGEN 48, CALIBRACIÓN RESONANCIA 1	74
IMAGEN 49, RESONANCIA CALIBRACIÓN GENERAL	74
IMAGEN 50, RESONANCIA RECHAZO	75
IMAGEN 51, TAPÓN DE SEGURIDAD	78
IMAGEN 52, PRECALENTAMIENTO DE LA CONSOLA	78
IMAGEN 53, LETRAS DE PLOMO EN RADIOGRAFÍA	79
IMAGEN 54, PROCESO DE REVELADO	80
IMAGEN 55, INTERPRETACIÓN DE PLACAS RADIOGRÁFICAS	81

LISTA DE ANEXOS

ANEXO 1, AEROSPACE RECOMMENDED PRATICE 5606	86
ANEXO 2, EXPANSIÓN DE LA DELAMINACIÓN DE MATERIALES	104
ANEXO 3, CERTIFICADOS DE CALIBRACIÓN	106

LISTA DE TABLAS

TABLA 1, AREAS Y DIMENSIONES DEL NUCLEO Y LAS PIELES	39
TABLA 2, CALIBRACIÓN EQUIPO ULTRASONIDO SCAN A	55
TABLA 3, CALIBRACIÓN EQUIPO MODO SWEPT	60
TABLA 4, CALIBRACIÓN EQUIPO MODO RF	62
TABLA 5, CALIBRACIÓN EQUIPO MODO IMPULSE	62
TABLA 6, CALIBRACIÓN EQUIPO MODO MIA	69
TABLA 7, PARAMETROS PRECALENTAMIENTO RADIOGRAFIA	77
TABLA 8, PARAMETROS RADIOGRAFIA	79

GLOSARIO

CORRIENTES EDDY: las corrientes Eddy son generadas cuando un conductor atraviesa un campo magnético variable causando un flujo de electrones dentro del conductor, las Interrupciones en las líneas de corriente eléctrica (Corrientes de Eddy) se deben a la existencia de imperfecciones.

DEFECTO: Discontinuidad que no reúne los criterios.

DISCONTINUIDAD: Falta de continuidad o cohesión, interrupción intencional, o no en la estructura física o configuración de un componente.

ENSAYO ULTRASONIDO: es un método no destructivo en el cual un haz sónico de alta frecuencia es introducido en el material a inspeccionar para detectar discontinuidades internas y superficiales.

INDICACION: Respuesta o evidencia obtenida por un NDT.

INDICACIÓN FALSA: Indicación obtenida por un NDT causada por una indicación diferente una discontinuidad. La producen los equipos o una mala aplicación del NDT.

INDICACIÓN NO RELEVANTE: Indicación NDT que es causada en el componente por una condición o tipo de discontinuidad que no es rechazable.

INDICACION RELEVANTE: Indicación NDT que es causada en el componente por una condición o tipo de discontinuidad que requiere elevación.

INSPECCION VISUAL: Es el método más común de inspección, permite observar salpicaduras, existencia de cenizas, distorsiones por excesivo calentamiento, grietas, es adecuada para todos los materiales.

INTERPRETACION: Es la determinación de si una indicación es relevante, no relevante o falsa.

LIQUIDOS PENETRANTES: Analiza la superficie de una pieza, la superficie es recubierto por una solución coloreada o fluorescente.

PARTICULAS MAGNETICAS: Este método se lleva a cabo induciendo un campo magnético a un material ferromagnético, y entonces espolvoreando en la superficie partículas de hierro (ya sea seco o en una suspensión). Las imperfecciones superficiales modifican el campo y las partículas de hierro se concentran en los defectos.

RADIOGRAFIAS: Se requieren máquinas con fuentes de radiación que atraviesan el material y producen una “imagen negativa” en una película o film. La radiografía muestra la solidez interna de los materiales examinados. Las posibles imperfecciones se muestran como cambios en la densidad en la película de la misma manera que se aprecian los “huesos rotos”

TERMOGRAFIA: La existencia de imperfecciones alteran la velocidad de flujo térmico generando puntos calientes.

ACRONIMOS Y ABREVIATURAS

ARP: Aerospace Recommended Practices

ASTM: American Section of the International Association for Testing Materials.

CA: Corriente alterna.

END: Ensayos no destructivos.

KV: Kilovoltaje.

mA: miliamperaje.

MIA: mechanical impedance analysis

RF: Radio frecuencia.

SNT-TC-1A: Practice for Qualification and Certification of Nondestructive Testing Personnel

RESUMEN

La finalidad de este proyecto es evaluar mediante ensayos no destructivos un método óptimo para detectar delaminaciones y despegues en la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.

Se pretende crear un patrón de referencia con el fin de evaluar mediante ensayos no destructivos (radiografía, ultrasonido, MIA, pitch-catch, resonancia, inspección visual) las delaminaciones y despegues presentadas en ensayos simulados.

Para el desarrollo de esta tesis se hizo uso de la practica recomendada ARP5606 y el artículo titulado la expansión de la delaminacion de materiales compuestos publicado por la ASTM internacional; donde se expone sobre la norma WK30580.

Boeing ha descubierto un error de fabricación que provoca la delaminación en la sección de fuselaje en material compuesto de unos 787 Dreamliner. La empresa ya comenzó a inspeccionar todos los aviones construidos para encontrar el alcance de la cuestión pero ha aclarado que no existe preocupación sobre la seguridad a corto plazo aunque ya existe un plan de reparación para llevar a cabo la tarea de la manera más eficiente posible para corregirlas

Finalmente este proyecto se convertirá en un aporte que facilitara significativamente la inspección y ayudas para la reparación de la estructura evitando daños mayores a futuro.

1. PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

En los últimos años, algunos fabricantes junto con explotadores de servicios de aeronaves y helicópteros han notado, mediante mantenimiento preventivo delaminaciones y despegues, en secciones que contienen materiales compuestos. El problema de delaminaciones y despegues e inconsistencias en las estructuras y materiales de vehículos aéreos, como helicópteros, encamina a un proceso de pruebas a las que deben ser sometida cada una de las estructuras; las palas del rotor principal del helicóptero black hawk uh-60 para el caso estudiado en este proyecto. Las pruebas aplicadas a la estructura delaminada y despegada, por lo general, implica altos costos. El proceso de ensayos no destructivos (END), es uno de los principales métodos que se llevan a cabo para la realización de dichas pruebas y determinar el fin de la estructura en estudio. A pesar de que existen diversos métodos de END, al clasificar el despegue y la delaminación en su nivel de complejidad y saber cuál es la mejor solución, se debe realizar un método de inspección y un proceso que requiere tiempo suficiente para que el helicóptero o la aeronave no permanezca en tierra, interrumpiendo su proceso productivo. Por ésta razón se propone el siguiente proyecto.

¿Cómo localizar de manera efectiva los despegues y delaminaciones en estructuras tipo sándwich de las palas del rotor principal del helicóptero UH-60?

Debido a que los manuales no estipulan procedimientos para realizar un END, nace la posibilidad de desarrollar un patrón de referencia para encontrar un despegue y/o delaminación en las palas del rotor principal del helicóptero black hawk uh-60, que evite el largo y costoso proceso.

Los ensayos no destructivos (END) facilitarán significativamente la inspección y ayudas para la reparación de la estructura, evitando daños mayores a futuro.

Teniendo conocimiento acerca de los métodos de ensayos no destructivos (END) que se debe llevar a cabo con base al Patrón de referencia.

2. JUSTIFICACION

En muchos casos, los despegues y delaminaciones en las palas del rotor principal del helicóptero UH-60 no son perceptibles a la vista, ni a las ondas sonoras que son generadas por un TAP TESTING en algunos casos, debido al bajo índice de eficacia y a que se pretende garantizar un aseguramiento de calidad necesario para la inspección por delaminación y despegues, se realiza un proceso de ensayos no destructivos los cuales constan de inspección, pruebas y evaluación empleada en cualquier tipo de material sin alterar, cambiar u/o modificar sus propiedades físicas, químicas, mecánicas o dimensionales para determinar la falta o presencia de condiciones que podrían afectar la utilidad de la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.

Se efectuaran Ensayos no Destructivos; ultrasonido scan A, Ultrasonido (pitch-catch, análisis de impedancia mecánica, resonancia) radiografía e inspección visual, con el fin de evaluar mediante dichos ensayos delaminaciones y DISBONDS en la probeta simulada.

El hecho de tener un patrón de referencia para detectar delaminación y despegues de la pala del rotor principal del helicóptero UH-60 facilitaría la inspección de la estructura y conlleva a un ahorro de tiempo y costos de mantenimiento. Además, se clasificaría con mayor exactitud la dimensión del daño y la solución más pertinente.

3. OBJETIVOS

3.1 OBJETIVO GENERAL

Estandarizar mediante ensayos no destructivos cual es el método idóneo para la detección de despegues y delaminaciones estructurales que presente la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.

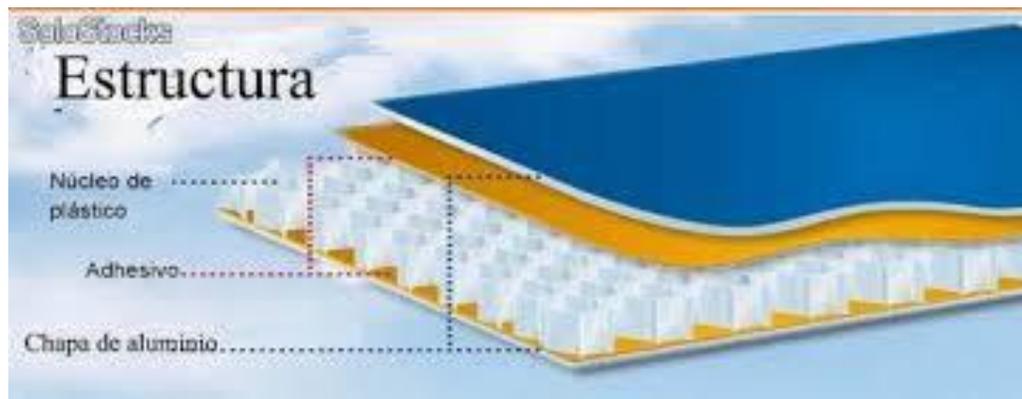
3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Construir un patrón de referencia para la evaluación de ensayos no destructivos (END) en la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.
- Crear procedimientos por cada método de inspección de ensayos no destructivos (END) para la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.

4. MARCO TEORICO

La aeronave **UH-60** es un helicóptero utilitario bimotor con un rotor de 4 palas, fabricado por la compañía **SIKORSKY** en el año 1979, cada pala está fabricada de un material compuesto tipo sándwich, organizado de la siguiente manera; aluminio-honeycomb-aluminio.

Imagen 1, Sándwich aluminio-honeycomb-aluminio



Fuente: FLORES, Arturo. El Honeycomb (Estructura De Panal) Como Refuerzo Estructural. Veracruz. p.3.

La primera estructura de HoneyComb fue construida por *Daedalus* con distintos materiales, desde el oro hasta la cera, la estructura interior y las cámaras secretas del domo del *Pantheon* en Roma es un cercano ejemplo de una estructura de panal (*honeycomb structure*).

Galileo Galilei discute en 1638 la resistencia de los sólidos huecos. “Arte, y aún más la naturaleza, hace uso de estos en miles de operaciones en las que aumenta la robustez sin añadir peso, como es visto en los huesos de las aves y tallos que son ligeros pero a la vez resistentes a la flexión y a la fractura”.

Robert Hook descubre en 1665 que la estructura natural de las células del corcho es similar a la estructura hexagonal de los panales de abeja.

Charles Darwin declara en 1859 que “Los panales de abeja, hasta donde podemos ver, es absolutamente perfecta la forma de economizar la labor de construcción y de la cera.”¹

Las estructuras *Honeycomb* son estructuras que son fabricadas en la naturaleza o por el hombre que tienen la geometría de un panal para permitir minimizar la cantidad de material para alcanzar el peso mínimo y el costo mínimo de material. La geometría de las estructuras de *honeycomb* pueden tener extensas variaciones pero todas estas estructuras tienen una característica en común y es que en todas tienen filas con celdas huecas separadas por paredes verticales muy delgadas. Las celdas comúnmente son en forma de columna y con una forma hexagonal.”²

Una estructura hecha con *honeycomb* provee la menor densidad y buenas propiedades de compresión y cortante.³

“Desde 1940 las estructuras *honeycomb* han sido fabricadas en diferentes materiales, así como la estructura *honeycomb* puede ser fabricada con casi cualquier hoja plana de algún material. Algunos de los materiales más comunes para su fabricación son:

Metálicos – aluminio, acero inoxidable, titanio,

No metálicos – fibra de vidrio, Nomex, papel *Kraft*.

También se fabrica inusualmente de otros materiales como el cobre, plomo, asbesto, kapton, Mylar and Kevlar. Un material nuevo es la fibra de carbono, con el que se produce la estructura *honeycomb* la cual tiene extremadamente altas propiedades mecánicas, especialmente por un núcleo no metálico. De hecho es el primer no metálico que tiene el mismo módulo de corte que el aluminio. La aleación más común de aluminio utilizada es el 3003 que se utiliza para el grado comercial.

¹ FLORES, Arturo. El Honeycomb (Estructura De Panal) Como Refuerzo Estructural. Veracruz. p.3.

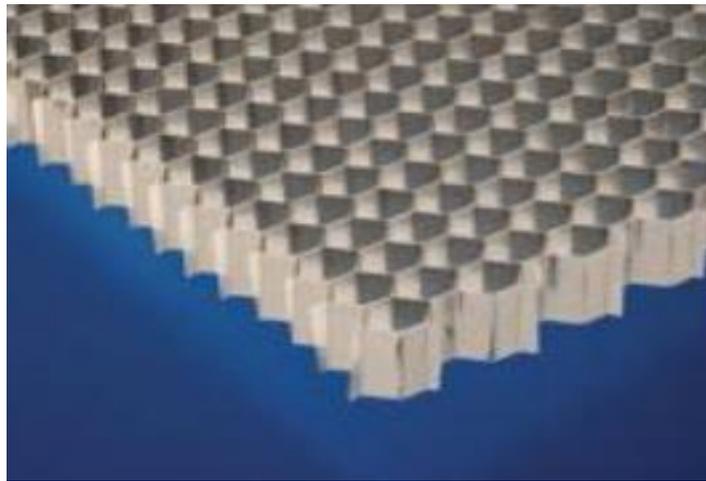
² Ibid., p.5

³ BITZER, T. - Honeycomb Technology Chapman & Hall, London (1997)

La aleación 2024 es usada para servicios que se encuentran grandes temperaturas, resiste 420°F (216°C), mientras que otras aleaciones de aluminio solo resisten hasta 350°F (177°C), El papel Nomex viene en grado comercial también, T-722 de grado 412, tiene ligeramente más abajo las propiedades mecánicas del aluminio pero no soporta los requerimientos de inflamabilidad.”⁴

El aluminio es uno de los materiales utilizados para la fabricación de HoneyComb.

Imagen 2, HoneyComb de aluminio



Fuente: FLORES, Arturo. El Honeycomb (Estructura De Panal) Como Refuerzo Estructural. Veracruz. p.9.

“La estructura honeycomb fabricada en un material liviano que ofrece una excelente fuerza y resistencia a la corrosión para la industria de la arquitectura y en el transporte.

Existe una variedad de grados para diversas aplicaciones de honeycomb fabricado en aluminio.

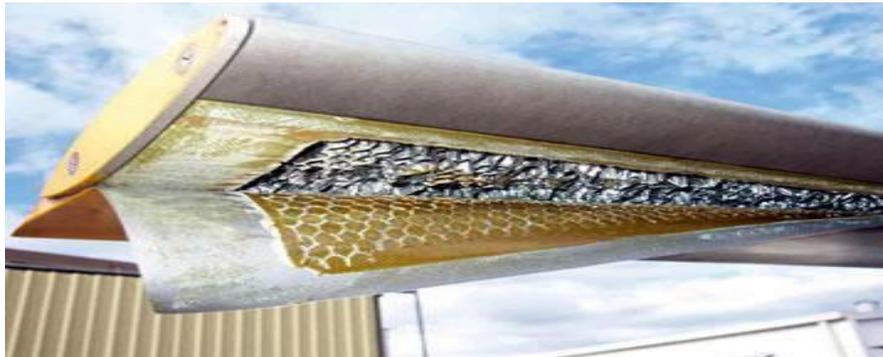
El grado comercial es una estructura honeycomb de bajo peso y que ofrece fuerza y resistencia a la corrosión y está fabricada con aleación de papel de aluminio. Las características de este material son su resistencia a las llamas, resistencia a la humedad, altamente conductor térmico, soporta temperaturas de hasta 350°F, de bajo peso y gran fuerza. Es utilizado para direccionar flujos de aire o de luz, absorción de energía, herramientas, paneles de para techos y pisos, entre otras aplicaciones.

⁴ FLORES, op. cit, p.8

El grado aeroespacial es una estructura honeycomb con un bajo peso que ofrece una fuerza y resistencia a la corrosión superior al grado comercial y está fabricada con aleación de papel de aluminio. Las características de este material es su resistencia a las flamas, excelente resistencia a la humedad y a la corrosión, soporta altísimas temperaturas y es de bajo peso y gran fuerza. Es utilizado para construir pisos de aviones, alas con misiles, cubiertas de ventilador, depósitos de combustible, componentes de fuselaje, palas de rotor de helicóptero, absorción de energía entre otros.”⁵

Con el fin de prevenir la delaminación de las palas del rotor principal de los helicópteros, la empresa **AIRWOLF AEROSPACE** especializada en la fabricación y producción de productos innovadores que reduzcan costos operativos, desarrollo una cinta protectora cubre el borde delantero de las palas de rotor, generando los siguientes beneficios; reducir riesgos de delaminación, previene la penetración de objetos extraños, esto sin causar pérdida en el rendimiento aerodinámico.

Imagen 3, Pala Rotor Principal

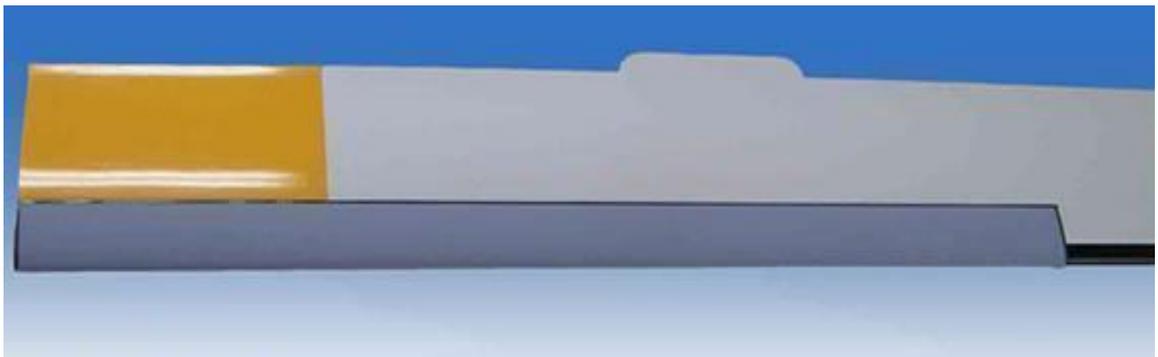


Fuente: AIRWOLF AEROSPACE. “Airwolf aerospace rotor blade protective tape”. {En línea}. {25 octubre de 2014} disponible en: (www.airwolfaerospace.com/products/stc-products-robinson-helicopters/)

⁵ FLORES, op. Cit, p.9

La cinta fue originalmente diseñada para el uso en los helicópteros Blackhawk y en CH-47, más adelante la cinta fue modificada para que fuera compatible con las palas del rotor del Robinson⁶.

Imagen 4, Cinta protectora, AIRWOLF AEROSPACE



Fuente: AIRWOLF AEROSPACE. "Airwolf aerospace rotor blade protective tape". {En línea}. {25 octubre de 2014} disponible en: (www.airwolfaerospace.com/products/stc-products-robinson-helicopters/)

El campo de ensayos no destructivos (END) constantemente está adquiriendo nuevas tecnología e innovando procedimientos con la finalidad de mejorar las inspecciones y el mantenimiento preventivo para reducir los riesgos de accidentalidad a causa de falla en los materiales, por esto la compañía **TECNATOM** presentó en octubre de 2014 algunas novedades en ensayos no destructivos en la **XI CONFERENCIA EUROPEA DE ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS** celebrada en Praga. **TECNATOM** presentó los siguientes documentos sobre innovación y mejora en procedimientos NDT;

- Detección de defectos en materiales conductores enterrados , tanto ferromagnéticas como no ferromagnéticas,

⁶ AIRWOLF AEROSPACE. "Airwolf aerospace rotor blade protective tape". {En línea}. {25 octubre de 2014} disponible en: (www.airwolfaerospace.com/products/stc-products-robinson-helicopters/)

- Escaneo Rápido y formación de hacer adaptable: algoritmos innovadores para mejorar la inspección ultrasónica,
- Desarrollos y soluciones de hardware y software para la obtención de un proceso de inspección no destructiva automatizados, integrados e industrial.⁷

En abril de 2011 **ASTM internacional** publicó un artículo titulado **la expansión de la delaminación de materiales compuestos**, ellos exponen allí sobre una norma de ASTM internacional que ayudara a predecir la propagación de la delaminación, esta norma es la WK30580 y describe según el investigador Ronald Krueger “un enfoque que los usuarios podrán seguir para desarrollar soluciones de referencia para el análisis de la expansión de la delaminación de materiales compuestos”⁸

⁷ INFODEFENSA.COM. “Tecnatom presenta en Praga sus novedades en ensayos no destructivos”. {En línea}. {25 octubre de 2014} disponible en: (www.infodefensa.com/es/2014/10/15/noticia-tecnatom-presenta-praga-novedades-ensayos-destructivos.html).

⁸ ASTM INTERNATIONAL STANDARDS WORLDWIDE – home. “La expansión de la delaminación de materiales compuestos”. {En línea}. {25 octubre de 2014} disponible en: (www.astm.org/SNEWS/SPANISH/SPMA11/d3002_spma11.html).

5. MARCO CONCEPTUAL

Los ensayos no destructivos (END) son pruebas practicadas a un material, sin alterar su forma, propiedades físicas, químicas o mecánicas; algunas pruebas practicadas son; radiografía, ultrasonido, termografía e inspección visual

5.1 Inspección Visual

Es uno de los métodos de las pruebas no destructivas usado para determinar fallos en estructuras, la inspección visual es el método más básico para observar defectos en las superficies del material, el ensayo visual es uno de los métodos comúnmente usados para materiales compuestos.

5.2 Pitch-catch

Es un método derivado de ensayo por ultrasonido, consiste en un instrumento digital que permite evidenciar indicaciones como despegues por medio de una sonda; esta transmite energía a la pieza y se refleja con un Ángulo distinto al inicial determinando así la profundidad del daño.

5.3 Impedancia Mecánica

Con este método es posible detectar anomalías mediante el análisis de la respuesta vibratoria de la estructura inspeccionada frente a un pequeño impacto con un martillo instrumentado. La impedancia mecánica es la relación entre la fuerza aplicada y la velocidad registrada en cabeza del martillo instrumentado.

5.4 Prueba Electromagnética

Este método se basa en las corrientes eléctricas (corrientes de Foucault), se generan en un material conductor por un campo magnético cambiante. La fuerza de estas corrientes se puede medir.

Los defectos en el material causan interrupciones en el flujo de las corrientes que muestran la presencia de un defecto en el material.

Las corrientes también se ven afectadas por la conductividad eléctrica y la permeabilidad magnética del material.

5.5 Radiografía

Se basa en la absorción de radiación electromagnética por parte de la estructura inspeccionada, así las diferencias de espesor o densidad en la estructura producen distintos grados de absorción de la radiación.

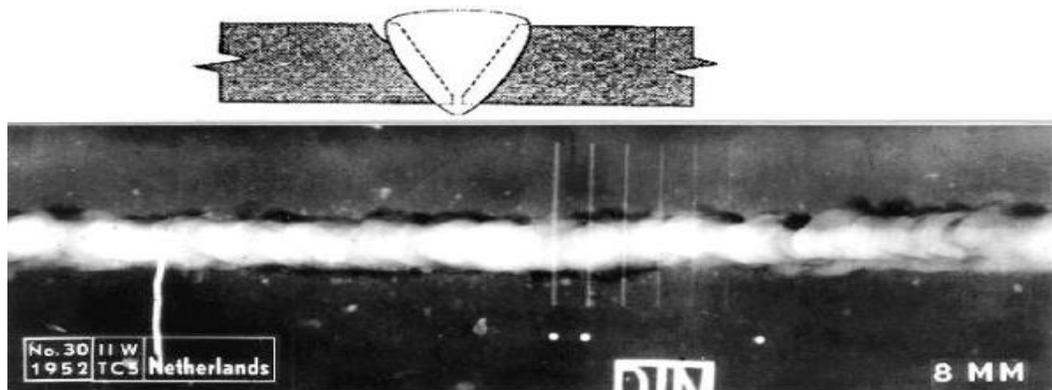
Este método implica el uso de gamma penetrante o radiación X en materiales para buscar defectos o examinar las características internas del mismo; un generador de rayos X o isótopo radiactivo se utiliza como la fuente de radiación.

En este proceso la radiación proporcionada a la estructura incide sobre una placa impregnada de una sustancia radio-impresionable, y así genera una imagen que es revelada por un método fotográfico, los defectos detectables y la capacidad de detección es directamente proporcional a la diferencia de espesor provocada por el defecto.

Es importante evaluar el tipo de material en el que se hace la prueba, se debe conocer la capacidad de absorción del material a la radiación, la densidad, el espesor, la cantidad de radiación que puede recibir y el tiempo de exposición a la radiación.

El resultado muestra las características internas y solidez de la pieza estudiada así como el espesor y la densidad, Los cambios en el material se indican como áreas más claras o más oscuras en la película; las áreas más oscuras en la radiografía representan huecos internos en el componente.

Imagen 5, Inclusiones En Radiografía



Fuente: Universidad de Pereira, metalografía, ensayos no destructivos {en línea}. {05 noviembre de 2010} disponible en: (<http://blog.utp.edu.co/metalografia/2010/11/05/ensayos-no-destructivos/>)

5.6 Rayos x

Es una radiación electromagnética penetrante, con una longitud de onda menor a la luz visible, con electrones a alta velocidad. Esta longitud de onda está entre los 10 nm hasta los 0,001 nm, entre menor es su longitud de onda mayor es la energía y el poder de penetración.

Los rayos X se producen siempre que se bombardea un material con electrones de alta velocidad. Gran parte de la energía de los electrones se pierde en forma de calor; el resto produce rayos X.

5.6.1 implementos de protección personal

- Lentes plomados
- Guantes plomados
- Delantales plomados
- Cuellos tiroideos
- Biombos plomados
- Vidrios plomados
- Protectores de bismuto
- Blindaje
- Disometría personal

5.7 Tubo de rayos x

Este tubo está en una carcasa protectora hecha en plomo, los rayos x producidos son emitidos en todas las direcciones con la misma intensidad, pero solo se usan los emitidos a través de una sección del tubo llamada ventana, estos rayos se conocen como haz útil, los rayos restantes son radiación de fuga.

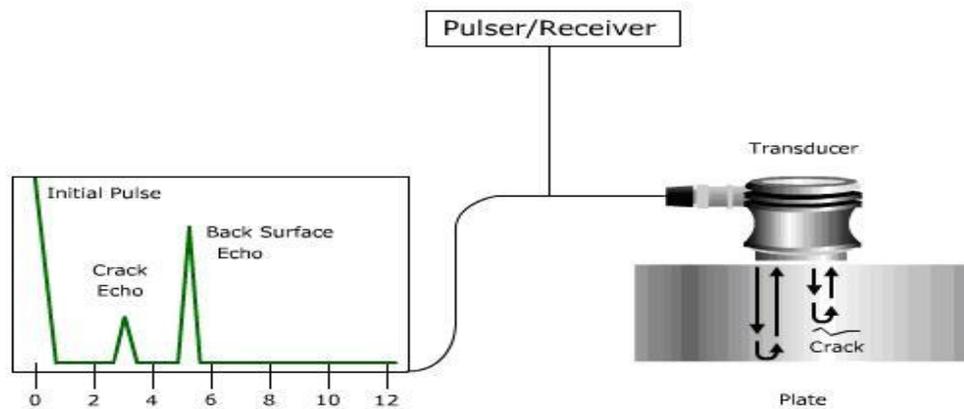
5.8 Ultrasonido

Es la aplicación de energía del sonido de alta frecuencia, la cual se propagan a través de la estructura y permiten realizar mediciones de las ondas reflejadas; el tiempo de emisiones de las ondas esta dado en microsegundos. Este método usa el principio físico de la difracción de las ondas ultrasónicas al incidir en una discontinuidad como puede ser una grieta, parte de la onda ultrasónica se refleja desde la superficie de la discontinuidad, y finalmente esta señal se transforma en el transductor y se muestra en una pantalla, detectando así las discontinuidades y defectos profundos, no abiertos a la superficie en el material inspeccionado.

La inspección ultrasónica se utiliza para: la detección de daños, evaluación, mediciones dimensionales, caracterización de materiales, entre otros. la

inspección de ultrasonido consta de varias unidades de funcionamiento, como son: dispositivo generador de impulsos que es el encargado de producir pulsos eléctricos de alta tensión, el transductor que genera energía ultrasónica de alta frecuencia.

Imagen 6, Calibración Por Ultrasonido



Fuente: global maintenance services, ultrasonido, UT Ultrasonic Testing {en línea}. disponible en: (<http://www.end-ndt.cl/ultrasonido.html/>)

Se considera ultrasonido aquellas oscilaciones de presión que poseen frecuencias por encima de la gama audible (ésto es, superior a 20 000 Hz).

El ensayo por ultrasonido es un método no destructivo, en el cual un haz sónico de alta frecuencia (125 KHz a 20 MHz) es introducido en el material a inspeccionar para detectar discontinuidades internas y superficiales. El sonido que recorre el material es reflejado por las interfaces y es detectado y analizado para determinar la presencia y localización de discontinuidades.

5.9 Ondas ultrasónicas

Son ondas mecánicas vibratorias, cuya frecuencia está por encima del espectro audible del oído humano (aproximadamente 20.000 Hz), es decir, más allá de las frecuencias audibles.

5.9.1 Tipos de ondas ultrasónicas

OI. Onda longitudinal: se propaga en tres medios.

OT. Onda transversal: se propaga en sólidos únicamente.

OR. Onda Rayleigh: se propaga en sólidos únicamente.

5.10 Termografía

Permite calcular temperaturas con exactitud y sin necesidad de contacto físico con la estructura inspeccionada. La termografía permite captar la radiación infrarroja del espectro electromagnético, utilizando cámaras termográficas. Se puede convertir la energía radiada detectada por la cámara termo gráficas en valores de temperaturas.

En la termografía, cada pixel corresponde a un valor de medición de la radiación respecto a un valor de temperatura.

5.11 Resonancia magnética

Este método es usado para detectar discontinuidades externas del material y para medir espesores, se emiten pulsos de ultrasonido y se debe recibir reflexiones procedentes de discontinuidades en el material, que son representadas en el osciloscopio en cada reflexión.

5.12 Partículas magnéticas

Las partículas magnéticas son un método que se practica a través de la inducción de un campo magnético en un material ferromagnético; las partículas son puestas sobre el material para luego quitar el polvo de la superficie con partículas de hierro; cuando en la superficie hay defectos, estos interrumpen el flujo del campo magnético, obligando a algunas partículas a filtrarse en la superficie, las partículas de hierro son atraídas y se concentran en los sitios de las fugas de flujo magnético, esto produce una indicación visible de la existencia de un defecto en la superficie del material.

Imagen 7, Indicación Por Partículas Magnéticas



Fuente: industrial soluciones estratégicas, partícula magnética, {en línea}. Disponible en: (http://www.siecurtos.com.br/particula_magnetica.html)

En la imagen 7 se evidencia un cordón formado por partículas de hierro que permiten identificar un defecto en el material.

5.12.1 Campos magnéticos

Es el espacio exterior del imán donde se ejerce la fuerza de inducción y está conformado por el conjunto de líneas de fuerza cuyo número y forma dependen del foco magnético o fuente que genera el campo.

5.12.2 Campo de fuga

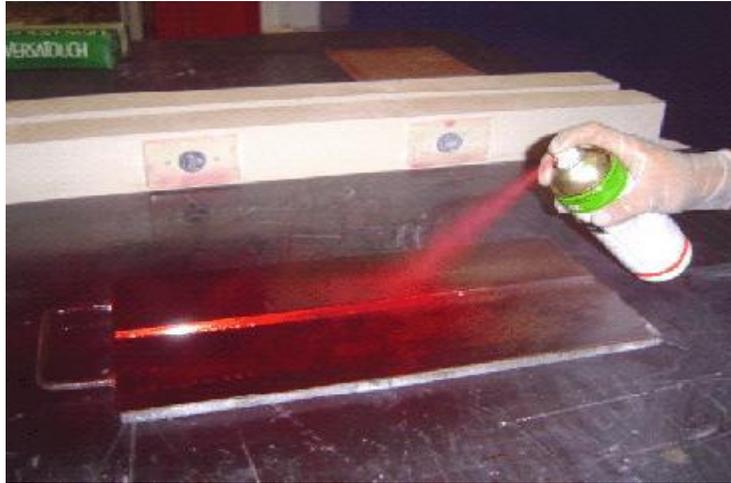
El método de partículas magnéticas consiste en la detección de campos de fuga, o sea los flujos dispersos, provocados por la formación de polos magnéticos a ambos lados de aquellas discontinuidades que interrumpen el camino de las líneas de fuerza

5.13 Líquidos Penetrantes

Este método de inspección consiste en recubrir la estructura estudiada con una solución que contiene un colorante visible o fluorescente, el exceso de solución se retira de la superficie de la estructura, un desarrollador se aplica para observar los defectos que evidenció el penetrante.

Con los colorantes fluorescentes y la luz ultravioleta se puede ver imperfecciones.

Imagen 8, Indicación Por Líquidos Penetrantes



Fuente: ensayos no destructivos, líquidos penetrantes, {en línea}. Disponible en: (http://ensayosnodedestructivos.mex.tl/1147276_l-liquidos-penetrantes.html)

Las indicaciones de color rojo en la imagen 8 representan un defecto en el componente.

Una falla vista en las palas del rotor principal del helicóptero UH-60 son los despliegues en la estructura tipo sándwich formada de material compuesto, para evidenciar dichos daños se aplican ensayos no destructivos que permitan evidenciar las delaminaciones y el efecto de las mismas.

Existen dos tipos básicos de líquidos penetrantes, fluorescentes y no fluorescentes; los líquidos penetrantes fluorescentes contienen un colorante que florece bajo la luz negra o ultravioleta y los líquidos penetrantes no fluorescentes contienen un colorante de alto contraste bajo luz blanca.

Los líquidos penetrantes deben tener las siguientes características;

- Habilidad para penetrar orificios y aberturas muy pequeñas y estrechas.
- Habilidad para permanecer en aberturas amplias.
- Habilidad de mantener color o la fluorescencia.

- Habilidad de extenderse en capas muy finas.
- Resistencia a la evaporación.
- De fácil remoción de la superficie.
- De difícil eliminación una vez dentro de la discontinuidad.
- De fácil absorción de la discontinuidad.
- Atoxico, incoloro, no corrosivo, anti inflamable, estable bajo condiciones de almacenamiento.

5.14 Delaminación

Es la separación de las capas en un laminado. El laminado es una lámina de material que se ha creado juntando capas finas, o capas de tejido, y pegándolas entre sí. La delaminación puede ocurrir localmente, en un área pequeña del laminado o puede afectar el laminado completo.

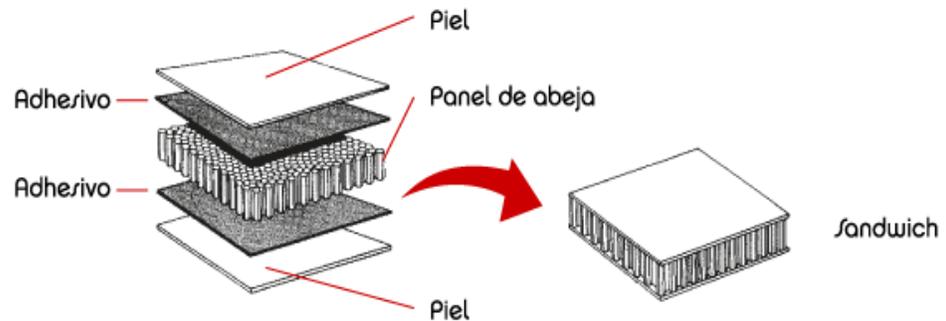
5.15 Materiales Compuestos

Se entiende por materiales compuestos aquellos formados por dos o más materiales distintos sin que se produzca reacción química entre ellos, la unión de los dos materiales genera la combinación de propiedades que no es posible obtener en los materiales originales; propiedades como rigidez, resistencia, peso, rendimiento a alta temperatura, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad entre otras. Se considera un material compuesto cuando este se compone de materiales distinguibles físicamente y separables mecánicamente; Sus propiedades mecánicas son superiores a las propiedades de sus componentes.

5.16 Estructuras sándwich

Las estructuras sándwich son aquellas formadas por la adhesión de dos caras, pieles o revestimientos relativamente delgados a un núcleo central espeso y de baja densidad. Entre las pieles y el núcleo puede o no existir, dependiendo del proceso de fabricación, sendas capas de adhesivo, en forma de película.

Imagen 9, Compuesto Tipo Sándwich



Fuente: tecnoenpol, compuesto tipo sándwich, {en línea}. Disponible en: (http://www.tecnoenpol.com/panel_poliester.html)

5.17 BONDMASTER 1000E+

Es un instrumento versátil multimodo completo que ofrece emisión y recepción, permite seleccionar el método idóneo para una aplicación particular y para inspeccionar una amplia variedad de materiales compuestos. Su alto rendimiento, peso ligero, resistente y durabilidad hacen que sea la opción ideal para aplicaciones relacionadas a la fabricación, el mantenimiento y la reparación de materiales compuestos.

El BondMaster 1000e + usa tecnología para configurar automáticamente el instrumento cuando se conecta una sonda. Una variedad de sondas están disponible para cada uno de la pruebas.

5.17.1 Especificaciones

Entradas y Salidas

- Sonda de conector: 11 pines Fisher
- Salidas analógicas: Señales: ± 5 V, ajustable offset, no se ve afectado por los controles de posición o función de zoom.

Alimentación:

Conector de 7 pines para cargar la batería interna y operar el instrumento de alimentación de CA

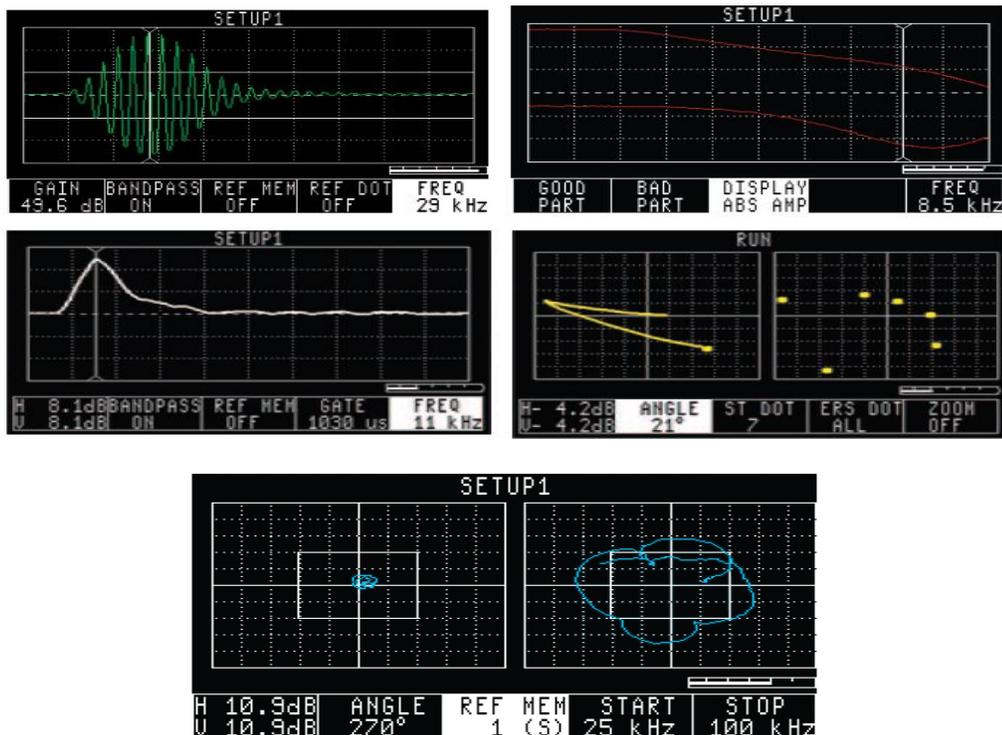
Requisitos de alimentación:

85 V a 240 V, 50 Hz a 60 Hz de corriente.

Duración de la pila:

6 h hasta las 8 h (nominal, según la configuración)

Imagen 10, Pantallas Multimodo De BONDMASTER 1000E+



Fuente, Bondmaster 1000e+ Guide manual generic

5.17.1.1 configuración de sonda

Cuando hay una sonda conectada a la BondMaster 1000e +, el instrumento es automáticamente configurado para el tipo de sonda.

Los cinco métodos de inspección son pitchcatch son:

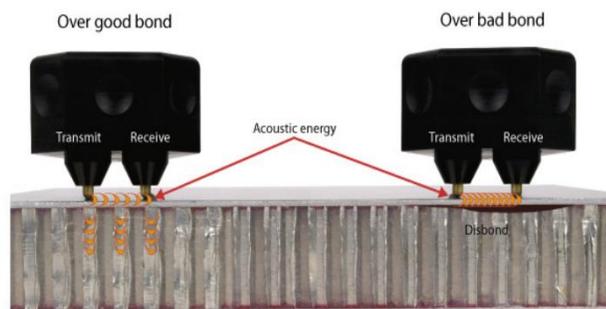
- (RF, impulsos y barrido), (análisis de la impedancia mecánica MIA)
- (análisis de la impedancia mecánica)
- resonancia

5.17.2 Pitch-Catch RF:

Mide la amplitud y cambios de fase, utilizando una corta ráfaga de energía para detectar la falta de adherencia. Muestra información en un vector y no requiere acoplador

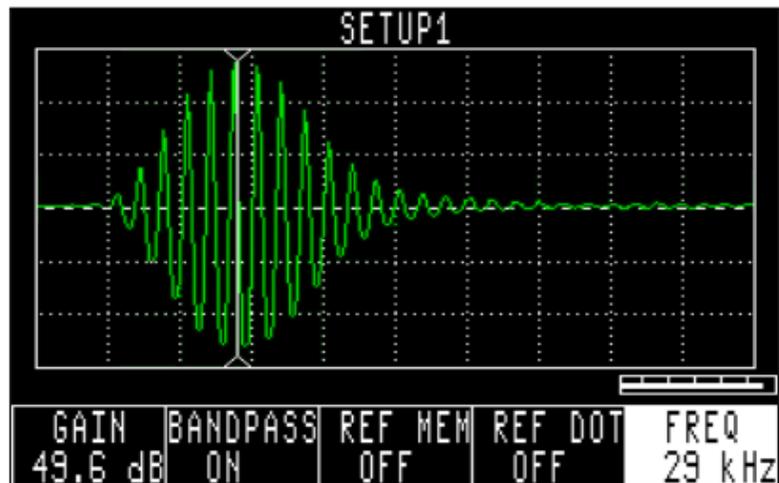
Imagen 11, Pitch-Catch Mode

Pitch-Catch Mode



Fuente: Bondmaster guide for olympus

Imagen 12, Setup Pitch-Catch RF



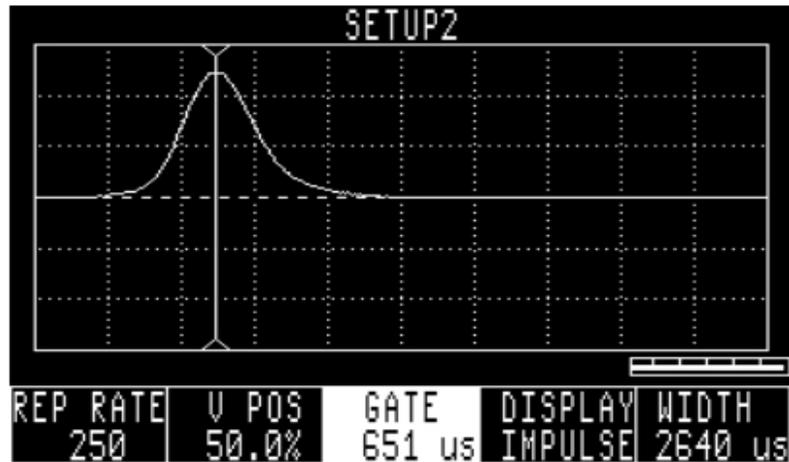
Fuente: Bondmaster guide for Olympus

En la imagen 12 se observa en la pantalla del equipo de ultrasonido en modo RF el hallazgo de una discontinuidad.

5.17.3 Pitch-Catch Impulse:

Medidas de amplitud y cambios de fase utilizando una corta ráfaga de la energía para detectar la falta de adherencia. Muestra la información en una pantalla y no requiere acoplador.

Imagen 13, Setup Pitch-Catch Impulse



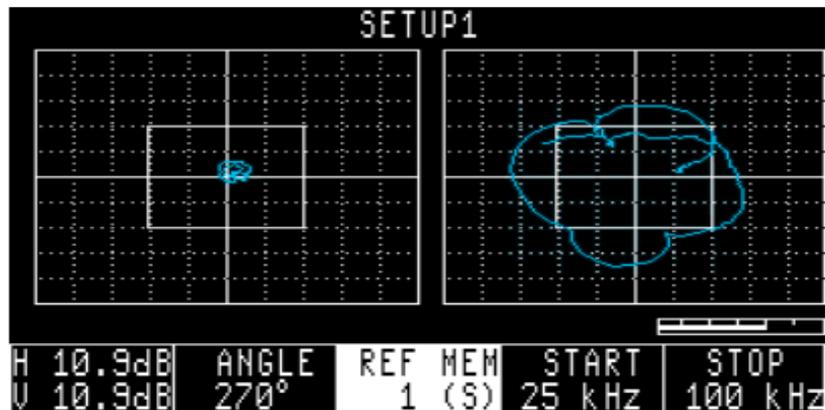
Fuente: Bondmaster guide for olympus

En la imagen 13 se observa en la pantalla del equipo de ultrasonido en modo impulse el hallazgo de una discontinuidad.

5.17.4 Pitch-Catch Swept:

Medidas de amplitud y cambios de fase usando una frecuencia de método de barrido para detectar la falta de adherencia. No requiere acoplante (5 kHz a 100 kHz).

Imagen 14, Setup Pitch-catch Swept



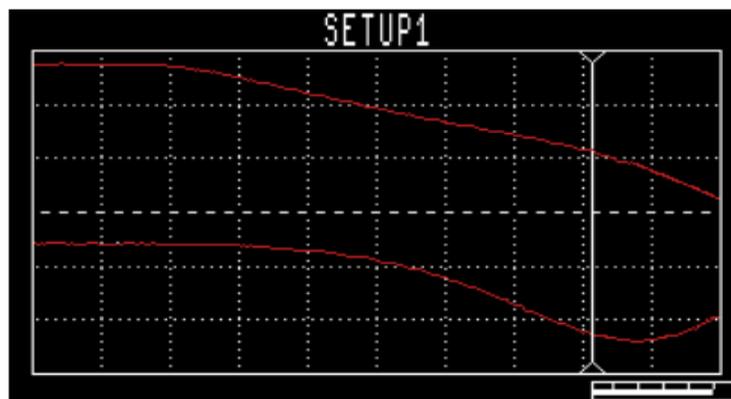
Fuente: Bondmaster guide for Olympus

En la imagen 14 se observa en la pantalla del equipo de ultrasonido en modo swept el hallazgo de una discontinuidad en la parte izquierda, y en parte derecha de la imagen una inspección sin daños.

5.17.5 MIA:

Mide las características de rigidez del material a prueba, genera ondas sonoras audibles en la pieza de ensayo. La salida es medida tanto en fase como en amplitud. No requiere acoplador.

Imagen 15, Setup MIA



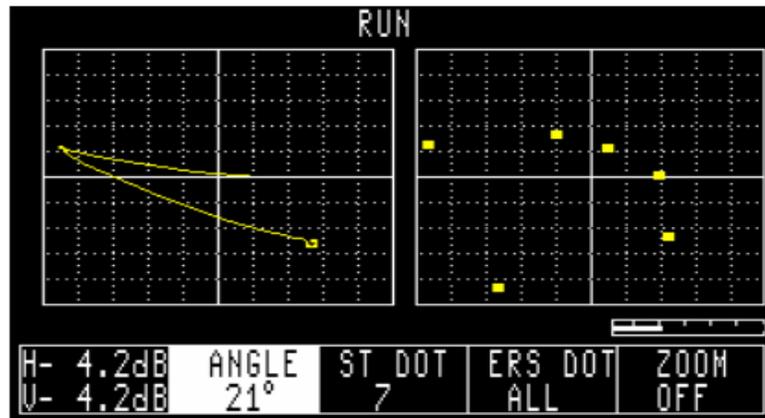
Fuente: Bondmaster guide for Olympus

En la imagen 15 se observa en la pantalla del equipo de ultrasonido por procedimiento MIA el hallazgo de una discontinuidad en la parte inferior, y en parte superior de la imagen una inspección sin daños

5.17.6 Resonancia:

Detecta la falta de adherencia por los cambios en la fase y la amplitud de la resonancia de la sonda. Requiere acoplador.

Imagen 16, Run Resonancia



Fuente: Bondmaster guide for olympus

En la imagen 16 se observa la inspección por resonancia en la cual el área a inspeccionar tiene 5 capas como se ve en la parte izquierda de la imagen, el la parte derecha de la imagen se puede observar la inspección.

6. DISEÑO METODOLÓGICO PRELIMINAR

La investigación se va a llevar a cabo principalmente mediante un proceso de ensayos aplicados a un patrón de referencia previamente fabricado bajo la norma **ARP5606 *Unlimited Release*** de junio de 2004. El patrón de referencia va a tener despegues y delaminaciones simuladas con diferentes tolerancias. Al ser puesta a prueba en los diferentes métodos de ensayos no destructivos (END) se tendrá en cuenta el comportamiento del patrón de referencia y finalmente el resultado del proceso aplicado para determinar el método de inspección al que debe ser sometida para su detección.

Este proyecto se diseñó para las palas del rotor principal del helicóptero UH-60 con composición compuesta tipo sándwich de núcleos en fibra de vidrio o Noméx y un laminado formado por tres capas pre impregnadas de fibra de vidrio.

6.1 Tipo de investigación

La investigación que se llevará a cabo para la finalidad de éste proyecto es de carácter cuantitativo documental y experimental por la cual se identificara la propiedad y composición del patrón de referencia; se explicará cómo encontrar delaminaciones y despegues en la pala del rotor principal del helicóptero UH-60 y de esta manera se mostraran detalladamente cada una de los métodos aplicados.

Las etapas determinadas para realizar el proyecto son; la construcción de un patrón de referencia para la simulación de delaminaciones y despegues, procedimientos de inspección de ensayos no destructivos.

7. CONSTRUCCIÓN DEL PATRÓN DE REFERENCIA

El procedimiento de la construcción del patrón de referencia de la pala del helicóptero Black Hawk UH-60, está basado en la (práctica recomendada aeroespacial) ARP 5606, donde se exponen los estándares de referencia para inspecciones no destructivas en estructuras de compuestos, por medio de la construcción de este patrón de referencia, dentro de los cuales incluye simulación de defectos por delaminación y despegues.

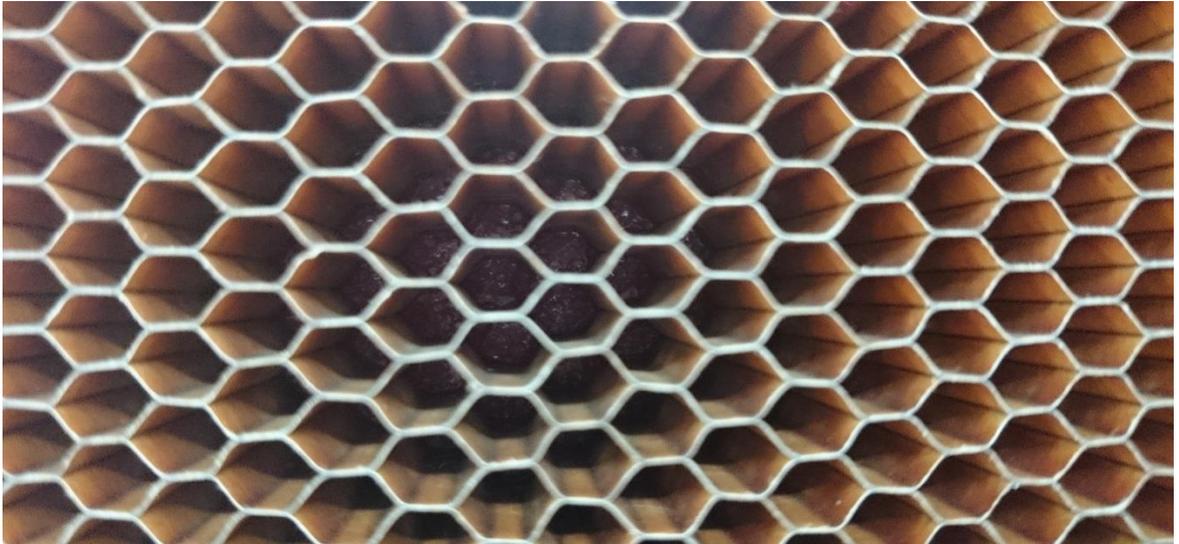
El patrón de referencia que el equipo construyo es igual a la configuración de la pala del black hawk UH-60 en las secciones donde usualmente se evidencian las discrepancias, basado en los siguiente diagramas.

1. Identificar las áreas y dimensiones del núcleo y las pieles

Tabla 1, Areas y Dimensiones del Nucleo y Las Pieles

Material	Tamaño de la celda	Densidad de la celda	Honeycomb
Nomex	3/16 inch	3 lb/ft ³	¾ inch
Fibra de vidrio	3/16 inch	4 lb/ft ³	¾ inch

Imagen 17, Celdas Fibra De Vidrio Y Nomex

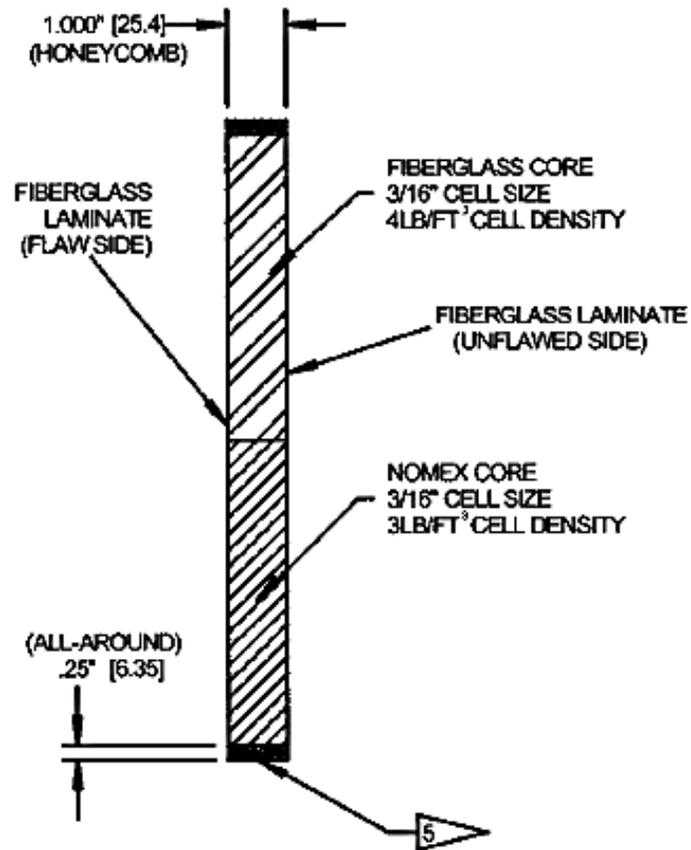


Fuente: Autor Del Proyecto

7.1 AREAS Y DIMENSIONES

7.2 AREAS Y DIMENSIONES DEL NUCLEO

Imagen 19, Dimensiones Del Núcleo



Fuente: Práctica recomendada ARP 5606

En la imagen 19 se observa los materiales, sus densidades y su tamaño de celda que la práctica recomendada ARP 5606 recomienda para fabricar el patrón de referencia.

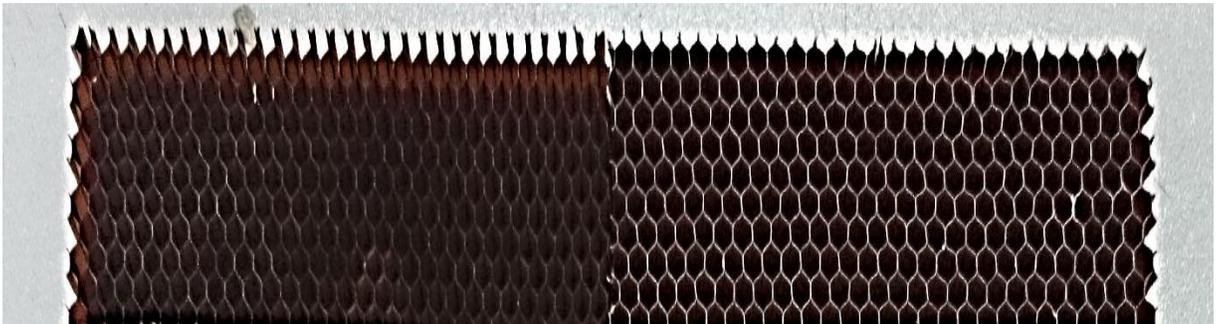
Imagen 20, Especificaciones Practica Recomendada ARP 5606

1. THERE WILL BE FOUR FIBERGLASS SPECIMENS, FABRICATED USING THIS DESIGN, EACH WITH DIFFERENT THICKNESS LAMINATES. THE NUMBER OF PLYS FOR THE DIFFERENT THICKNESSES WILL BE 3, 6, 9, AND 12. ONE SIDE WILL CONTAIN FLAW INSERTS AND THE OTHER SIDE WILL REMAIN UNFLAWED.
2. THE MACHINE CORE IS TO PRODUCE SKIN-TO-CORE DISBONDS, FABRICATE PER SECTION 3.1.4 OF THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
3. PILLOW INSERTS ARE TO PRODUCE INTERPLY DELAMINATIONS, FABRICATE PER SECTION 3.1.4 OF THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
4. MARK THE FIBERGLASS SKIN SPECIMEN NOS. USING A METHOD THAT IS PERMANENT. THE NOS. SHALL BE CHRS-1-3 FOR 3-PLY, CHRS-1-6 FOR 6-PLY, CHRS-1-9 FOR 9-PLY AND CHRS-1-12 FOR 12 PLY. LOCATE APPROXIMATELY AS SHOWN USING .25" [6.35] HIGH CHARACTERS.
5. NOTE AFTER CURING, THE EDGES OF HONEYCOMB ARE ROUTED TO MAKE DIMENSIONS LESS THAN THE LAMINATE (SKIN). THE EDGES ARE SEALED AS PER SECTION 3.1.5 IN THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
6. MARK THE TOP SURFACE OF SPECIMENS WITH 1.000" [25.4] DIA CIRCLE AT THE FLAW LOCATIONS. THESE MARKINGS (6X) SHOULD BE PERMANENT AND WITHIN $\pm .020$ [.51] OF THE ACTUAL FLAW LOCATION.
7. DIMENSIONS ARE IN INCHES AND [] MILLIMETERS.
8. APPLY TWO PIECES OF CLOSED CELL ADHESIVE FOAM TAPE 1.00" [25.4] IN DIAMETER APPROXIMATELY AS SHOWN ON FAR SIDE. THE TAPE WILL BE REMOVED AFTER THE SPECIMEN ACCEPTANCE TESTING (THROUGH-TRANSMISSION ULTRASONICS) IS COMPLETED. FOR MORE INFORMATION SEE SECTION 3.2 IN THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
9. TOLERANCES TO BE AS FOLLOWS UNLESS OTHERWISE SPECIFIED $.XXX \pm .010$ [.254] AND $.XX \pm .05$ [1.27].

Fuente: Práctica recomendada ARP 5606

En la imagen 20 la Practica recomendada ARP 5606 muestra las especificaciones y el paso a paso de la fabricación del patrón de referencia de la pala del rotor principal del helicóptero UH-60.

Imagen 21, Núcleo de fibra de vidrio y Núcleo de Nomex



Fuente: Autor Del Proyecto

En la imagen 21 se observa la fabricación de honeycomb por los autores del proyecto, en la parte derecha de la imagen se observa el núcleo en material noméx y en la parte izquierda de la imagen el núcleo en material fibra de vidrio.

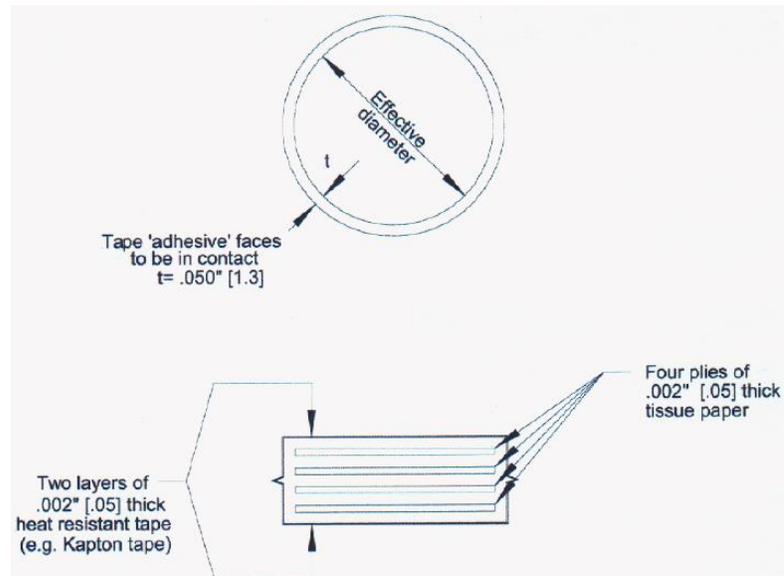
Imagen 22, Probetas



Fuente: Autor Del Proyecto

En la imagen 22 observan los dos núcleos de honeycomb con la capa de fibra de vidrio inferior.

Imagen 23, Diametros



Fuente: Práctica recomendada ARP 5606

En la imagen 23 se muestra el inserto de 0.050 pulgadas de espesor y 1 pulgada de diámetro efectivo, el cual se va a introducir dentro de la fibra de vidrio para simular la delaminación entre las capas.

Imagen 24, Diseño Nucleo 1

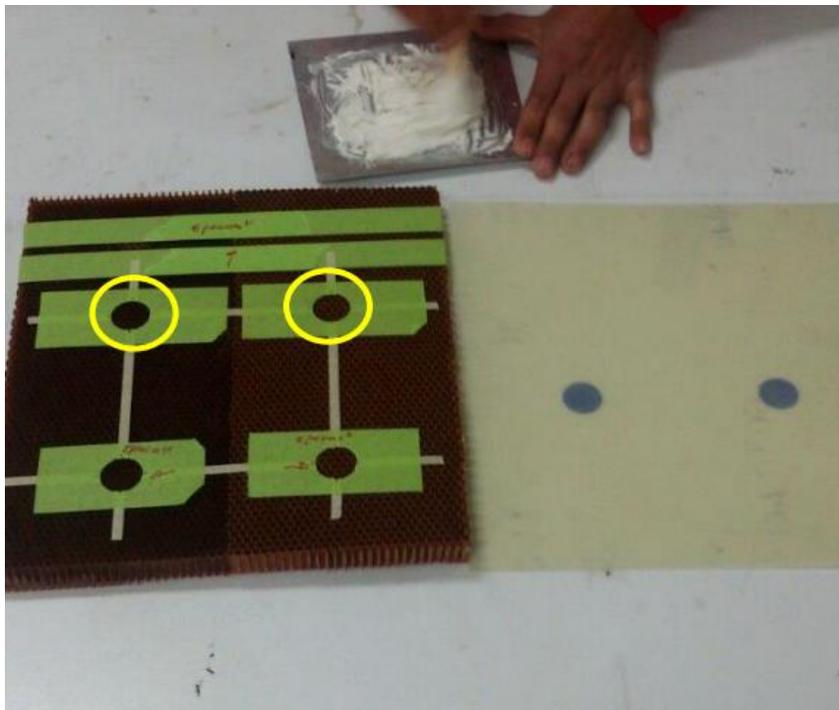


Fuente: autor del proyecto

En la imagen 24 se muestra la fibra de vidrio con 2 insertos hechos en cintas resistentes al calor para simular la delaminación entre capa.

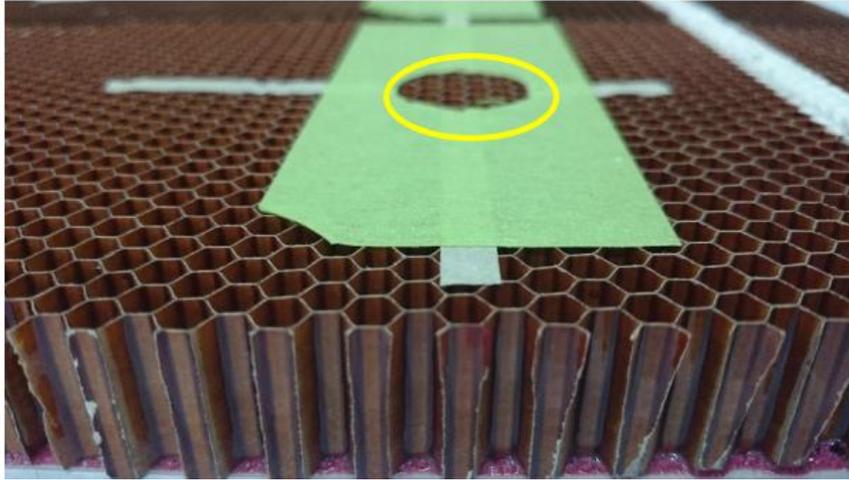
3. en la imagen 25 se observa que se realizó un maquinado en los dos núcleos con profundidad de 0.250 pulgadas y 1 pulgada de diámetro efectivo, los cuales se subrayan con color amarillo de forma circular en la imagen 25 e imagen 26, este maquinado se ejecutó para que genere un vacío en el material y de esta manera se pueda simular el despegue en la estructura tipo sándwich.

Imagen 25, Diseño Nucleo 2



Fuente: autor del proyecto

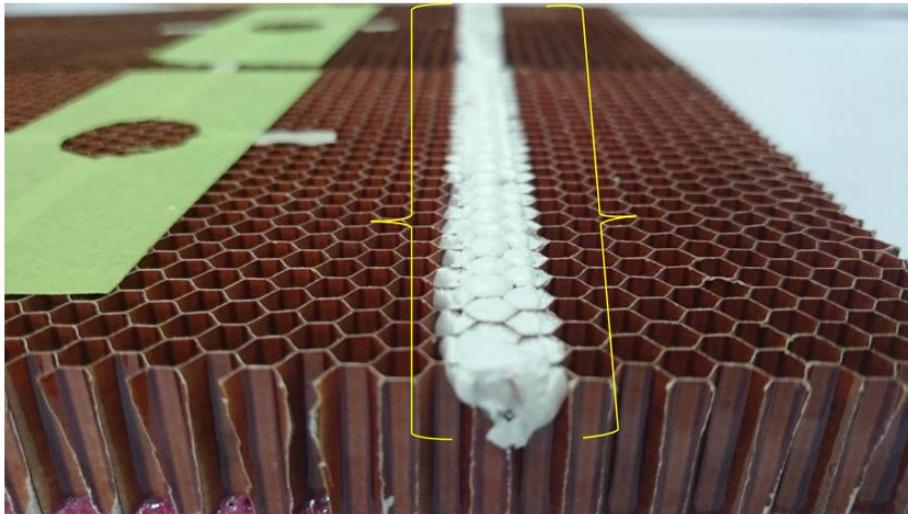
Imagen 26, Diseño Nucleo 3



Fuente: autor del proyecto

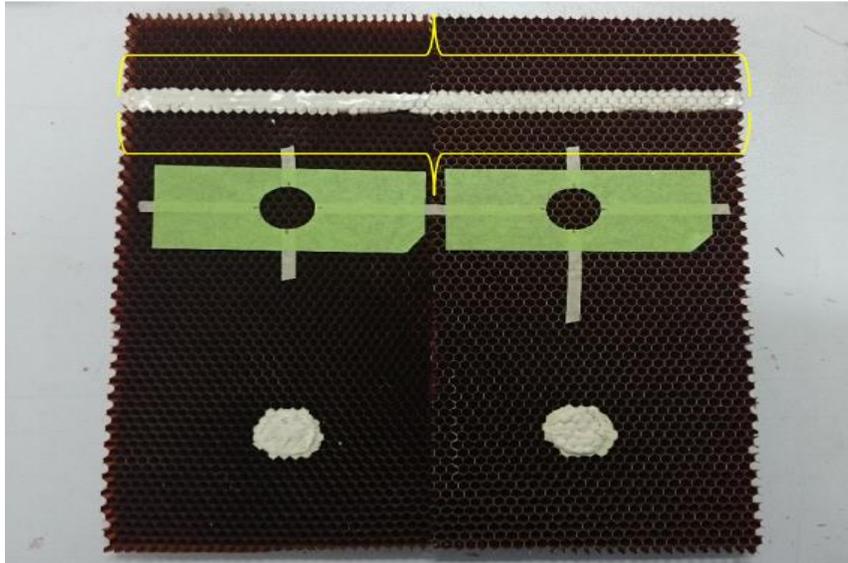
4. en la imagen 27 y 28 El área que se localiza entre paréntesis de color amarillo, se denomina core splice, para su construcción se aplicó un adhesivo de foaming a través de todo el núcleo.

Imagen 27, Area De Core Splice 1



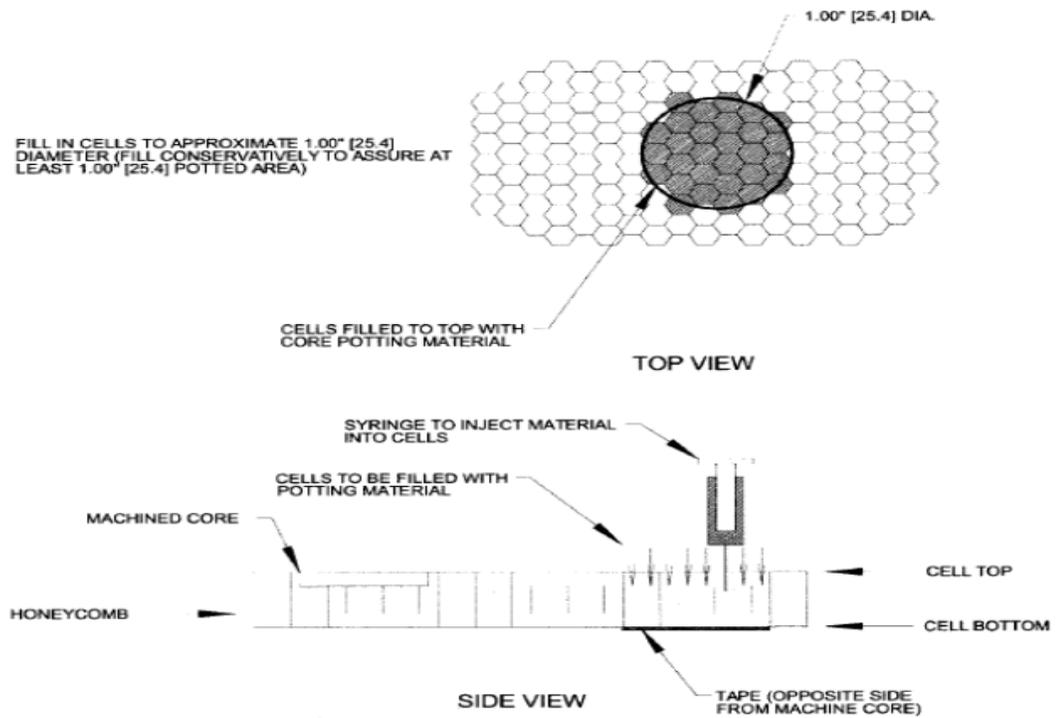
Fuente: autor del proyecto

Imagen 28, Area De Core Splice 2



Fuente: autor del proyecto

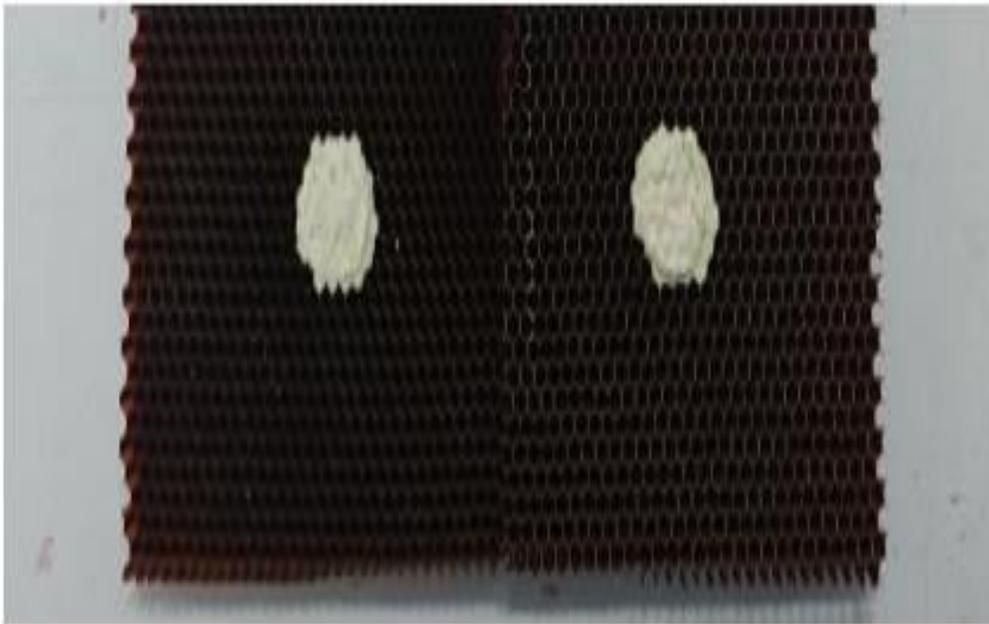
Imagen 29, Area De Potted Core 1



Fuente: Práctica recomendada ARP 5606

5. En la imagen 29 y 30 representa el potted Core, consiste en rellenar la celda de honeycomb con un diámetro efectivo de 1 pulgada. Este fue incluido como una herramienta para interpretar las señales de END.

Imagen 30,Area De Potted Core 2



Fuente: autor del proyecto

8. PROCEDIMIENTOS DE INSPECCIÓN

8.1 PROCEDIMIENTO INSPECCIÓN VISUAL / BLADEUH60-VT-001

Este procedimiento proporciona la información técnica y pasos necesarios requeridos para desarrollar inspecciones visuales directas sobre la pala del black hawk UH-60 en las configuraciones tipo sándwich fibra de vidrio-Nomex-fibra de vidrio.

8.1.1 Alcance

La inspección visual es el método de ensayos no destructivos utilizando el ojo, ya sea solo o con diversas ayudas, para detectar y evaluar discontinuidades abiertas a la superficie, despegues o delaminaciones aparentes para detectar errores en procesos de fabricación u/o mantenimiento, para obtener mayor información acerca de las condiciones del componente.

8.1.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección visual directa, los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,
- Advisory Circular 43-204 Visual Inspection For Aircraft.

8.1.3 Visual, Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección visual directa los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Espejos de inspección,
- Ayudas Ópticas (Magnificadores),
- Sistemas de iluminación,
- Calibradores,
- Otros instrumentos visuales y ópticos.

8.1.4 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.1.5 Procedimiento De Inspección Visual Directa

Generalmente los procedimientos de inspección visual directa para ser desarrollados serán especificados por los fabricantes de la aeronave, manuales de mantenimiento, manuales de *overhaul*, y/o prácticas estándar.

Los siguientes pasos dan instrucciones genéricas para desarrollar una inspección visual directa:

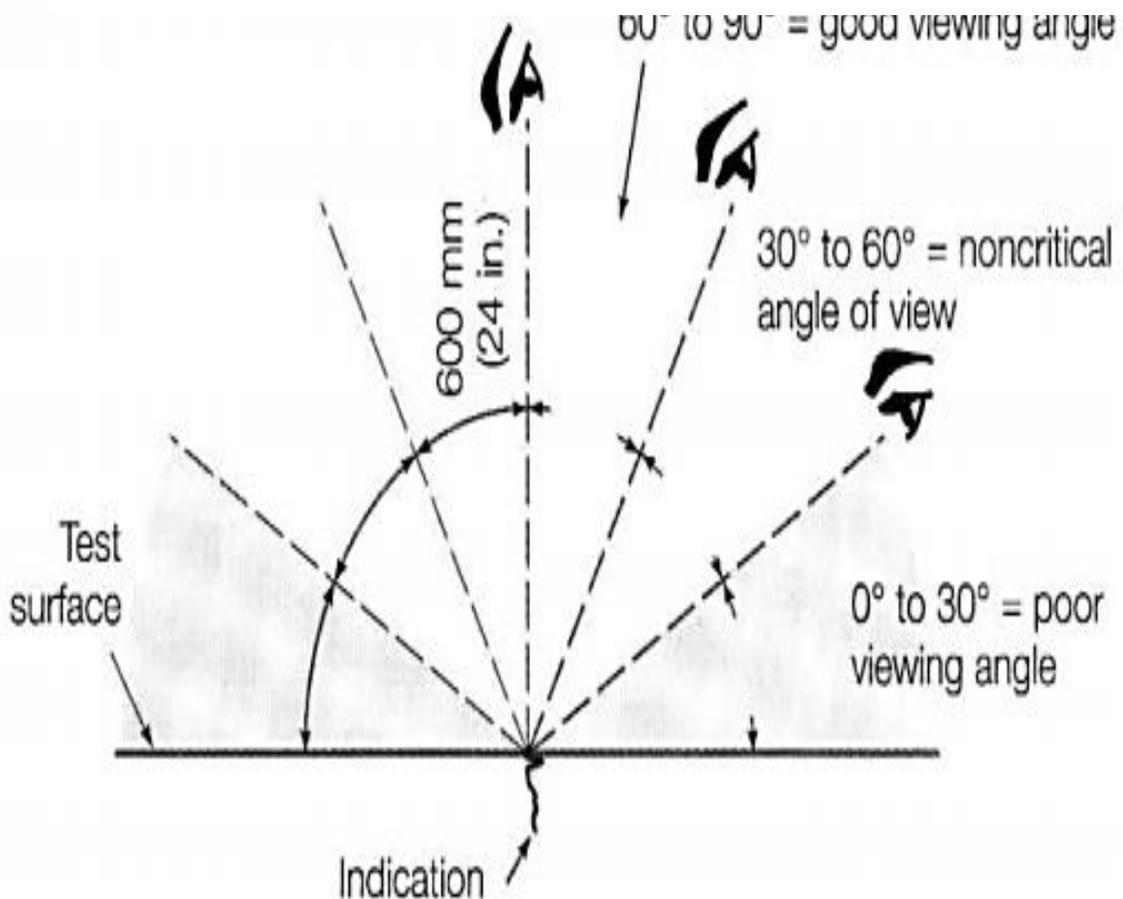
- a) Lea y entienda las precauciones y advertencias en las secciones del manual que están afectadas para la inspección.
- b) De acuerdo al manual del fabricante realice la ubicación necesaria para la inspección (ej: Estación (STA), *Water Line* (WL), *Wing buttock Line* (WBL), *Frames* (Fr), *Stringer* (Str) u otra designación por el fabricante.
- c) Para desarrollar una inspección visual efectiva el personal de inspección debe conocer el componente y las normas pertinentes.
- d) Tome las medidas de precaución necesarias para garantizar que los procedimientos que pueden afectar negativamente a la inspección visual (por ejemplo, limpieza, pintura y desmontaje) no se realicen antes del proceso de inspección.
- e) Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes.

f) Utilice ayudas Visuales y ópticas como magnificadoras, linternas y espejos.

PRECAUCION: LOS ESPEJOS CON CURVATURAS PUEDEN DISTORSIONAR FORMA Y TAMAÑO DE UN ESPÉCIMEN, NO DEBEN SER UTILIZADOS.

g) Para objetos vistos a través de espejos se recomienda que el ojo debe estar dentro de 600mm (24 pulgadas) de distancia del objeto y posicionando; a un ángulo no menor a 30° de la superficie de inspección.

Imagen 31, Incidencia Del Ángulo De Reflexión Para La Detección De Discontinuidades



Fuente: AC 43 204 Federal aviation administration

La imagen 31 nos muestra cómo se debe realizar una inspección visual de alta calidad según la FAA y su circular AC43 204

h) Cuando se busca defectos abiertos a la superficie se recomienda hacerlo con una linterna, la luz debe ser dirigida entre 5° - a - 45° , el ángulo de la intensidad de la luz no debe ser dirigido como un ángulo de reflexión hacia los ojos.

i) Después de desarrollar las inspecciones visuales necesarias en el componente, debe dejarlo en las condiciones iniciales recomendadas por el fabricante.

8.2 ULTRASONIDO

8.2.1 Ultrasonido Scan A

Es la aplicación de energía del sonido de alta frecuencia, la cual se propagan a través de la estructura y permiten realizar mediciones de las ondas reflejadas; el tiempo de emisiones de las ondas esta dado en microsegundos.

8.2.1.1 Alcance

La inspección ultrasónica se utiliza para: la detección de daños, evaluación, mediciones dimensionales, caracterización de materiales, despegues, delaminaciones, entre otras, la inspección de ultrasonido consta de varias unidades de funcionamiento, como son: dispositivo generador de impulsos que es el encargado de producir pulsos eléctricos de alta tensión y el transductor que genera energía ultrasónica de alta frecuencia.

8.2.1.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección por ultrasonido los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,
- ASTM 587

8.2.1.3 Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección por ultrasonido los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Equipo de ultrasonido USM GO o equivalente
- Palpador de 10 Mhz de ¼
- Cable pin lemo 00
- Acoplante ultragel de **sonotech**

8.2.1.4 Horas Hombre

Aproximadamente 1 hora es requerida para desarrollar las evaluaciones del método de ultrasonido en el patrón de referencia. Este tiempo es en condiciones ideales, puede diferir de acuerdo a las facilidades y el entrenamiento del personal.

8.2.1.5 Herramientas Especiales

Ninguna.

8.2.1.6 Personal

El desarrollo de esta inspección será ejecutado por un individuo Nivel II, o un Nivel I especial de acuerdo a la práctica recomendada SNT-TC-1A, o equivalente.

8.2.1.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.2.1.8 Paso A Paso

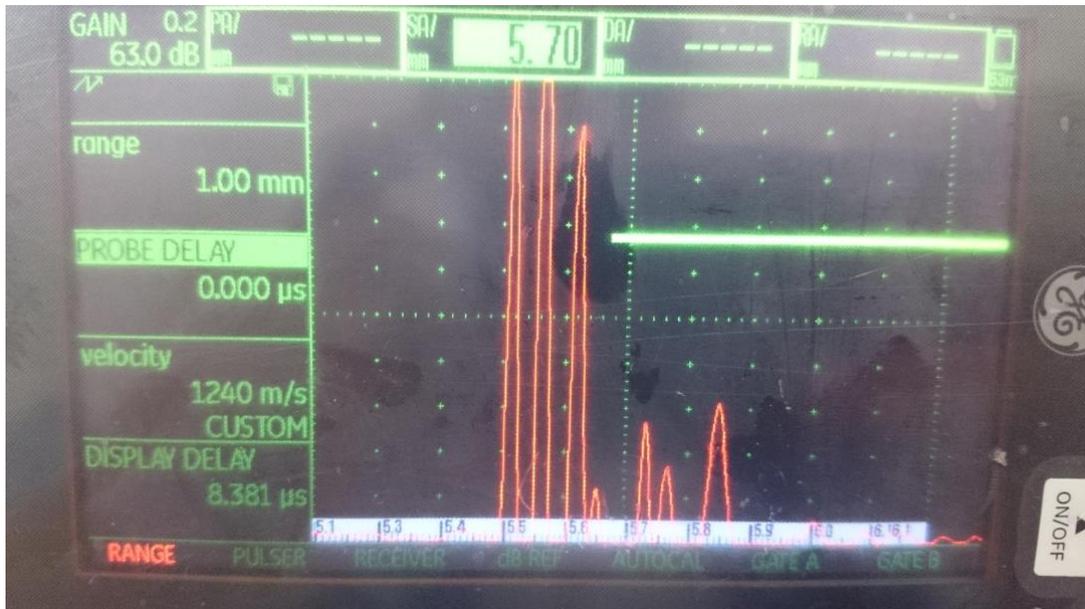
El siguiente paso a paso da las instrucciones específicas para desarrollar una inspección por Ultrasonido en el patrón de referencia de la pala de rotor principal del UH-60.

- a) Conecte la sonda al cable Pin lemo 00,
- b) Conecte el cable al equipo USM GO de general Electric,
- c) Pulse el botón ON/OFF para encender el equipo USM GO,
- d) Digite los parámetros iniciales que se encuentran descritos en las imágenes 32, 33, 34 y 35 para desarrollar esta inspección. Las 3 señales más grandes de color rojo denominadas como ecos sirven de referencia para determinar que el material bajo inspección (patrón de referencia) está en buenas condiciones.

tabla 2, Calibración equipo ultrasonido SCAN A

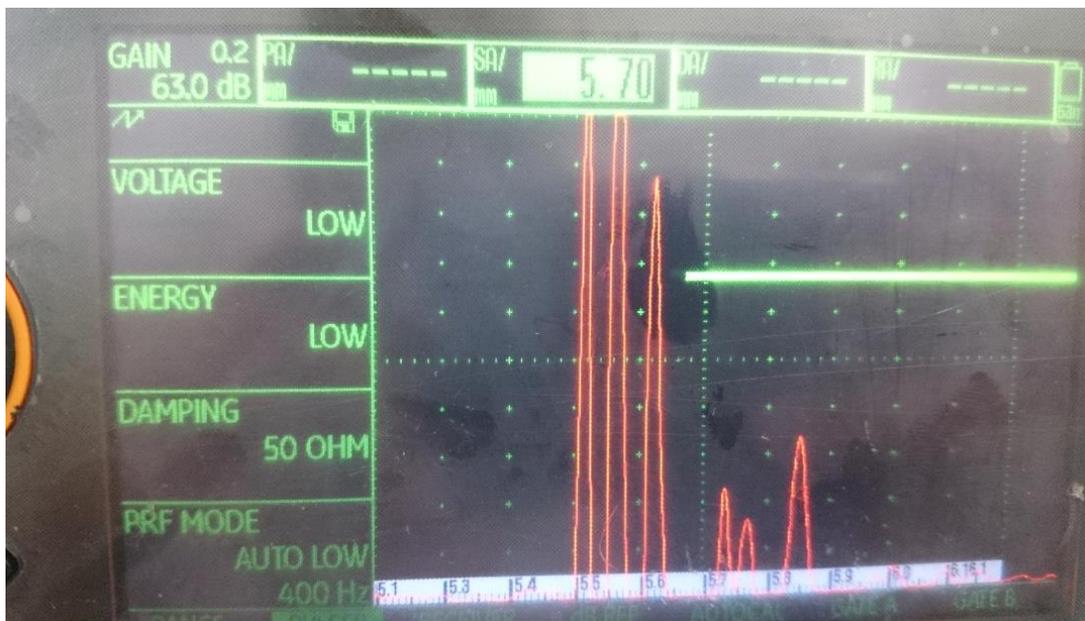
RANGE	VELOCIRY	ENERGI	VOLTAJE	GAIN	DELAY
1 mm	1240 M/S	Baja	Bajo	63db	8.381ms
DAMPING	PRFMODE	GATE START	FRECUENCY	THRESHOULD	TOFMODE
50 OHM	400 hzs	5.67mm	BROADBAND	68%	FLANK

Imagen 32, Calibración Por UT Equipo USM GO 1



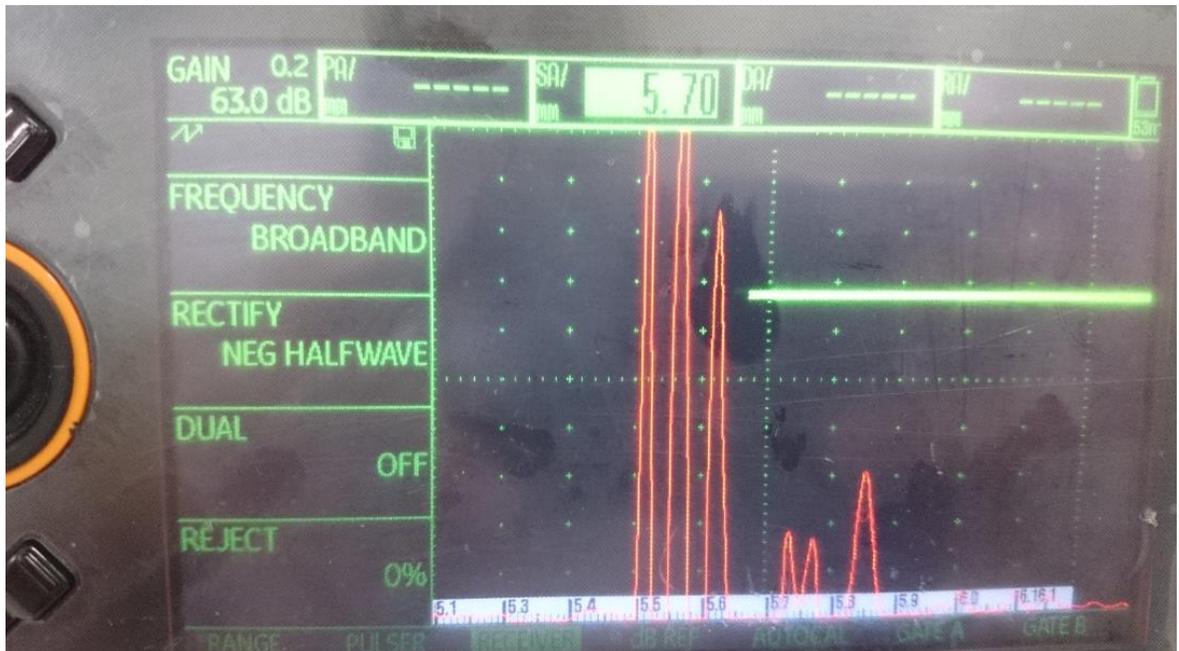
Fuente: autor del proyecto

Imagen 33, Calibración Por UT Equipo USM GO 2



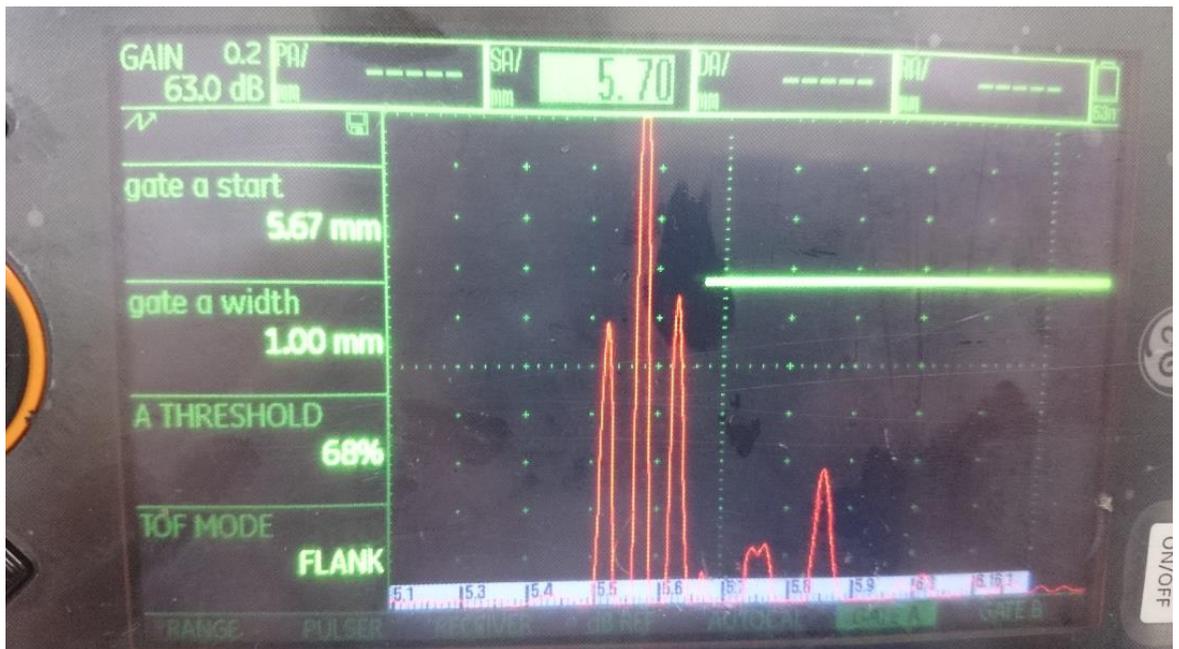
Fuente: autor del proyecto

Imagen 34, Calibración Por UT Equipo USM GO 3



Fuente: autor del proyecto

Imagen 35, Calibración Por UT Equipo USM GO 4

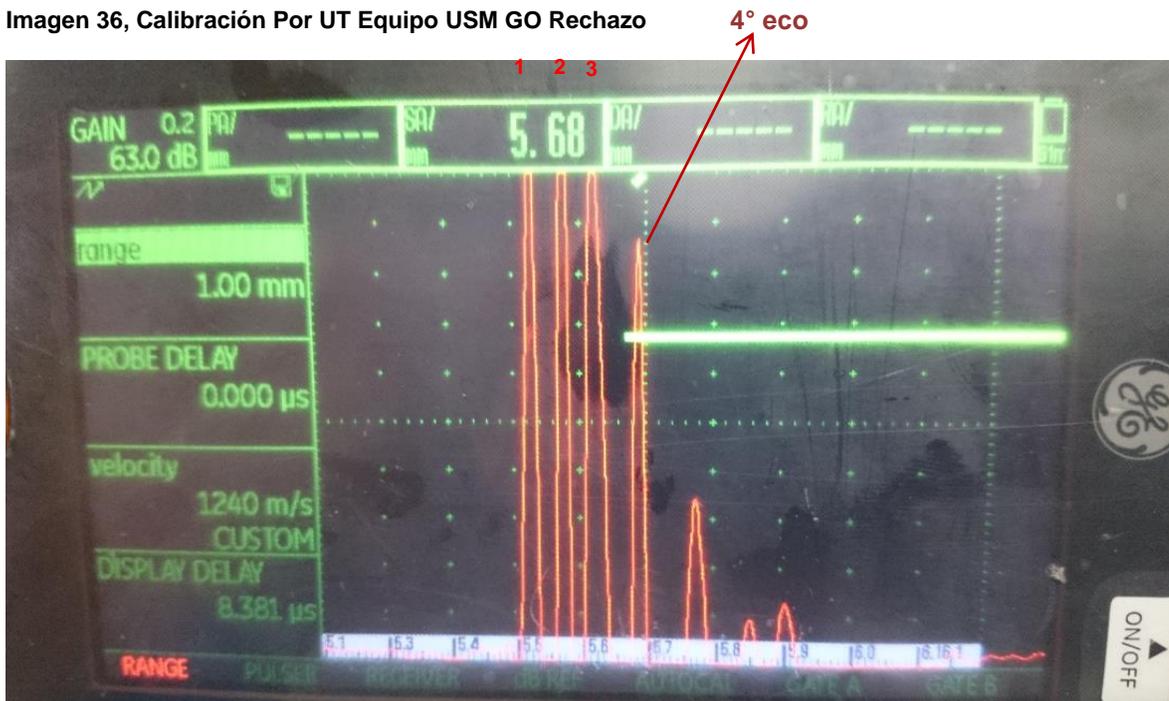


Fuente: autor del proyecto

e) Aplique una capa ligera de acoplante Ultragel sobre el área a inspeccionar, este acoplante es la ayuda para que la onda mecánica viaje a través del material bajo inspección

f) Como se indicó en la figura 35, los tres ecos representan el material en buenas condiciones, si se empieza a deslizar la sonda de búsqueda sobre el defecto, aparecerá un cuarto eco, el cual significa que hay una delaminación representada en la imagen 36

Imagen 36, Calibración Por UT Equipo USM GO Rechazo



Fuente: autor del proyecto

g) Deslice suavemente la sonda sobre el patrón de referencia para diferenciar las indicaciones, imagen 35 representa el area buena e imagen 36 representa la señal de disbond

h) Cualquier indicación considerada relevante debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60

i) Realice una post-limpieza del patrón de referencia eliminando el acoplante.

8.2.2 Ultrasonido – Bondmaster En Modo “Pitch Catch”

Es un instrumento versátil multimodo completo de emisión y recepción, permite seleccionar el método idóneo para una aplicación particular y para inspeccionar una amplia variedad de materiales compuestos. Su alto rendimiento, peso ligero, resistente y durabilidad hacen que sea la opción ideal para aplicaciones relacionadas a la fabricación, el mantenimiento y la reparación de materiales compuestos.

como se describió en el numeral 5.17.1.1 la configuración del bondmaster es automática.

8.2.2.1 Alcance

La inspección ultrasónica con el equipo bondmaster en pitch catch se utiliza para: la detección de daños, evaluación, despegues y delaminaciones.

8.2.2.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección por ultrasonido, bondmaster en modo pitch catch, los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,
- Bondmaster Guide

8.2.2.3 Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección por ultrasonido con el equipo de Bondmaster en modo Pitch catch los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Equipo bondmaster 1000 e+ o equivalente
- Sonda para **“Pitch Catch”**
- Cable pin lemo 16

8.2.2.4 Horas Hombre

Aproximadamente 1 hora es requerida para desarrollar las evaluaciones del método de ultrasonido con el equipo bondmaster en el patrón de referencia de la pala del rotor principal del uh-60. Este tiempo es en condiciones ideales, puede diferir de acuerdo a las facilidades y el entrenamiento del personal.

8.2.2.5 Herramientas Especiales

Ninguna

8.2.2.6 Personal

El desarrollo de esta inspección será ejecutado por un individuo Nivel II, o un Nivel I especial de acuerdo a la práctica recomendada SNT-TC-1A, o equivalente.

8.2.2.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.2.2.8 Paso A Paso

El siguiente paso a paso da las instrucciones específicas para desarrollar una inspección por Ultrasonido con el equipo Bondmaster en modo Pitch Catch.

- a) Conecte la sonda de pitch catch al cable Pin lemo 16
- b) Conecte el cable al equipo BONDMASTER 1000e de OLYMPUS
- c) Pulse el botón **ON** del equipo BONDMASTER 1000e para encender el equipo.
- d) Digite los parámetros iniciales que se encuentran descritos en la imagen 37 para calibrar pitch catch en modo swept. Si la calibración es pitch catch modo RF utilice los parámetros de la imagen 38. Si la calibración es pitch catch en modo pitch

Tabla 3, Calibración equipo modo Swept

Frecuencia de inicio	Frecuencia de salida	Angulo
20 Khz	60 Khz	130 grados

Imagen 37, Pitch-Catch Modo Swept Calibración 1



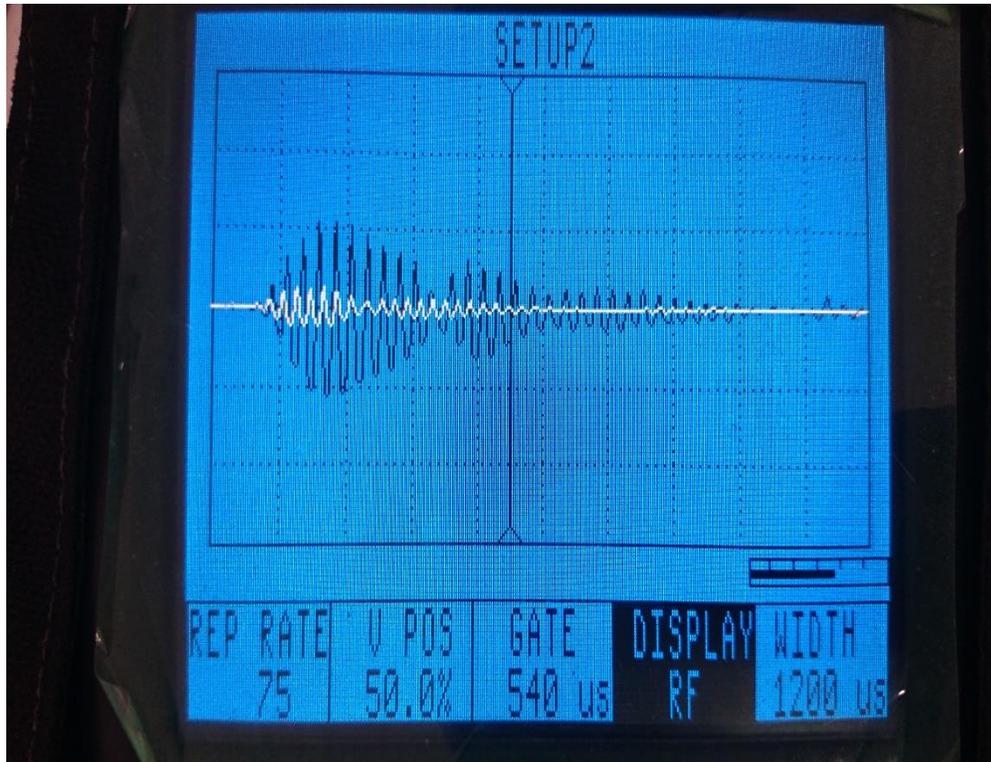
Fuente: autor del proyecto

La imagen 37 nos muestra una inspección NDT de ultrasonido de pitch Catch en modo swept realizada por autor del proyecto en donde se calibrar el equipo de ultrasonido Bondmaster 1000e y no se encuentra discontinuidades.

Tabla 4, Calibración equipo modo RF

Rango de repeticion	Vpos	Gate	Width
75	50%	540 us	1200 us

Imagen 38, Pitch-Catch Modo RF Calibración 2



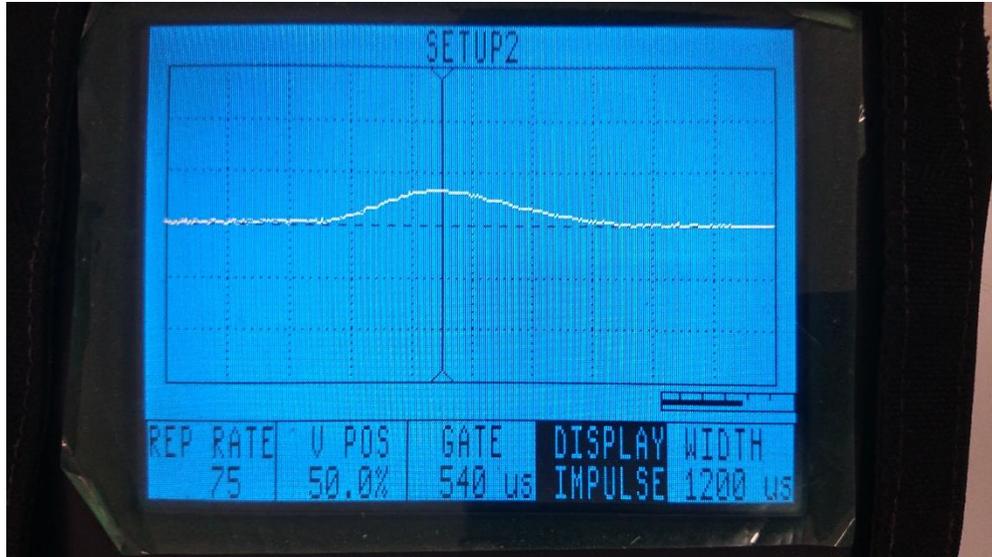
Fuente: autor del proyecto

La imagen 38 nos muestra una inspección NDT de ultrasonido de pitch Catch en modo RF realizada por autor del proyecto en donde se calibrar el equipo de ultrasonido Bondmaster 1000e y no se encuentra discontinuidades

Tabla 5, Calibración equipo modo Impulse

Rango de repeticion	Vpos	Gate	Width
75	50%	540 us	1200 us

Imagen 39, Pitch-Catch Modo Impulse Calibración 3



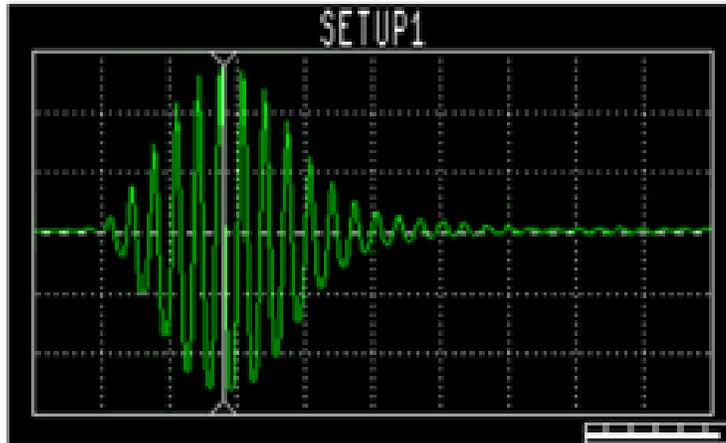
Fuente: autor del proyecto

La imagen 39 nos muestra una inspección NDT de ultrasonido de pitch Catch en modo Impulse realizada por autor del proyecto en donde se calibrar el equipo de ultrasonido Bondmaster 1000e y no se encuentra discontinuidades

8.2.3 Pitch-Catch Radio Frecuencia

Mide la amplitud y cambios de fase, utilizando una corta energía para detectar la falta de adherencia. Muestra la información en un vector y no requiere de acoplante como el ultrasonido SCAN-A.

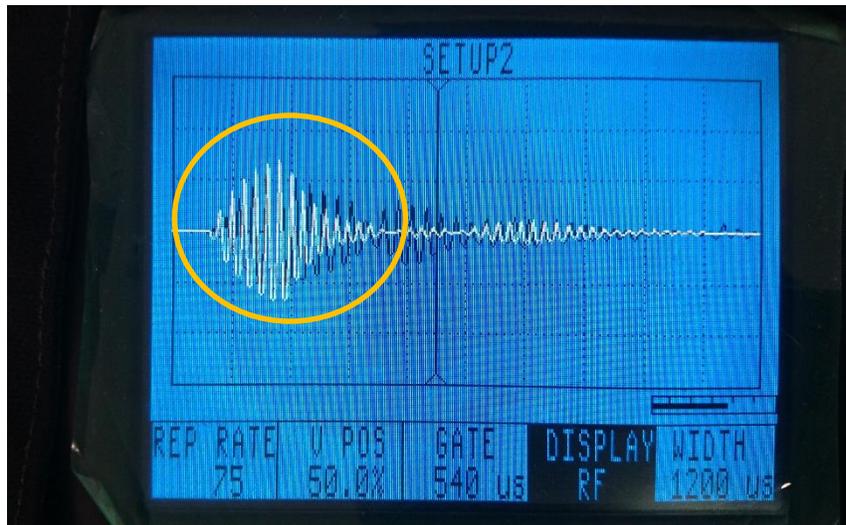
Imagen 40, RF Sample



Fuente: Bondmaster guide for olympus

1. Realice una inspección puntual, situando la sonda sobre el disbond en el patrón de referencia como se ilustra en la imagen 41.
2. Cualquier indicación igual o superior a la señal de la imagen 41 debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60.

Imagen 41, Pitch Catch Modo RF Área Con Despegue



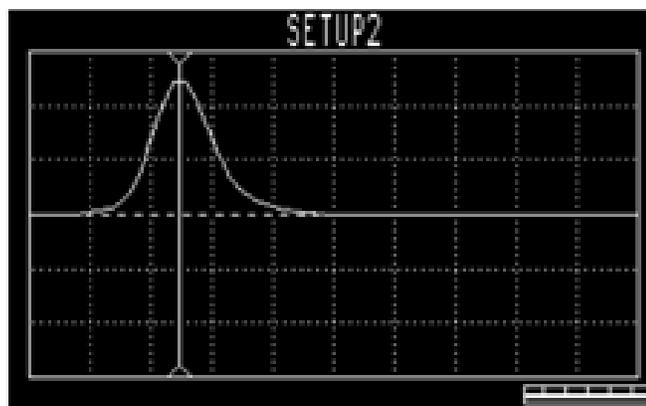
Fuente: autor del proyecto

En la imagen 41 se observa en amarillo la indicación de la detección de la discontinuidad en el material.

8.2.4 Pitch-Catch Impulse

Medidas de amplitud y cambios de fase utilizando una corta ráfaga de la energía para detectar la falta de adherencia. Muestra la información en una pantalla y no requiere acoplante.

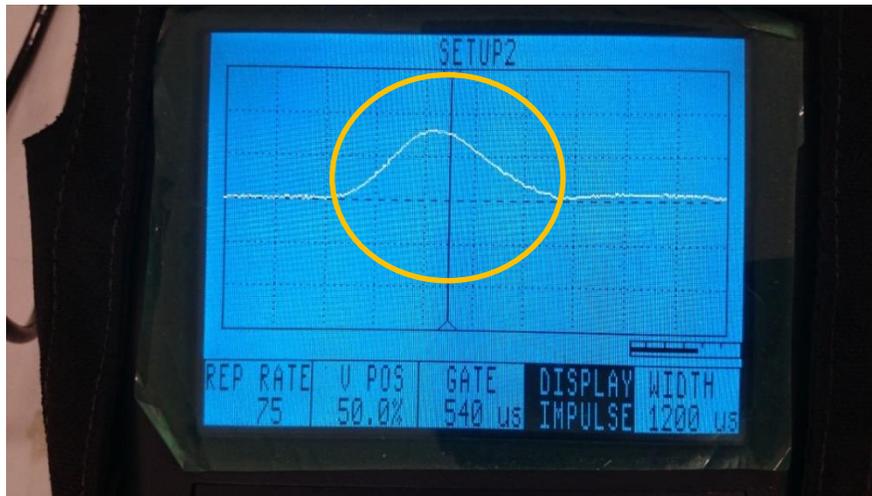
Imagen 42, Impulse Sample



Fuente: Bondmaster guide for olympus

1. Realice una inspección puntual, situando la sonda sobre el disbond en el patrón de referencia como se ilustra en la imagen 43
2. Cualquier indicación igual o superior a la señal de la imagen 43 debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60.

Imagen 43, Impulse Área Con Despegue



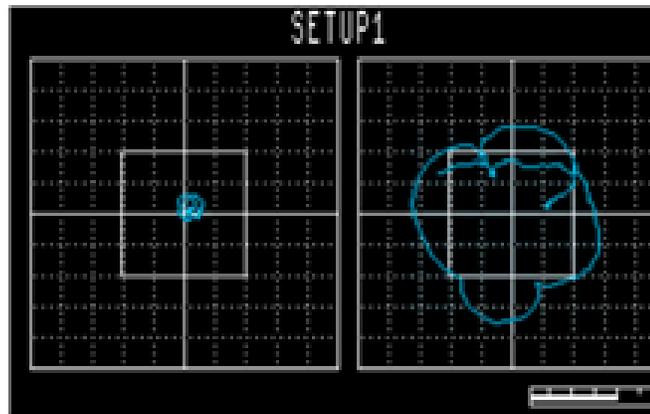
Fuente: autor del proyecto

En la imagen 43 se observa en amarillo la indicación de la detección de la discontinuidad en el material.

8.2.5 Pitch-Catch Swept

Medidas de amplitud y cambios de fase usando una frecuencia de método de barrido para detectar la falta de adherencia. Y no requiere acoplante (5 kHz a 100 kHz).

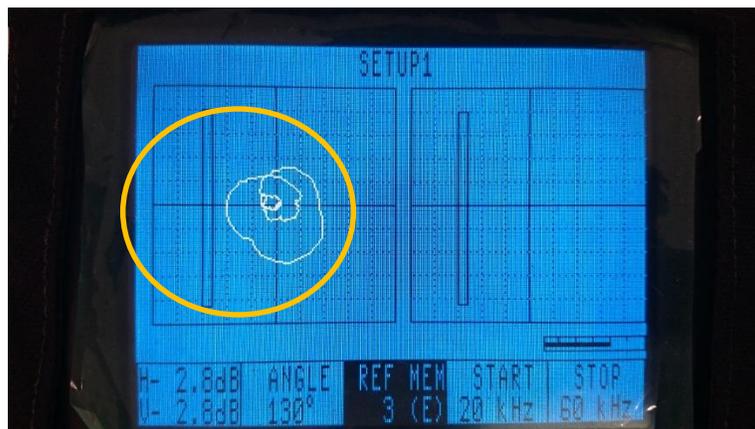
Imagen 44, Swept Sample



Fuente: Bondmaster guide for Olympus

1. Realice una inspección puntual suavemente, situando la sonda sobre el disbond en el patrón de referencia como se ilustra en la imagen 45
2. Cualquier indicación igual o superior a la señal de la imagen 45 debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60.

Imagen 45, Swept Área Con Despegue



Fuente: autor del proyecto

En la imagen 45 se observa en amarillo la indicación de la detección de la discontinuidad en el material.

8.2.6 Ultrasonido – Bondmaster En Modo “MIA”

Es un instrumento versátil multimodo completo de emisión y recepción, permite seleccionar el método idóneo para una aplicación particular y para inspeccionar una amplia variedad de materiales compuestos. Su alto rendimiento, peso ligero, resistente y durabilidad hacen que sea la opción ideal para aplicaciones relacionadas a la fabricación, el mantenimiento y la reparación de materiales compuestos.

Como se describió en el numeral 5.17.1.1 la configuración del bondmaster es automática.

8.2.6.1 Alcance

La inspección ultrasónica con el equipo bondmaster en “**MIA**” se utiliza para: la detección de daños, evaluación, despegues y delaminaciones.

8.2.6.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección de ultrasonido por “**MIA**”, los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,
- Bondmaster Guide for olympus

8.2.6.3 Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección por ultrasonido los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Equipo bondmaster 1000 e+ o equivalente
- Sonda para “**MIA**”
- Cable pin lemo 16

8.2.6.4 Horas Hombre

Aproximadamente 1 hora es requerida para desarrollar las evaluaciones del método de ultrasonido con el equipo bondmaster, modo “**MIA**” en el patrón de referencia. Este tiempo es en condiciones ideales, puede diferir de acuerdo a las facilidades y el entrenamiento del personal.

8.2.6.5 Herramientas Especiales

Ninguna

8.2.6.6 Personal

El desarrollo de esta inspección será ejecutado por un individuo Nivel II, o un Nivel I especial de acuerdo a la práctica recomendada SNT-TC-1A, o equivalente.

8.2.6.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.2.6.8 Paso A Paso

El siguiente paso a paso da las instrucciones específicas para desarrollar una inspección por Ultrasonido con el equipo Bondmaster en “**MIA**”.

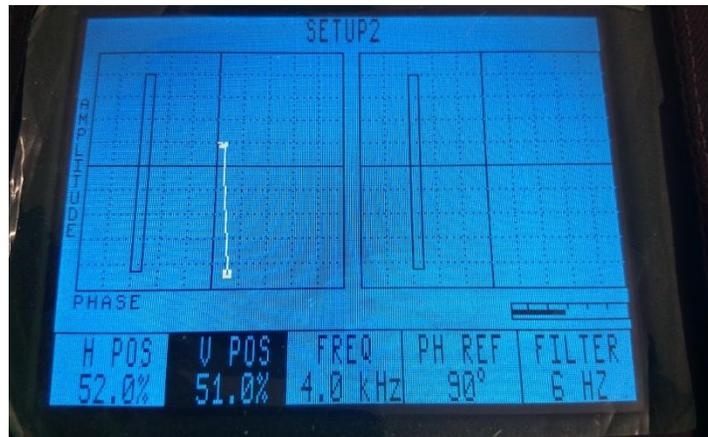
- a) Conecte la sonda pitch catch modo “**MIA**” al cable Pin lemo 16
- b) Conecte el cable pin lemo 16 al equipo BONDMASTER 1000e.
- c) Pulse el botón **ON** del equipo BONDMASTER 1000e para encender el equipo.
- d) Digite los parámetros iniciales que se encuentran descritos en la imagen 46 para la calibración del equipo;

Calibración equipo modo Impulse

Tabla 6, Calibración equipo modo MIA

Vpos	Hpos	frecuencia	Filtro	PH Referencia
52%	50%	4 Khz	6 Khz	6 Khz

Imagen 46, Modo "MIA" Calibración Inicial



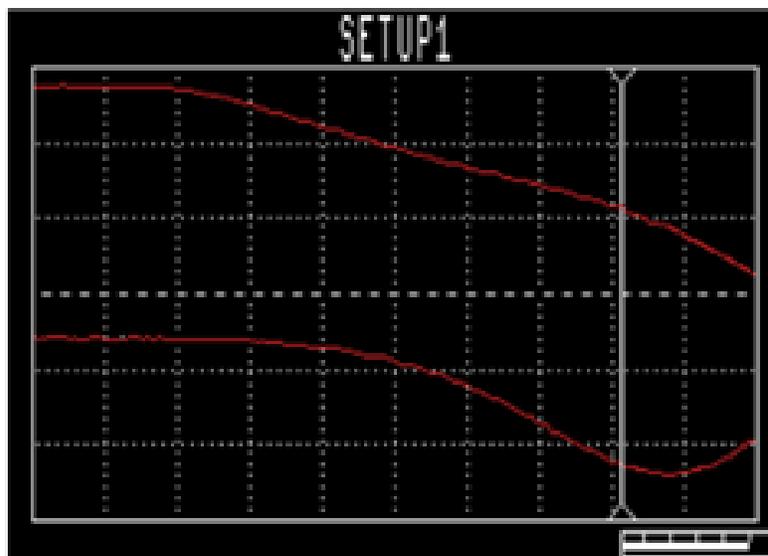
Fuente: autor del proyecto

La imagen 46 nos muestra una inspección NDT de ultrasonido modo MIA realizada por autor del proyecto en donde se calibrar el equipo de ultrasonido Bondmaster 1000e y no se encuentra discontinuidades.

8.2.6.8 Modo "MIA"

Mide las características de rigidez del material a prueba, genera ondas sonoras audibles en la pieza de ensayo. La salida es medida tanto en fase como en amplitud. NOTA: No requiere de acoplante.

Imagen 47, MIA Sample



Fuente: Bondmaster guide for olympus

1. Realice una inspección puntual suavemente, situando la sonda sobre el disbond en el patrón de referencia como se ilustra en la imagen 46
2. Cualquier indicación igual o superior a la señal de la imagen 47 debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60.

8.2.8 Ultrasonido – Bondmaster En Modo “Resonancia”

Es un instrumento versátil multimodo completo de emisión y recepción, permite seleccionar el método idóneo para una aplicación particular y para inspeccionar una amplia variedad de materiales compuestos. Su alto rendimiento, peso ligero, resistente y durabilidad hacen que sea la opción ideal para aplicaciones relacionadas a la fabricación, el mantenimiento y la reparación de materiales compuestos.

Como se describió en el numeral 5.17.1.1 la configuración del bondmaster es automática.

8.2.8.1 Alcance

La inspección ultrasónica con el equipo bondmaster en “**RESONANCIA**” se utiliza para: la detección de daños, evaluación, despegues y delaminaciones.

8.2.8.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección de ultrasonido por “**RESONANCIA**”, los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,

8.2.8.3 Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección por ultrasonido los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Equipo bondmaster 1000 e+
- Sonda para “**RESONANCIA**”
- Cable pin lemo 16

8.2.8.4 Horas Hombre

Aproximadamente 1 hora es requerida para desarrollar las evaluaciones del método de ultrasonido en el patrón de referencia. Este tiempo es en condiciones ideales, puede diferir de acuerdo a las facilidades y el entrenamiento del personal.

8.2.8.5 Herramientas Especiales

Ninguna

8.2.8.6 Personal

El desarrollo de esta inspección será ejecutado por un individuo Nivel II, o un Nivel I especial de acuerdo a la práctica recomendada SNT-TC-1A, o equivalente.

8.2.8.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.2.8.8 Paso A Paso

El siguiente paso a paso da las instrucciones específicas para desarrollar una inspección por Ultrasonido con el equipo Bondmaster en **“RESONANCIA”**.

- a) Conecte la sonda del modo RESONANCE al cable Pin lemo 16,
- b) Conecte el cable pin lemo 16 al equipo BONDMASTER 1000e de OLYMPUS,
- c) Pulse el botón **ON** del equipo BONDMASTER 1000e para encender el equipo
- d) Obtenga una señal como la imagen 49 para iniciar con la inspección;

Imagen 48, Calibración Resonancia 1

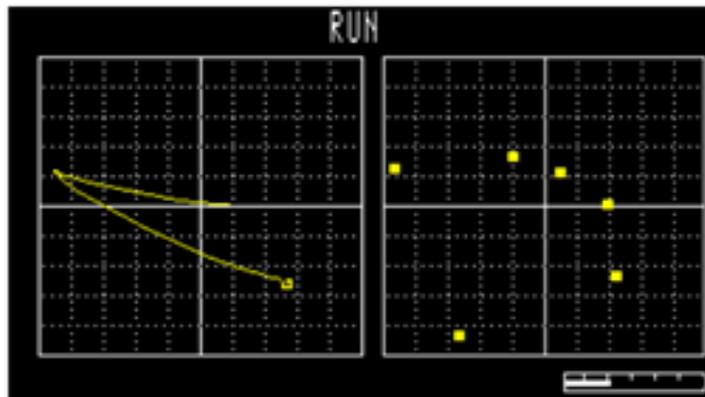


Fuente: autor del proyecto

8.2.8.9 Modo “Resonancia”

Detecta la falta de adherencia por los cambios en la fase y la amplitud de la resonancia de la sonda. Requiere acoplador.

Imagen 49, Resonancia Calibración General



Fuente: Bondmaster guide for olympus

1. Realice una inspección puntual suavemente, situando la sonda sobre el disbond en el patrón de referencia como se ilustra en la imagen 50

2. Cualquier indicación igual o superior a la señal de la imagen 50 debe ser motivo de evaluación con el manual de mantenimiento de la pala del black hawk UH-60.

Imagen 50, Resonancia Rechazo



Fuente: autor del proyecto

En la imagen 50 se observa en amarillo la indicación de la detección de la discontinuidad en el material.

8.3 Radiografía – Rayos X

Es un método de ensayo no destructivo en la cual se obtiene una imagen radiográfica de un espécimen, mostrando cualquier indicación superficial o interna, permite la facilidad de tener un registro permanente, ventaja no común en otros métodos de END.

8.3.1 Alcance

La radiografía debe tener acceso por los dos lados de la estructura a inspeccionar.

8.3.2 Documentos De Referencia

Se ha adoptado para la inspección por radiografía, los siguientes documentos, practicas estándar, guías y manuales del fabricante:

- Manufacturer Maintenance Manual,
- ASTM E94 Guía estándar para examinación radiográfica
- ASTM E1742 Examinación por radiografía

8.3.3 Equipos Y Herramientas

Para desempeñar la inspección por radiografía los siguientes instrumentos y equipos deben ser utilizados.

- Equipo de rayos X
- Películas radiográficas MX 125
- Cables para conexión del tubo
- Cables para conexión de consola
- Letras de plomo
- Intesimetro
- Dosímetros
- Kit de líquidos para revelar (revelado, fijado, lavado, secado).
- Negatoscopio
- Densitómetro
- Stepwedge
- Indicadores de calidad de imagen
- Señales de seguridad Radiológica

8.3.4 Horas Hombre

Aproximadamente 2 horas son requeridas para desarrollar las evaluaciones del método de radiografía en el patrón de referencia. Este tiempo es en condiciones ideales, puede diferir de acuerdo a las facilidades y el entrenamiento del personal.

8.3.5 Herramientas Especiales

Consola y tubo de rayos X

8.3.6 Personal

El desarrollo de esta inspección será ejecutado por un individuo Nivel II, o un Nivel I especial de acuerdo a la práctica recomendada SNT-TC-1A, o equivalente.

8.3.7 Preparación De Las Áreas Bajo Inspección (Pre-Limpieza)

Efectúe la limpieza de las áreas bajo inspección, es necesario que estén libres de suciedad o cualquier otro tipo de contaminante que pueda interferir con la detección de defectos importantes, este debe ser removido con un solvente Limpiador recomendado por el fabricante del componente.

Cuando se evidencia pérdida, falta o rotura de la pintura inusual puede ser una evidencia de alguna discontinuidad.

NOTA: NO REALICE LA LIMPIEZA CON MÉTODOS ABRASIVOS CON TAMAÑO DE GRANOS ENTRE 0-1000.

8.3.8 Paso A Paso

El siguiente paso a paso da las instrucciones específicas para desarrollar una inspección por rayos X.

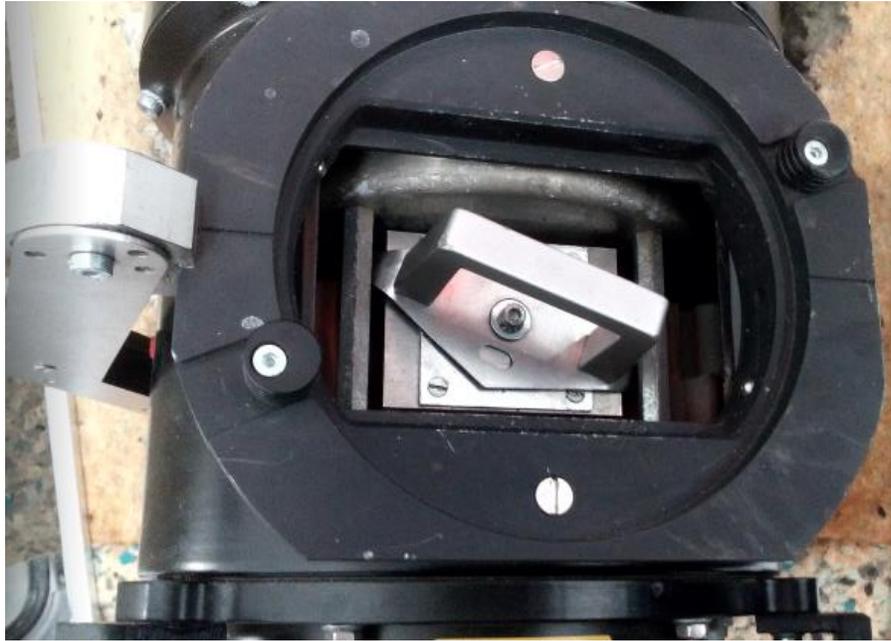
- a) Utilice los elementos de protección personal que se describen en el numeral 5.6.1
- b) Lea atentamente el manual del fabricante del tubo y consola de rayos X,
- c) Conecte el cable del tubo a la consola,
- d) Encienda el equipo,
- e) Coloque los valores de la imagen 52, para realizar un pre/calentamiento.

tabla 7, parametros precalentamiento radiografia

Kilovoltaje	Miliamperaje
50 Kv	3 mA

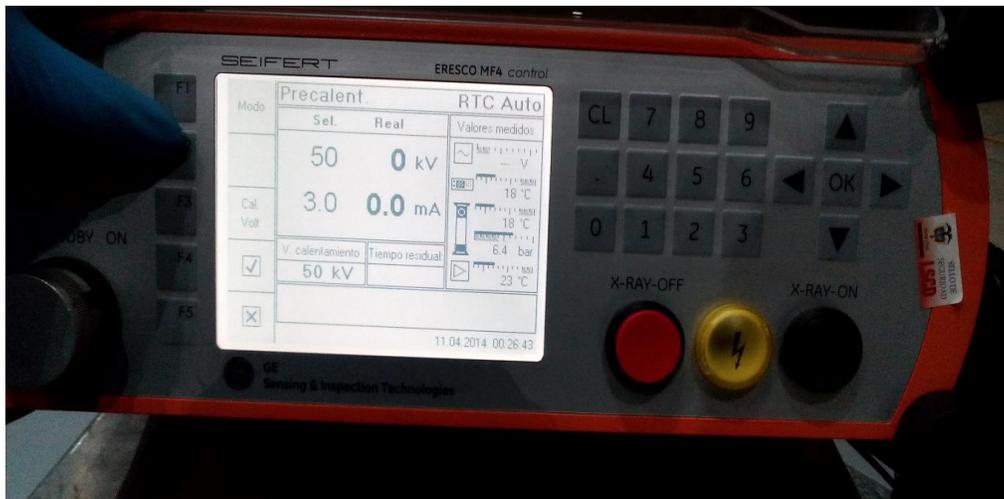
NOTA: EN LA IMAGEN 51 SE ILUSTRAS COMO DEBE ESTAR PUESTO EL TAPON DE SEGURIDAD.

Imagen 51, Tapón de seguridad



Fuente: autor del proyecto

Imagen 52, Pre calentamiento De La Consola

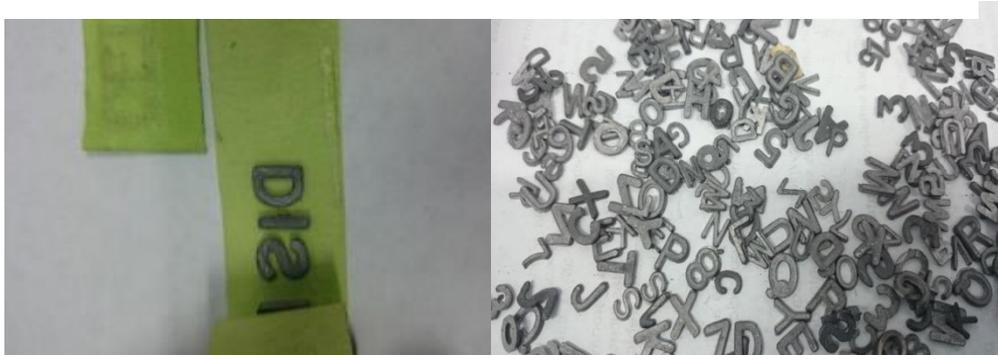


Fuente: autor del proyecto

f) Recuerde la regla básica; se debe tener un BLINDAJE, por ejemplo un chaleco de plomo, siempre conocer el TIEMPO para saber a qué DISTANCIA debemos estar.

g) coloque la película radiográfica MX 125 lo más cercano posible al patrón de referencia. Se debe situar los letreros de plomo los cuales son ilustrados en la imagen 53 para marcar la película.

Imagen 53, Letras De Plomo En Radiografía



Fuente: autor del proyecto

h) Después de realizar el precalentamiento, digite los parámetros de la tabla 8, parámetros de radiografía;

Tabla 8, Parametros radiografia

Kilovoltaje	Miliamperaje	Tiempo	Pelicula
80 Kv	3 mA	40 segundos	MX 125 – Lenta

i) Con los parámetros de la tabla 8, se inicia el proceso de exposición en el cual se generan los rayos X, y dejan una imagen latente sobre la película para su interpretación

j) Después debe realizar el proceso de revelado; Revelador, parada del revelador, fijador, lavado final, secado ilustrado en la imagen 54.

Imagen 54, Proceso De Revelado



Fuente: autor del proyecto

- k) En la imagen 55, interpretación de placas radiográficas, se obtienen diferentes contrastes, en las cuales, se puede ver la configuración del patrón de referencia, pero para la detección de despegues o delaminaciones sobre la pala de black hawk es complejo encontrar estos daños.

Imagen 55, Interpretación De Placas Radiográficas



Fuente: autor del proyecto

9. CONCLUSIONES

- El método de ensayo no destructivo idóneo para detectar despegues y delaminaciones de la pala de rotor principal del helicóptero UH-60 es ultrasonido, el cual transmite frecuencias de vibración acústica superiores a 20.000 Hertz permitiendo que el ensayo tenga buena exactitud y resolución en el momento de la inspección
- El uso de equipos ayuda a la interpretación de una inspección visual y un TAPPING TESTING que al escuchar o ver, podrían aceptar un componente con defecto o rechazar un componente sin defecto.
- De acuerdo a los análisis, la inspección por rayos X para encontrar delaminaciones y despegues son difíciles, si no imposibles de detectar, pero se puede conocer su configuración utilizando un kilo voltaje de 80Kv con una película lenta MX125.
- El método de pitch catch es ideal para la detección de delaminación y DISBOND ya que no requiere acoplante, tiene 3 modos de visualizar las indicaciones y su calibración es relativamente sencilla.
- La inspección visual es el primer método que se le aplica a una pieza bajo ensayo, pero está limitada, ya que con solo la inspección visual solo se podrían encontrar defectos obvios y no se podría cuantificar bien el daño.
- Con la fabricación del patrón de referencia solo se puede detectar DISBONDS de $\frac{3}{4}$ de pulgada de longitud.
- Los procedimientos diseñados aplican solamente para las palas del rotor principal del helicóptero UH-60 con composición compuesta tipo sándwich de núcleos en fibra de vidrio o Nomex y un laminado formado por tres capas pre impregnadas de fibra de vidrio.

10. RECOMENDACIONES

- Cuando se realice una reparación en una pala de rotor principal del helicóptero black hawk UH-60, se debería verificar por medio de ultrasonido ya sea SCAN A, Pitch catch, MIA o resonancia para lograr un mejor control calidad y evitar futuras garantías ya que quizá no se pueda cuantificar un daño.
- La persona que evalúe una delaminacion o disbond debe cumplir con unos requerimientos mínimos de entrenamiento, tales como; nivel II en ultrasonido y curso en el equipo de bonstesting.
- Si la inspección debe cumplirse con radiografía pero permite un método alterno de cumplimiento, es mejor no ejecutar la radiografía ya que la persona que está en el área de exposición, se mantiene en constante riesgo y puede ser nocivo para la salud.

BIBLIOGRAFIA

AIRTEACH SERVICIOS AEREOS C.A..."Inspecciones NDT". {En línea}. {Consultado 25 octubre de 2014}. Disponible en: <http://www.airtechservicios.net/servicios/inspecciones-ndt.html>.

AIRWOLF AEROSPACE. "Airwolf aerospace rotor blade protective tape". {En línea}. {Consultado 25 octubre de 2014}. Disponible en: <http://www.airwolfaerospace.com/products/stc-products-robinson-helicopters/>.

ASTM INTERNATIONAL STANDARDS WORLDWIDE – home. "La expansión de la delaminación de materiales compuestos". {En línea}. {Consultado 25 octubre de 2014}. Disponible en: http://www.astm.org/SNEWS/SPANISH/SPMA11/d3002_spma11.html.

BITZER, T. - Honeycomb Technology Chapman & Hall, London (1997).

BONDMASTER 1000E+ GUIDE MANUAL GENERIC

ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS, líquidos penetrantes, {en línea}. Disponible en: (http://ensayosnestructivos.mex.tl/1147276_l-liquidos-penetrantes.html)

FLORES, Arturo. El Honeycomb (Estructura De Panal) Como Refuerzo Estructural. Veracruz.

GLOBAL MAINTENANCE SERVICES, ultrasonido, UT Ultrasonic Testing {en línea}. Disponible en: (<http://www.end-ndt.cl/ultrasonido.html/>).

INDUSTRIAL SOLUCIONES ESTRATÉGICAS, partícula magnética, {en línea}. Disponible en: http://www.siecursos.com.br/particula_magnetica.html).

INFODESENSA.COM. "Tecnatom presenta en Praga sus novedades en ensayos no destructivos". {En línea}. {Consultado 25 octubre de 2014}. Disponible en: <http://www.infodefensa.com/es/2014/10/15/noticia-tecnatom-presenta-praga-novedades-ensayos-destructivos.html>.

POVEDA, Santiago. Lecturas Complementarias, Materiales Compuestos.

PRACTICA RECOMENDADA ARP 5606 "Composite Repair NDT/NDI Handbook," SAE Aerospace Recommended Practice ARP5606, November 1996, prepared by the ATA/IATA/SAE Commercial Aircraft Composite Repair Committee, Inspection Task Group.

TECNOENPOL, compuesto tipo sándwich, {en línea}. Disponible en: (http://www.tecnoenpol.com/panel_poliester.html)

TOOLINGU. "Delaminación". {En línea}. {Consultado 25 octubre de 2014}. Disponible en: <http://www.toolingu.com/class-751240-inspeccion-de-materiales-compuestos-y-prevencion-de-defectos-240.html>.

UNIVERSIDAD DE PEREIRA, metalografía, ensayos no destructivos {en línea}. {05 noviembre de 2010} disponible en: (<http://blog.utp.edu.co/metalografia/2010/11/05/ensayos-no-destructivos/>)

ANEXOS

ANEXO 1, AEROSPACE RECOMMENDED PRATICE 5606

AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE 5606

SAND03-2112

Rev. Junio 20004

Composite Honeycomb NDI Reference Standards

Tabla de contenido

1. SCOPE.....	88
1.1 PURPOSE.....	88
1.2 BACKGROUND	88
1.3 SUPPORTING DATA.....	89
1.4 USE OF STANDARDS	89
TABLA 1 : RANGE OF COMPOSITE HONEYCOMB CONSTRUCTION VARIABLES TESTED TO ARRIVE AT THE STANDARDS LISTED IN THIS ARP	90
2. APPLICABLE DOCUMENT	90
2.1 U. S. GOVERNMENT PUBLICATIONS:.....	90
2.2 OTHER PUBLICATIONS:.....	90
3. TECHNICAL REQUIREMENTS.....	90
3.1 FABRICATION AND MATERIALS	90
3.1 .1 LAMINATE:.....	91
FIGURA 1: LAMINATE LAY-UP ON SMOOTH TOOL	91
FIGURA 2: LAMINATE CURE TEMPERATURE PROFILE	91
FIGURA 3: SUMMARY OF INDIVIDUAL LAMINATE SHEETS	92
3.1 .1 .1 LAMINATE LAY-UP:.....	93

3.1.2 HONEYCOMB:	93
TABLA 2: SUMMARY OF LAMINATE AND HONEYCOMB TYPES WITH REFERENCE TO	93
FIGURA 4: HONEYCOMB RIBBON DIRECTION	94
FIGURA 5: CURE TEMPERATURE PROFILE FOR SECONDARY BOND OF	94
FIGURA 6: LAMINATE TO HONEYCOMB LAY-UP	94
3.1.3 CURE PRESSURE	95
3.1.4 ENGINEERED FLAWS AND SPECIAL PANEL AREAS	95
FIGURA 7: PILLOW INSERT CONSTRUCTION	95
FIGURA 8: PROCESS FOR CREATING POTTED HONEYCOMB CORE AREAS	96
3.1.5 SEALING	98
FIGURA 9: APPLICATION OF SEALANT AROUND PERIMETER OF HONEYCOMB PANELS	99
3.1.6 MATERIALS	99
3.1.7 GENERAL REQUIREMENTS	99
TABLA 3: ACCEPTANCE CRITERIA FOR ULTRASONIC INSPECTION OF STANDARDS	100
FIGURA 10: ATTENUATION ACCEPTANCE LIMIT	101
3.3 ENGINEERING DESIGN DRAWINGS FOR FIBERGLASS SKIN (CHRS-1) AND CARBON SKIN (CHRS-2) HONEYCOMB REFERENCE STANDARDS:	102

Nomenclature:

ARP Aerospace Recommended Practice

NDI Nondestructive Inspection

N DT Nondestructive Testing

NEMA National Electric Manufacturers Association

OEM Original Equipment Manufacturer

1. SCOPE

This recommended practice establishes generic reference standards that will accommodate nondestructive inspections (NDI) on a broad range of non-metallic composite honeycomb structures found on aircraft.

1.1 Purpose

The purpose of this Aerospace Recommended Practice is to describe the design and production of composite honeycomb calibration standards to be used in ultrasonic, resonant, and tap test NDI equipment calibration for accomplishment of damage assessment and post-repair inspection of aircraft composites. These standards may also be appropriate for other NDT methods but will need to be assessed as appropriate prior to their use. The standards are representative of damage found in the field and include typical flaw scenarios such as disbonds and delaminations. It is intended that these standards be adopted by aircraft Original Equipment Manufacturers within procedures contained in their Nondestructive Testing Manuals. Depending on the nature of the inspection, it may be necessary to compensate for variations in material properties through the use of correction factors or by adjusting for these differences on the part or structure being inspected. In certain instances, it may be desirable or necessary to design a new reference standard to accommodate a specific inspection application.

Currently, the recognized number of composite honeycomb construction variables makes the resulting number of specimens very large and unmanageable. Inspection characterizations and equipment responses have been used to determine the important variables needed in a composite reference standard thus eliminating unnecessary standard configurations. This Aerospace Recommended Practice (ARP) describes a workable number of reference specimens that can meet the needs of a broad range of honeycomb structures found on aircraft.

1.2 Background

The CACRC Inspection Task Group developed this ARP in an effort to establish a single, generic set of composite honeycomb reference standards

that would accommodate inspections on the majority of non-metallic honeycomb structures found on aircraft. The advantages of industry-wide accepted composite standards include: 1) providing a consistent approach to composite inspection thus helping to minimize false calls, 2) reducing standard procurement costs, and 3) aiding the assessment of composite inspection technologies. The goal of this project is to develop standards that will allow for repeatable, accurate inspections in light of increases in the number of composite structure inspection tasks. Specific use of the honeycomb standards described in this ARP can be achieved through the OEM inspection procedures found in Nondestructive Testing Manuals and Nondestructive Testing Standard Practice Manuals.

1.3 Supporting Data

The number of construction variables encountered in composite honeycomb structure makes the number of potential reference standards needed to support the inspections very large. In an effort to reduce the number of standards needed with proper engineering justification, key construction variables were identified and their affects on inspection results were assessed. The variables evaluated were: skin material, skin thickness, core material, core thickness, core weight, and cell size. Additionally, various methods of manufacturing flaws were evaluated to ensure repeatable and accurate representation of disbonds and delaminations. A suite of 64 honeycomb panels, representing reasonable bounding conditions of the construction variables listed above were manufactured and inspected using a wide array of sonic and ultrasonic NDI techniques. In this manner, the effects of each variable on NDI could be assessed in order to provide justification for minimizing the number of calibration standards.

An analysis of the resulting data identified skin material, skin thickness, and core material as the key variables affecting the inspection method used. A final set of minimum honeycomb reference standards were designed and fabricated to include these key variables. A sequence of NDI experiments were completed to demonstrate that this minimum honeycomb reference standard set is able to fully support inspections over a wide range of honeycomb construction scenarios.

1.4 Use of Standards

It is hoped that these honeycomb standards will be applicable to most composite honeycomb structures found on aircraft, however, the specific range of construction variables certified in this study are listed in Table 1. Reference [1] presents the NDI testing and analysis that was carried out to arrive at the final set of honeycomb standards described in this ARP. Specific

testing will be needed to certify the use of these standards outside the type and range of variables listed in Table 1.

Furthermore, when using these standards, consideration needs to be given to surface coatings such as paint or lightning protection plies. This is a reference standard construction document and not an inspection document. Inspection procedures, from OEM or users' maintenance manuals, must accompany the use of these reference standards for each unique family of composite honeycomb construction.

Composite Construction Variable	Bounding Conditions Studied
Laminate Material	Carbon & Fiberglass
Laminate Thickness	3 plies - 12 plies
Honeycomb Core Material	Nomex & Fiberglass
Honeycomb Core Thickness	0.25" - 2.0" thick (6.35 - 49 mm)
Honeycomb Cell Size	0.125" - 0.25" width (3.18 - 6.35 mm)
Honeycomb Core Density	2 - 8 lb/ft ³

Tabla 9 : Range of Composite Honeycomb Construction Variables Tested to Arrive at the Standards Listed in this ARP

2. APPLICABLE DOCUMENT

The following publications form a part of this specification to the extent specified herein. The applicable issue of the referenced publications shall be the issue in effect on the date of the purchase order.

2.1 U. S. Government Publications:

Available from DODSSP, Subscription Services Desk, Building 4D, 700 Robbins Avenue, Philadelphia, PA 19111-5094.

SAE-AMS-C-9084 Cloth, Glass, Finished, For Resin Laminates

2.2 Other Publications:

Industry specifications are listed for information in section 4.1.

3. TECHNICAL REQUIREMENTS

3.1 Fabrication and Materials

Fabrication of the honeycomb composite panels (See attached engineering design drawings CHRS-1 and CHRS-2) consists of three tasks: 1) fabrication of the composite laminate plates for the top and bottom of the sandwich assembly, 2) preparation of the honeycomb core material, and 3) secondary bond of laminate to honeycomb core to produce the honeycomb panels.

Appendix A contains a series of photos showing the steps involved in the three major panel production activities: 1) laminate skin preparation, 2) honeycomb core preparation, and 3) honeycomb panel assembly. These

photos should be referenced as the fabrication instructions below are carried out.

3.1 .1 Laminate:

Prepare the laminates as per the specimen drawings CHRS-1 and CHRS-2 contained in these instructions. Also see section 3.1.4 regarding the engineered flaws. Place laminates on smooth tool as per lay-up shown in Figure 1 and cure per the laminate temperature profiles shown in Figure 2. All "pillow insert" flaws are located two plies down from the "peel ply" side shown in Figure 1 below.

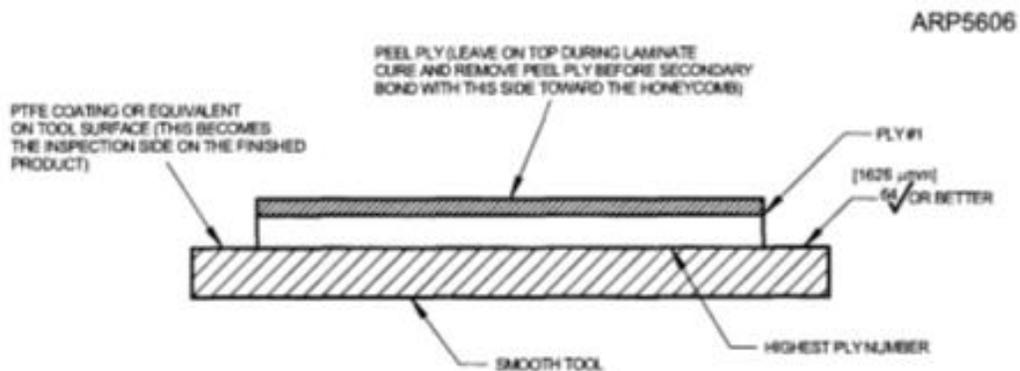


Figure 1: Laminate Lay-Up on Smooth Tool

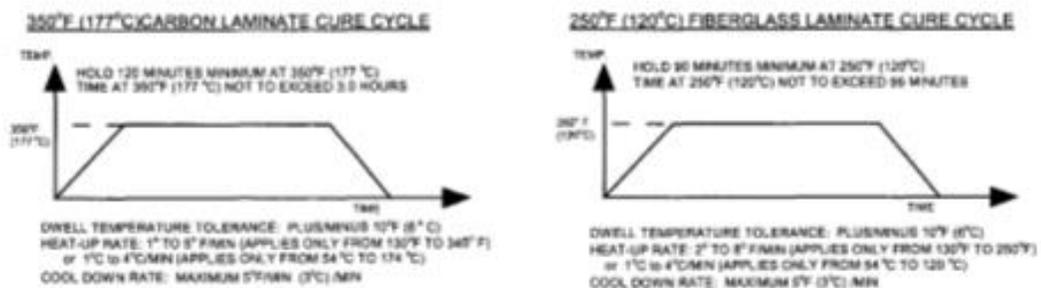


Figure 2: Laminate Cure Temperature Profile

Produce 16 laminate plates, two each of each material type (carbon and fiberglass) at 3, 6, 9, and 12 ply thicknesses. One laminate of each material type and ply thickness will contain flaws and the other will not. Size and layout for laminates during cure cycle is shown in Figure 3. Use an autoclave or automated oven and cure laminates in a vacuum bag at 11-12 psi (568.9 - 620.6 mm Hg; 75.9 - 82.7 kPa). Note: In order to create the proper

attenuation and desired laminate response properties do not exceed 12 psi in the cure pressure.

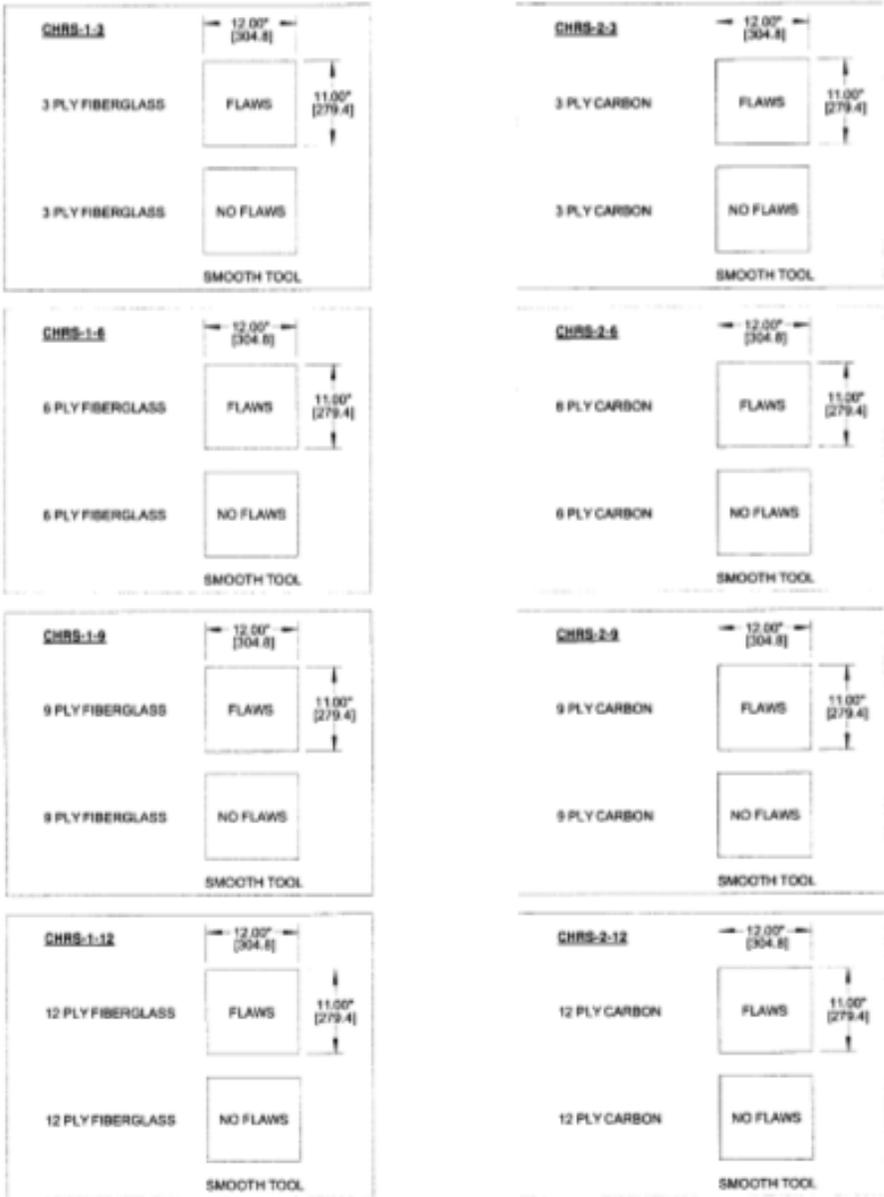


Figura 3: Summary of Individual Laminate Sheets

Note: There are two laminate plates per specimen - one with flaws and one without flaws.

Laminates are cured first and then bonded to the honeycomb in a secondary process.

3.1 .1 .1 LAMINATE LAY-UP:

- 3 ply lay-up: [+45, 90, -45]
- 6 ply lay-up: [+45, 90, -45]²
- 9 ply lay-up: [+45, 90, -45]³
- 12 ply lay-up: [+45, 90, -45]⁴

3.1.2 HONEYCOMB:

Prepare the honeycomb in accordance with the engineering drawings shown in Section 3.3 and summarized in Table 2. The honeycomb preparation consists of: 1) adding the machined core flaws, 2) producing a potted core region, and 3) making a core splice using a foaming adhesive. Before joining the laminates to the honeycomb ensure that the ribbon direction is on the X-axis along the 12.00 inch (304.8mm) dimension (See Figure 4). Join the laminates to the honeycomb using a secondary bond per the cure temperature profiles shown in Figure 5. The "tool side" of the laminate (see Fig. 1) should face outward (inspection surface) and the "peel ply" side of the laminate should be placed toward the honeycomb (bonded surface). For typical setup of honeycomb to laminate bond see Figure 6. Note: actual peel ply should be removed from laminates before secondary bonding process.

<i>Engineering Drawing & Specimen Number</i>	<i>Laminate Material</i>	<i>Core Material</i>	<i>Number of Plies</i>
CHRS-1-3	Fiberglass	Nomex & Fiberglass	3
CHRS-1-6	Fiberglass	Nomex & Fiberglass	6
CHRS-1-9	Fiberglass	Nomex & Fiberglass	9
CHRS-1-12	Fiberglass	Nomex & Fiberglass	12
CHRS-2-3	Carbon Fabric	Nomex & Fiberglass	3
CHRS-2-6	Carbon Fabric	Nomex & Fiberglass	6
CHRS-2-9	Carbon Fabric	Nomex & Fiberglass	9
CHRS-2-12	Carbon Fabric	Nomex & Fiberglass	12

Tabla 10: Summary of Laminate and Honeycomb Types with Reference to Engineering Drawings for Fabrication

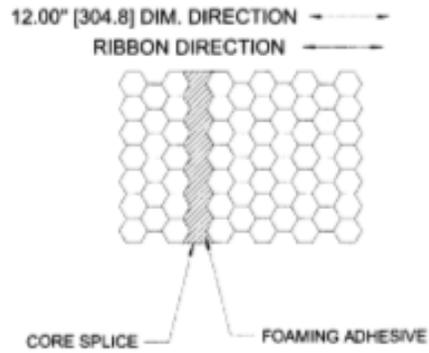


Figura 4: Honeycomb Ribbon Direction

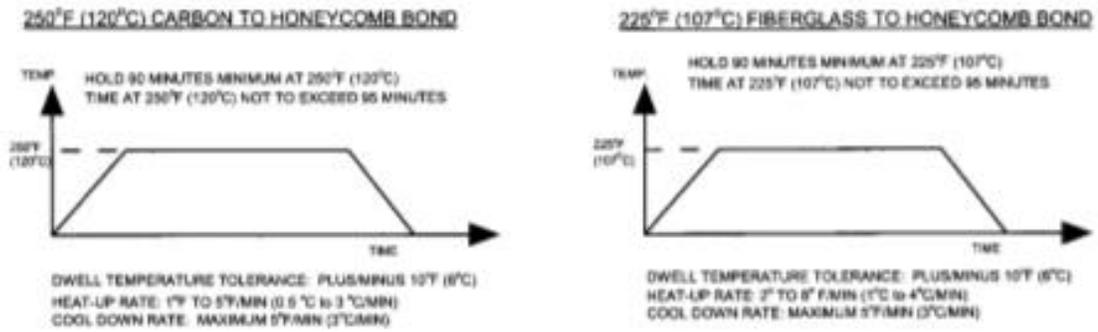


Figura 5: Cure Temperature Profile for Secondary Bond of Laminate to Honeycomb Core

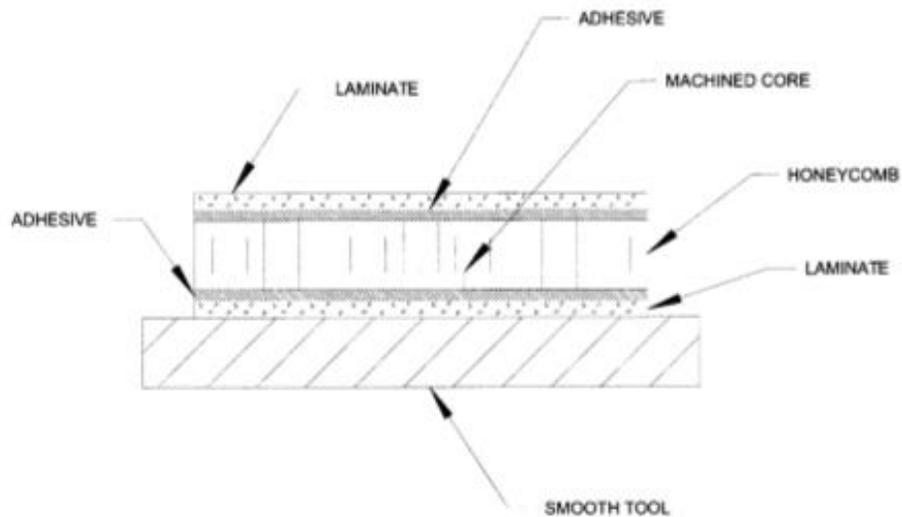


Figura 6: Laminate to Honeycomb Lay-up

3.1.3 Cure Pressure

Use of an autoclave or an automated oven will be required for all bonds. Cure all bonds in a vacuum bag at 11-12 psi (568.9 - 620.6 mm Hg; 75.9 - 82.7 kPa).

3.1.4 Engineered Flaws and Special Panel Areas

a) Skin-to-Honeycomb Disbond

Machined core areas will be milled out of the honeycomb using a dremel tool, router, or equivalent to produce a flat-bottomed hole as per Figure 6 (also see Appendix A). Depth of machined core flaws in the honeycomb will be approximately 0.250 inch (6.35mm).

b) Pillow Inserts

Pillow inserts consist of four layers of tissue held together between two layers of heat resistant, polyamide film tape (See Figure 7). Insert the 1 .O inch (25.4mm) diameter pillow inserts into the laminate lay-up at the locations called out in the specimen drawings CHRS-1 and CHRS-2.

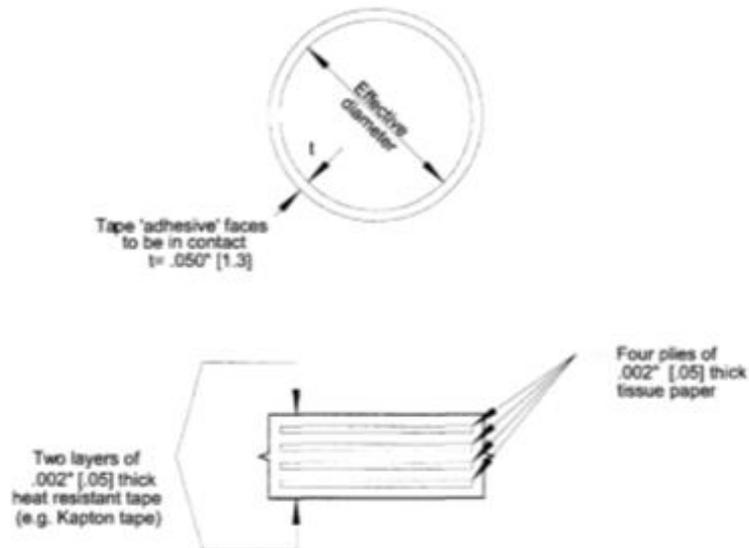


Figure 7: Pillow Insert Construction

c) Core Splice Area

Core splice area will be fabricated using a single strip of foaming adhesive. Note the ribbon direction as shown in Figure 4. Cure under a vacuum bag at 250°F (120°C) for 90 minutes.

d) Potted Core Areas

Potted core areas will consist of filling the honeycomb cells in a 1.0 inch (25.4mm) diameter area with potting material and curing under a vacuum bag for 90 minutes at 250°F (120°C). The individual cells can be filled or all cells in the 1.0 inch (25.4mm) diameter region can be removed and the entire area potted with one fill. The summary of the process is as follows. Place masking tape over the bottom of the cells that are to be filled with potting material (See Figure 8). Mix the core potting material thoroughly in a container. Draw a vacuum on the container to remove any trapped air in the mixture. Use a syringe to inject the potting material into each cell within the 1 inch (25.4mm) diameter area of interest (See Figure 8).

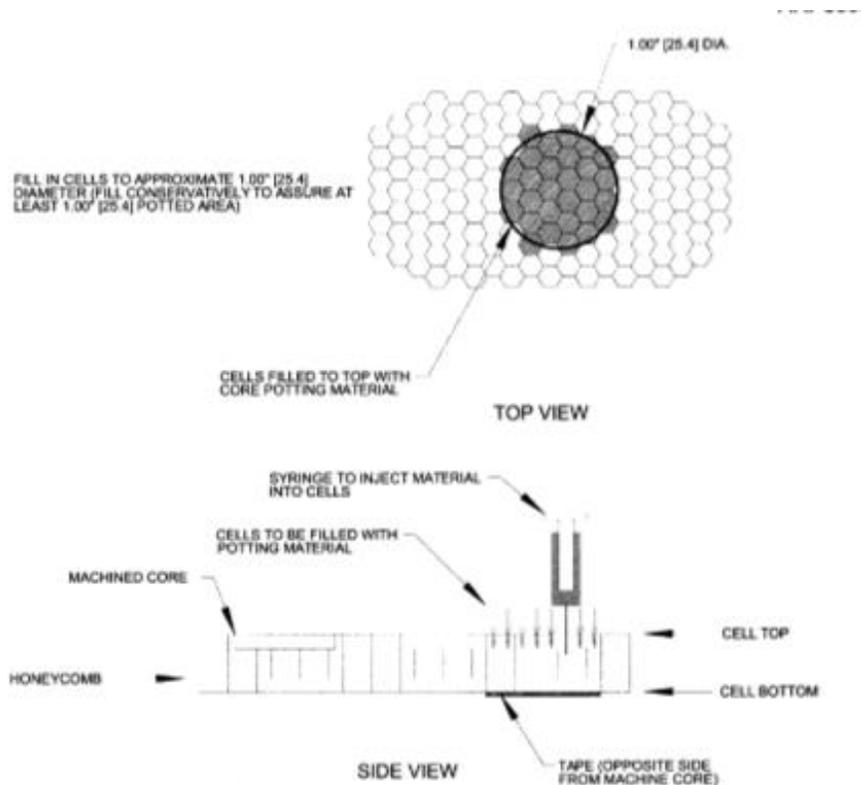


Figura 8: Process for Creating Potted Honeycomb Core Areas

3.1.4.1 Step-By-Step Directions for Producing Potted Honeycomb Core Regions

Figure 8 and Appendix A should be referenced while following these directions for producing potted cores.

a) Prepare a half-batch of CG1305 epoxy resin (or equivalent - see materials list 4.1). The CGI 305 standard ratio is 100/20.

- Part A: 50 grams
- Part B: 10 grams

Note: With this batch size, two lynch (25.4 mm) diameter sized areas can be encapsulated before the resin starts to gel; 30 minute pot life. A power syringe can be used if large areas need to be encapsulated. If the material has started to gel discontinue process and prepare another fresh batch of resin.

b) Mix batch by hand for 2 minutes using a wooden tongue depressor, spatula, or equivalent.

c) Place mixing container with material into an vacuum chamber and evacuate the mixture (approximately 10-11 psi) until all volume reduction is achieved. Remove mixing container from the vacuum chamber.

d) Pour the epoxy into a 30 cc plastic syringe. Set the syringe on its base and allow any air bubbles to rise to the free surface.

Note: While filling the syringe, tilt the syringe at an angle and slowly pour the material into the syringe. Avoid trapping or generating any air bubbles in the resin system.

e) Place a metallic syringe needle onto the syringe. Use a minimum 1/16 inch (1.6 mm) diameter ID needle with this resin system. The length of the needle will be determined by the thickness of the honeycomb cells being filled. The needle should reach to the base of the honeycomb. After the resin is void-free. Run the plunger up through the syringe to eliminate any free space in the syringe.

f) Seal the base of the honeycomb cells that are to be filled with potting material using masking tape. Make sure that the panels and work surfaces are flat and parallel. Assorted plates can be used as weights to ensure that the honeycomb panels are kept flat around the areas to be potted.

g) Carefully begin filling the honeycomb cells by inserting the needle into each cell. The needle should be touching the bottom of the cell. Slowly fill the cell approximately 3/4 full withdrawing the needle as the material fills the cell. Remove the syringe and continue filling the desired area/pattern in the honeycomb. After the area has been filled, top off any cells which need additional resin.

h) Cure for 2-3 hours at room temperature followed by a 250°F (1200C) post-cure per specifications (or other as per manufacturer's specifications).

Note: The masking tape should be removed before the panels are exposed to the 250°F (1 200C) post-cure. Maintain flatness during the post-cure. Thin PTFE sheets, flat plates, and dead weights can be used to keep the panels flat. Make sure that any weighting system is distributed evenly over the honeycomb. Localized weights may crush honeycomb cells.

3.1.5 Sealing

When the laminates have been bonded to the honeycomb core, a complete composite/honeycomb sandwich assembly will be produced in accordance with Figure 9. It is now necessary to seal each panel around the periphery to avoid moisture ingress and to provide mechanical protection. The sealing process is as follows. Rout the honeycomb to remove approximately .250 inch (6.35mm) of honeycomb material around the perimeter of the panel. The honeycomb is now recessed from the upper and lower laminates as shown in Figure 9. Seal all honeycomb edges using the sealant called out in section 4.1 "Materials". It may be necessary to add a stiffener such as milled fiberglass to the sealant for easier workability and proper set-up. Once the sealant is set, it should be sanded/finished such that it is smooth and flush with the laminate edges (See Figure 9).

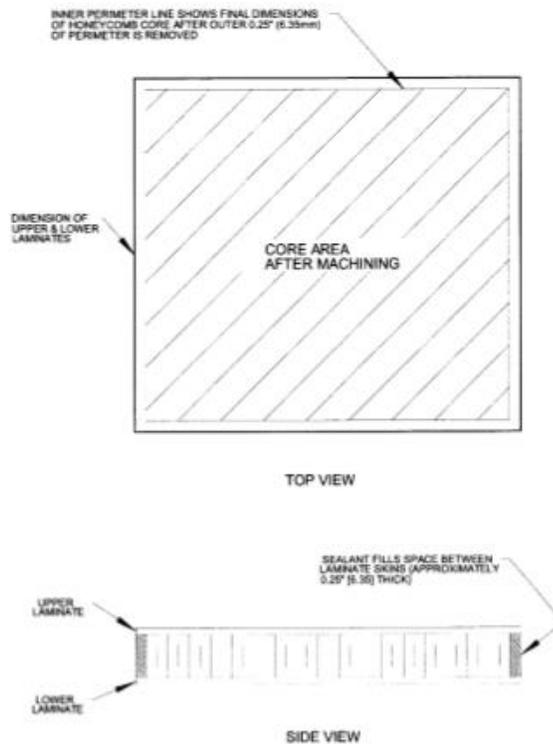


Figura 9: Application of Sealant Around Perimeter of Honeycomb Panels

3.1.6 Materials

Representative materials are listed in 4.1.

3.1.7 General Requirements

- a) All other aspects of fabrication (surface preparation, clean room, etc.) should be in accordance with industry standards.
- b) Fill in the checklistlas-built form to verify materials and processes used during the construction of the panels, Provide completed "As-Built" forms to customer.
- c) Ensure that marking of specimen numbers and flaw locations is permanent. Label the flaw side of each finished product with the corresponding specimen number (see Drawings CHRS-1 and CHRS-2).
- d) Numbers that are in [] on Figures are millimeters.
- e) Perform a certification inspection in accordance with 3.2 "Acceptance Criteria." Provide C-scan results, with attenuation levels labeled as specified in section 3.2, to customer.

3.2 Acceptance Criteria

The acceptance criteria shall be as defined in Table 3 and Figure 10.

Reference Standard Location	Acceptance Limits *
Pillow Insert (Interply Delamination)	The ultrasonic attenuation of the Pillow Insert areas must be at least 12dB greater than the attenuation of the Ref. Std. areas without defects.
Machined Core (Disbond)	The ultrasonic attenuation of the Machined Core areas must be at least 12dB greater than the attenuation of the Ref. Std. areas without defects.
Potted Core	The ultrasonic attenuation of the Potted Core areas must be at least 6dB less than the attenuation of the Ref. Std. areas without defects.
Unflawed Area	The ultrasonic attenuation of unflawed areas must be at least 18dB less than the attenuation of the foam tape on the Ref. Std.

Tabla 11: Acceptance Criteria for Ultrasonic Inspection of Standards

*Use a 1 MHz Through-Transmission Ultrasonic (TTU) inspection system.

3.2.1 The Reference Standards must be certified using a Through Transmission Ultrasonic (TTU) 'C' scan inspection. Label each flaw with the corresponding attenuation value determined by the TTU inspection.

3.2.2 Ultrasonic indications outside the defect areas must be no greater than 0.50 inch (12.7mm) in diameter. An ultrasonic indication is an area with ultrasonic attenuation that is at least 6 dB larger than the attenuation of the adjacent areas without defects. Multiple indications must be at least 1.00 inch (25.4 mm) apart. There should be no more than three (3) anomaly indications in the non-defect regions of the specimen. If there are more than three areas with deviations of 6 dB or more, the panel is rejected. The location of all of these UT indication regions should be permanently marked on the standard to show "no calibration" areas on the specimen. If any UT indication in the unflawed region exceeds 18 dB, the specimen shall be rejected.

3.2.3 See Figure 10 for Attenuation Acceptance Limits.

3.2.4 Flaw Sizing: A 1 .0 inch [25.4 mm] diameter piece of foam tape (see 4.1 Materials) shall be placed on the specimen during the TTU inspection. In addition to providing relative attenuation levels for flaw certification, the tape will be used to ensure correct flaw sizing. Indications from the machined core and pillow insert flaws shall be recorded on the TTU C-scan image. The size of these manufactured flaws shall be within 5 10% of the foam tape anomaly size shown in the C-scan. As per Table 3, the manufactured flaw areas should produce 12 dB or larger attenuation. Individual, unflawed areas

surrounding the manufactured flaws that produce less than 12 dB but greater than 3 dB of attenuation shall not exceed 20% of the flaw dimension.

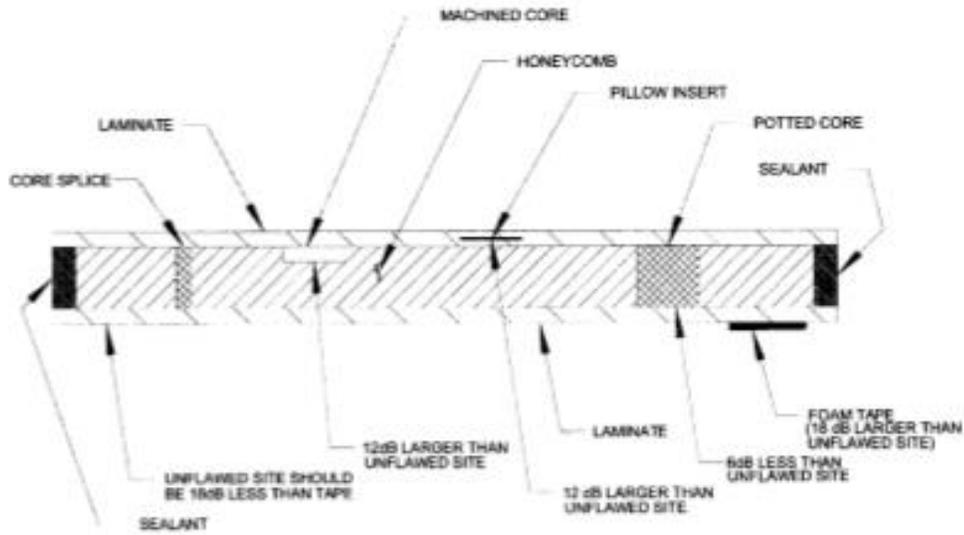
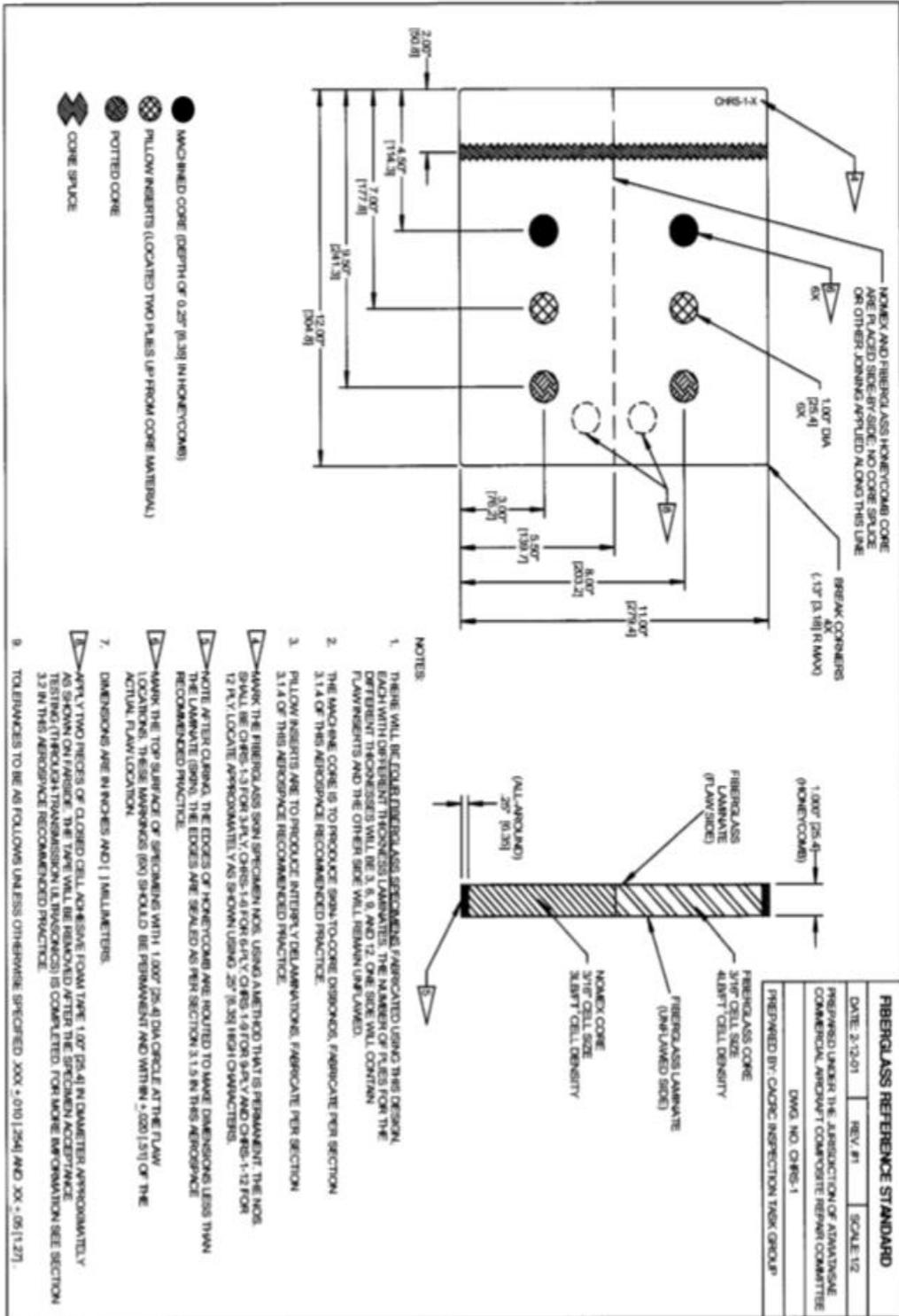


Figura 10: Attenuation Acceptance Limit

3.3 Engineering Design Drawings for Fiberglass Skin (CHRS-1) and Carbon Skin (CHRS-2) Honeycomb Reference Standards:



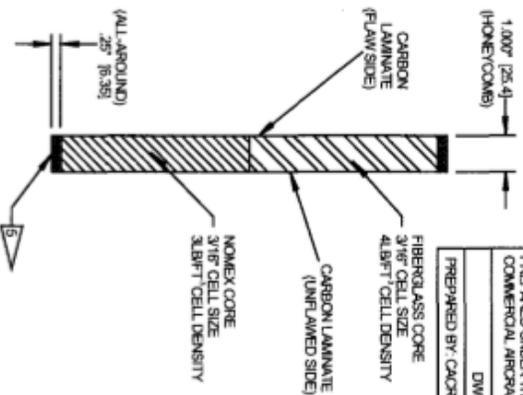
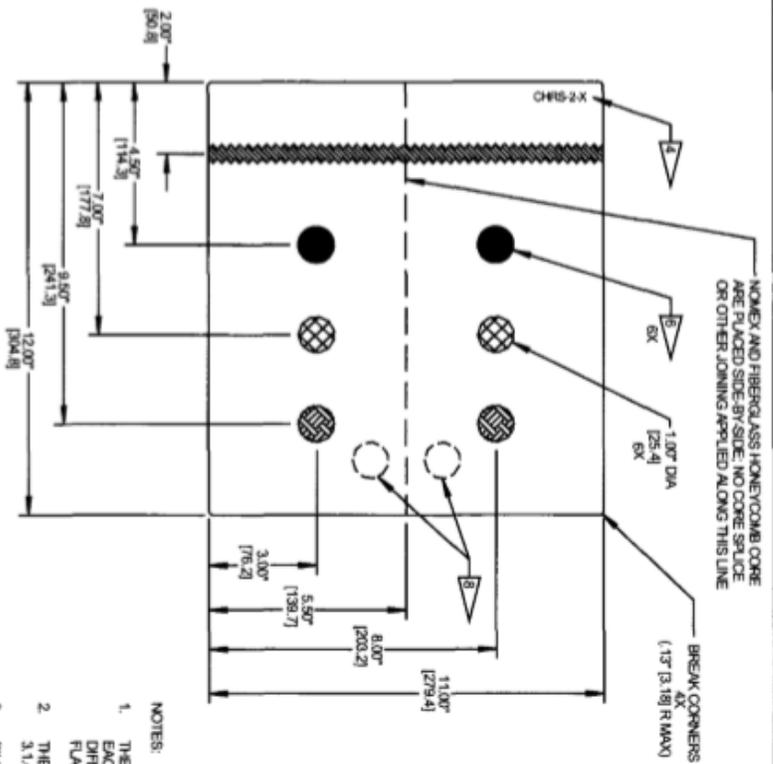
CARBON REFERENCE STANDARD

DATE: 2-12-01 REV #1 SCALE: 1/2

PREPARED UNDER THE JURISDICTION OF AVIATION
COMMERCIAL AIRCRAFT COMPOSITE REPAIR COMMITTEE

DWG. NO. CHR5-2

PREPARED BY: OACRC INSPECTION TASK GROUP



NOTES:

1. THERE WILL BE FOUR CARBON SPECIMENS FABRICATED USING THIS DESIGN, EACH WITH DIFFERENT THICKNESS LAMINATES. THE NUMBER OF PLYS FOR THE FLAW INSERTS AND THE OTHER SIDE WILL REMAIN UNFLAWED.
2. THE MACHINE CORE IS TO PRODUCE SKIN-TO-CORE DISBONDS. FABRICATE PER SECTION 3.1.4 OF THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
3. FILLW INSERTS ARE TO PRODUCE INTERPLY DELAMINATIONS. FABRICATE PER SECTION 3.1.4 OF THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
4. MARK THE CARBON SKIN SPECIMEN NOS. USING A METHOD THAT IS PERMANENT. THE NOS. SHALL BE CHR5-2.3 FOR 3-PLY, CHR5-2.6 FOR 6-PLY, CHR5-2.9 FOR 9-PLY, AND CHR5-2.12 FOR 12-PLY. LOCATE APPROXIMATELY AS SHOWN USING .25" (6.35) HIGH CHARACTERS.
5. NOTE AFTER CURING, THE EDGES OF HONEYCOMB ARE ROUTED TO MAKE DIMENSIONS LESS THAN THE LAMINATE (90°). THE EDGES ARE SEALED, AS PER SECTION 3.1.5 IN THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
6. MARK THE TOP SURFACE OF SPECIMENS WITH A 1.00" (25.4) DIA. CIRCLE AT THE FLAW LOCATIONS. THESE MARKING (ØX) SHOULD BE PERMANENT AND WITHIN ±.001 (25.4) OF THE ACTUAL FLAW LOCATION.
7. DIMENSIONS ARE IN INCHES AND IN [] MILLIMETERS.
8. APPLY TWO PIECES OF CLOSED CELL ADHESIVE FOAM TAPE, 1.00" (25.4) IN DIAMETER APPROXIMATELY AS SHOWN ON FIGURE. THE TAPE WILL BE REMOVED AFTER THE SPECIMEN ACCEPTANCE TESTING (THROUGH TRANSMISSION ULTRASONICS) IS COMPLETED. FOR MORE INFORMATION SEE SECTION 3.2 IN THIS AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE.
9. TOLERANCES TO BE AS FOLLOWS UNLESS OTHERWISE SPECIFIED: XX ±.010 (254) AND XX ±.05 (1.27).

- MACHINE CORE (DEPTH OF 0.25" (6.35) IN HONEYCOMB)
- ◻ FILLW INSERTS (LOCATED TWO PLYS UP FROM CORE MATERIAL)
- ◻ POTTED CORE
- ◻ CONE SPACE

ANEXO 2, EXPANSIÓN DE LA DELAMINACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS

LA EXPANSIÓN DE LA DELAMINACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS

La delaminación, la exfoliación o separación de capas individuales de un material compuesto laminado, es un tipo habitual de falla en las estructuras de materiales compuestos. Una nueva norma propuesta de ASTM International ayudará a predecir la propagación de la delaminación.

El desarrollo de la nueva norma propuesta, la [WK30580](#), Guía para la creación de soluciones de referencia para el análisis de la expansión de la delaminación de materiales compuestos, está a cargo del Subcomité D30.02 sobre investigación y mecánica, que forma parte del Comité de ASTM International [D30](#) sobre materiales compuestos.

Según Ronald Krueger, investigador adjunto del National Institute of Aerospace (Instituto Estadounidense Aeroespacial), la guía propuesta incluirá varias soluciones de referencia (soluciones con las que podrán compararse otras soluciones) para el inicio y la expansión de la delaminación en muestras de materiales compuestos que sean representativas de lo que podría ocurrir en estructuras de este tipo de materiales.

“Tener la posibilidad de predecir la propagación, el inicio y la expansión de la delaminación en códigos de elementos finitos comerciales que use la industria para diseñar y certificar estructuras de materiales compuestos permitirá hacer análisis para reducir la cantidad de pruebas de piezas exigidas ahora en el enfoque de bloques de construcción para la certificación de estructuras de materiales compuestos resistentes a daños”, dice Krueger. Krueger menciona que, mediante el uso de una combinación de pruebas y análisis en lugar de hacer sólo pruebas, los diseños se crearán en forma más rápida y menos costosa y se certificarán en menos tiempo que como ocurre en la actualidad.

“La norma WK30580 también describirá un enfoque que los usuarios podrán seguir para desarrollar sus propias soluciones de referencia”, dice Krueger.

“Una vez desarrolladas, estas soluciones de referencia podrán ser usadas por quienes desarrollan códigos de elementos finitos para evaluar su implementación o por los usuarios finales de códigos para calibrar los parámetros de entradas numéricas exigidos para obtener resultados correctos. Luego de haber identificado los parámetros, podrán usarse con confianza para modelar la expansión de la delaminación para configuraciones más complejas”.

Se recibe con agrado la participación de todos los interesados en el desarrollo de la WK30580. Krueger dice que el Subcomité D30.02 está

buscando expertos con conocimientos y experiencia en análisis de elementos finitos, desarrollo de códigos, evaluación del rendimiento, validación y verificación de códigos, mecánica de fracturas y materiales compuestos.

CONTACTO

Información técnica: [Ronald Krueger](#), National Institute of Aerospace,
Hamilton, Virginia

Teléfono: 757-864-3482

Personal de ASTM: [Ashley Wiand](#)

Teléfono: 610-832-9551

ANEXO 3, CERTIFICADOS DE CALIBRACIÓN

GE

Inspection Technologies

CERTIFICATE OF CALIBRATION, CERTIFICATE #14032885/86070676/1000

Calibrated Instrument Serial No.: USMS013046321

Customer Asset #: Not Recorded or Assigned

Issued to: CIAC
Bogota,^{*}
Colombia

Service Order: 14032885/86070676/1000
PO Number: 8NB03214USA
Model: USM GoDMS Go
Part Number: 022-510-440
Description: Digital Flow Detector
Manufacturer: GE Inspection Technologies

The accuracy of the instrument described above has been confirmed by factory standard test equipment and/or laboratory reference standards traceable to the National Institute of Standards and Technology. The uncertainty factor of the block standards used does not exceed 25% of the tolerance of the characteristic being verified. This facility's quality system is registered to ISO 9001:2008 and is compliant to MIL-STD-45663A and ANSI/NCSS, Z540-1-1994

Calibration Date: Tuesday, October 28, 2014
Calibration Due: Wednesday, October 28, 2015
Interval: 12

Avg. Temperature: 78.6° F **Avg. Humidity:** 52.3% RH
Procedure Used: QCP1391

In-Tolerance As-Received: **In-Tolerance As-Shipped:** **Tests All Passed:** **Limited Calibration:**

The following Test Equipment was used to CALIBRATE/CERTIFY your instrument:

SERIAL	MODEL	Equipment Mfg	Cal. DATE	CAL DUE	US78s
1430428-C	TD-800	Lewistown	24-Oct-14	24-Jul-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 1152, 1267, 1273, 1317, 1332, 1438, 1768, 1833, 2189, 2197, 2186, 2216, 429437, 432876, 436453
1430428-F	TD-800	Lewistown	24-Oct-14	24-Jul-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 1152, 1267, 1273, 1317, 1332, 1438, 1768, 1833, 2189, 2197, 2186, 2216, 429437, 432876, 436453
00928R	CA-2114	Lewistown	04-Jun-14	04-Mar-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 429437, 432876, 436453, 1267, 1273, 1317, 1332, 1438, 1768, 1833, 2189, 2197, 2186, 2216, 429437, 432876, 436453
P-3100	Fluorid Shim Set	Lewistown	16-Apr-15	16-Apr-15	821027327-07, 821027819-10
8812013	TDS300H	Tekzone	29-Sep-14	31-Oct-15	2189
LN4026	Linearity Test Box	Lewistown	03-Oct-14	03-Oct-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 429437, 432876, 436453, 1152, 1273, 1317, 1438, 2189, 2197, 2186, 2216, 2346
WH4002088	3285A	Agilent	30-Sep-14	31-Oct-15	1267, 1332, 1333, 1768
WH47261585	11712B	Agilent	29-Sep-14	31-Oct-15	1333, 1768, 2189
WH46021031	E3630A	Agilent	30-Sep-14	31-Oct-15	1333, 1768
337211	Alpha 2 DFT	Lewistown	20-May-14	20-Feb-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 429437, 432876, 436453, 1152, 1267, 1273, 1317, 1332, 1438, 1768, 1833, 2189, 2197, 2186, 2216, 429437, 432876, 436453
00K3P	DMS2 Fast Stack	Lewistown	20-Aug-14	20-Aug-15	821024821-05, 821027928-07, 821028921-07, 821028921-06, 821021181-06, 821028310-03, 821024888-01, 821024707-01, 821028717-02, 821028079-03, 821028344-03, 821027003-03, 821021329-05, 8210273187-05, 821027427-07, 821027427-07, 821027427-08, 821027678-10, 821027948-10, 429437, 432876, 436453, 1152, 1267, 1273, 1317, 1332, 1438, 1768, 1833, 2189, 2197, 2186, 2216, 429437, 432876, 436453
8812080	Spectrum SP-3000-2SR	Vertec	08-Oct-14	31-Oct-15	2267, 2281
821126	Zero Block, CL300	Lewistown	18-Sep-14	16-Sep-15	821028154-04, 821027819-10, 821027948-10, 429437, 432876, 436453
881214348	8490	Agilent	28-Sep-14	31-Oct-15	1333, 1768, 2189

Certified By: **Email:** dove.kuhn@ge.com

30 Industrial Park Road, Lewistown, PA 17044. For Customer Service, call 717-447-1310. Fax: 717-242-5054
Certificate #14032885/86070676/1000 Page 1 of 2

This Certificate shall not be reproduced, except in full, without written approval of GE Inspection Technologies
GE Inspection Technologies Document #021-J4C-178, Revision 1

GE Inspection Technologies



99424384	9640	Agent	28-Sep-14	31-Oct-15	1323, 1180, 2100
220	FWH Grid Set	Lewisdale	03-Jul-14	03-Jul-15	821079431-07, 821079070-10
1940376L	PHED	GE Lewistown	26-Oct-14	20-Jul-15	821029421-05, 821029322-07, 821029821-07, 821029843-08, 821001011-05, 8210291778-06, 8210291010-03, 8210294565-01, 8210294707-01, 8210295717-02, 8210298375-03, 821029544-05, 821029069-02, 8210271369-03, 8210271817-03, 8210279431-07, 8210274621-07, 8210275483-08, 821029079-10, 821029484-18, 821029090-11, 20248, 20724, 20662, 20166, 22105, 22862, 22883, 24148, 24654, 22827, 207518, 27902, 26073, 42548, 42501, 42047, 42813, 43662, 1387, 1102, 1103, 1219, 1273, 1317, 1363, 1373, 1404, 1406, 1583, 1789, 1189, 1638, 2108, 2117, 2168, 2240
1228	Special ASTM E 207	PH Tool	17-Mar-14	17-Mar-15	821029215-04, 821029070-10, 821029484-18

LEWISDALE (S):

Kuhn, Dave

Email: dave.kuhn@ge.com

50 Industrial Park Road, Lewistown, PA 17044. For Customer Service, call 717-447-1330. Fax: 717-242-5054

Certificate #14037885/86070676/1000 Page 2 of 2

This Certificate shall not be reproduced, except in full, without written approval of GE Inspection Technologies

GE Inspection Technologies Document #021-242-176, Revision 1

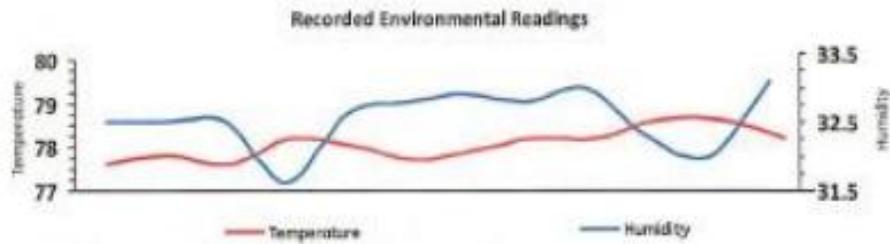
GE Inspection Technologies



Environmental Data Report

Cert Number: 14032885/86070576/1000

Instrument SN: USMGO13046321



Reading Samples:

10/28/2014	12:51:57 PM	77.6	F	32.5	RH
10/28/2014	12:56:57 PM	77.8	F	32.5	RH
10/28/2014	1:01:57 PM	77.6	F	32.5	RH
10/28/2014	1:06:58 PM	78.2	F	31.6	RH
10/28/2014	1:11:57 PM	78.0	F	32.6	RH
10/28/2014	1:16:57 PM	77.7	F	32.8	RH
10/28/2014	1:21:57 PM	77.9	F	32.9	RH
10/28/2014	1:26:57 PM	78.2	F	32.8	RH
10/28/2014	1:31:57 PM	78.2	F	33.0	RH
10/28/2014	1:36:59 PM	78.6	F	32.3	RH
10/28/2014	1:41:59 PM	78.6	F	32.0	RH
10/28/2014	1:46:57 PM	78.2	F	33.1	RH

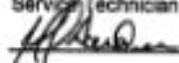
CERTIFICATE OF CALIBRATION

Certificate Number: K33665
Customer: Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana S.A. CIAC

Unit Model P/N: BondMaster 1000e+
Description: 1000BM1702R102207
Unit Serial No: 1-01696
Customer Reference Number: 28-Mar-14
Calibration Date: 28-Mar-15
Calibration Date Due:

Calibration / Test Certified By:

Name: J. Gardner
Function: Service Technician

Signature: 

Tests Conditions

Temperature (C/F) 24 / 75
Humidity (%) 34

Instrument Tolerance Status

	IN	OUT	N/A
As Found:	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
As Left:	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Location of Calibration

Olympus Scientific
Solutions Americas
421 North Quay Street
Kennewick
WA 99336
USA

Calibration procedure(s):

CTP-218 Rev 5

Special Note: SPO / MOD
N/A

Calibration Test Equipment Used

Test Standard(s):

Type	Unit ID	MFR	Part Number	Serial Number	Calibration Due
Oscilloscope	1944	TEK	TDS2012B	C066576	12-Mar-15
DMM	1946	FLUKE	87 DMM	99250061	10-Mar-15
Freq Gen	1945	TEK	AFG3101	C020897	12-Mar-15
Ref Std	NA	NA	NA	NA	NA
Additional	NA	NA	NA	NA	NA

This calibration was performed in accordance with the applicable portions of ISO 10012:2003 Quality Assurance Requirements for Measuring Equipment, ANSI Z540.3-2006 Calibration Laboratories and Measuring and Test Equipment - General Requirements, and customer order technical requirements. Measuring standards and test equipment used are traceable to the National Institute of Standards and Technology.

Unless otherwise indicated, the test accuracy ratio for each calibrated parameter is at least 4:1

877-225-8380
customer.service@olympusndt.com
<http://www.olympus-ims.com>