

## Conclusiones

Muchos países no cuentan en su territorio con suficientes fuentes de energía fósiles como el petróleo, carbón y gas.

Los combustibles importados son de alto costo y a veces presentan problemas de un suministro inseguro.

Por tal razón debería instaurarse una política de Estado para impulsar el crecimiento en la utilización de las energías renovables, las que tienen la ventaja de estar situadas en el propio país.

## Bibliografía

1. Lovelock, James. Página 14.
2. Lagos, Ricardo. Discurso inaugural pronunciado en su calidad de Enviado Especial de las Naciones Unidas para el Cambio Climático. Seminario realizado en Santiago de Chile en junio de 2007.
3. Yan Arthus-Bertrand. Discurso pronunciado en su calidad de Director de la Organización Good Planet en el Seminario realizado en Santiago de Chile en junio de 2007.
4. Diario "El Mercurio". Página A-9 de 23 de septiembre de 2014.
5. Diario "El Mercurio". Página B-1 de 23 de septiembre de 2014.

## Estudio de la respuesta a fatiga de la aleación de aluminio 2024 T3 sometida a impacto balístico y formulación de una reparación mediante fibra de vidrio.

MAY. (IPM) Mauricio Cereceda Truan, Ingeniero Aeronáutico.

Dr. Ing. Alberto Monsalve González, Jefe Área Ingeniería de Materiales, Dpto. Metalurgia, Facultad de Ingeniería, USACH.

Dr. Ing. Alfredo Artigas Abuin, Jefe Laboratorio SIMET, USACH.

## Resumen



Las aleaciones de aluminio 2024 T3 se emplean en la construcción de fuselaje de aeronaves. En situaciones de combate, los helicópteros que transportan tropas se ven expuestos a impactos de munición de calibres ligeros como el empleado por la infantería. Se estudió en el presente trabajo el comportamiento a fatiga de

placas de aluminio 2024 T3 sometidas a impacto de munición 7,62x51 mm. Para ello se sometieron una serie de probetas a impacto balístico con esta munición, estudiándose posteriormente las condiciones de propagación de grietas de fatiga, utilizando fatiga axial a una frecuencia de 100 Hz. Se midió el número de ciclos necesarios para producir un avance de





grieta a una carga determinada, repitiéndose la experiencia a distintas cargas. Se formuló además una reparación de rápida aplicación sobre la base de parches de fibra de vidrio. Los resultados obtenidos muestran que a partir de curvas del tipo S-N, es posible asegurar un incremento razonable de la vida útil a fatiga en este tipo de situaciones, vislumbrándose la reparación propuesta como una alternativa razonable en situaciones de contingencia. Se realizó además un estudio de los aspectos microestructurales asociados a la reparación, mediante microscopía electrónica de barrido, encontrándose que la propagación de grietas por fatiga presenta una morfología preferencialmente frágil sin estriaciones. A su vez, la reparación mediante parches de fibra de vidrio, muestra una fractura asociada al colapso de la resina y a la cortadura de las fibras.

## Abstract

Aluminum alloy type 2024-T3 is used for the construction of airplanes fuselages. In combat situations, helicopters that carry troops to ground are exposed to ballistic impacts from low calibre weapons such as those used by infantry.

The fatigue behavior of 2024-T3 aluminum sheets subjected to ballistic impact of 7,62x51 mm munitions was studied. For this purpose, a number of aluminum sheets were exposed to ballistic impacts with this type of munitions; the conditions for fatigue crack propagation by axial load at a frequency of 100 Hz was studied, measuring the number of cycles needed for crack to propagate with different loads. Repair by application of glass fiber was proposed.

The results obtained from S-N curves show that it is possible to increase the fatigue life of sample subjected to ballistic impact and then repaired.

This is an important result that validates repairs as reasonable alternative in emergency situations. A microstructural study based in scanning electron microscopy was carried out; it was found that fracture surfaces are related to brittle behavior without striations. Study of fracture surfaces of patches shows the collapse of resin and brittle fracture of fibers.

## Introducción

La aleación de aluminio 2024 con el tratamiento térmico T3 es una de las aleaciones más utilizadas en el mundo aeronáutico, en la fabricación de fuselajes. Con esta aleación se construyen fuselajes de aviones y de helicópteros, aprovechando su alta resistencia y baja densidad, casi siempre en espesores delgados que no exceden los 2 mm. En la aviación militar, esta aleación también es muy utilizada en todo tipo de aeronaves, particularmente en helicópteros y en aviones diseñados para vuelos a baja altura (aviones antiguerrilla). Durante operaciones de transporte de tropas, ayuda aeromédica o salvataje, las aeronaves están frecuentemente sometidas a fuego de armas ligeras, tales como el fusil de asalto AK-47 u otros. El daño que generan estas armas ligeras es menor, aun cuando en ciertas circunstancias pueden llegar a comprometer la integridad de la aeronave. En el caso de recibir impactos, el fuselaje se perfora, dejando un orificio de un tamaño aproximado igual al calibre empleado, lo que actúa como un concentrador de tensiones, durante el servicio. A su vez, este concentrador de tensiones sumado a los esfuerzos cíclicos propios del vuelo, es capaz

de generar agrietamiento por fatiga en la placa de aluminio. Debido a las condiciones propias de las operaciones militares, no siempre es posible proceder con rapidez suficiente con el reemplazo de la pieza dañada, razón por la cual se hace necesario contar con un procedimiento rápido para reparar este tipo de daños. La propuesta del presente trabajo es la de evaluar una reparación hecha empleando fibra de vidrio, aplicada con la ayuda de un adhesivo estructural. La evaluación se lleva a cabo a través de la medición del número de ciclos necesarios para la propagación de grietas por fatiga, comparando probetas reparadas con muestras impactadas y no reparadas.

Si bien es cierto los manuales de reparación estructural especifican claramente los tipos de daños que puede sufrir una determinada pieza y la forma de reparación, el estudio busca proponer una solución eficiente y confiable para una situación de combate donde el tiempo, horas hombre y de vuelo juegan un papel fundamental<sup>[1-3]</sup>. Esta solución se plantea sobre la base de utilizar materiales compuestos en el diseño de una reparación rápida y eficaz, capaz de ser empleada en forma sencilla y sin la necesidad de grandes recursos de infraestructura.

### Procedimiento experimental

Se realizaron ensayos de impacto balístico sobre un número apropiado de placas de aluminio 2024 T3, con munición 7,62x51 mm, empleando la norma UL752<sup>[4]</sup>. Las probetas empleadas se muestran en la figura 2 y han sido diseñadas bajo criterios extraídos de la norma ASTM E647. En la figura N° 1 se muestra un plano de la probeta empleada, mostrándose el orificio de 8 mm de diámetro causado por el proyectil.

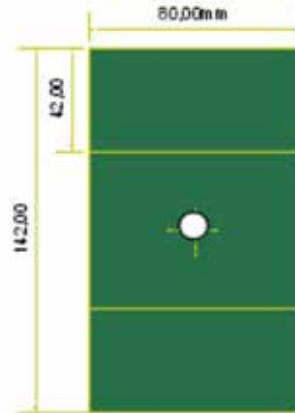


Figura N° 1: Probeta utilizada. En el centro se aprecia la perforación generada por el proyectil.

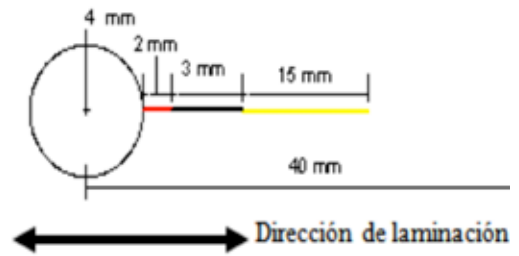


Figura N° 2: Esquema de la perforación, la entalla de 2 mm, la pregrieta de 3 mm y la grieta final de 15 mm.

Se generó una entalla de 2 mm, después de lo cual se sometió el material a fatiga en una máquina de fatiga resonante Rumul a una frecuencia aproximada de 100 Hz. Se generó en las probetas un preagrietamiento de 3 mm, luego de lo cual se contabilizaron los ciclos necesarios para generar un crecimiento de grieta de 15 mm, lo que se resume en la figura N° 2.

Con el fin de trazar la curva S-N para cada tipo de reparación, se aplicaron cinco niveles de cargas, con razón de carga  $R=0,5$ , las que se resumen en la tabla N° 1.





Nivel de carga	Carga Máxima [kN]	Carga Mínima [kN]
1	10	5
2	8,75	4,25
3	8	4
4	7	3,5
5	6	3

Tabla N° 1: Cargas utilizadas para el crecimiento de grieta.

## Caracterización del Material y Tratamientos Superficiales

La aleación de aluminio seleccionada en esta investigación es la aleación 2024-T3, ampliamente utilizada en la industria aeronáutica en la fabricación de componentes estructurales por su elevada tenacidad y resistencia a la corrosión bajo tensión.

La composición química de esta aleación se determinó por espectrometría de emisión óptica y coincide con las descritas en la literatura. Las propiedades mecánicas se determinaron mediante el ensayo de tracción. Los resultados obtenidos se presentan en la tabla N° 2.

El tratamiento térmico T3 corresponde a un tratamiento de solubilización cercano a 490°C, seguido de temple, trabajo en frío y envejecimiento natural<sup>[5]</sup>.

Aleación	E (GPa)	$\sigma_{YS}$ (MPa)	$\sigma_{UTS}$ (MPa)	Elong. %
2024 T3	72	345	485	18

Tabla N° 2: Propiedades mecánicas de la aleación 2024 T3 [5].

La aleación base se obtiene a partir del proceso de laminación del aluminio. Las probetas son extraídas de las chapas con orientación T-L con respecto a la dirección del laminado, según se muestra en la figura N° 2. Con esta orientación

se garantiza que las condiciones con las que va a fatigar sean las más críticas, favoreciendo la etapa de crecimiento subcrítico de las fisuras. En esta figura se observa además que la orientación de los granos en el corte transversal coincide con la dirección de laminación y, por tanto, se puede asegurar que los resultados que se obtengan de los ensayos de fatiga corresponderán a la situación en servicio más desfavorable para el componente.

La reparación consistió en parches de fibra de vidrio de 40x47 mm, aplicados mediante un adhesivo estructural, cubriendo completamente el orificio abierto por el proyectil, como se muestra en la figura N° 4.

Se utilizó la fibra de vidrio de alta resistencia denominada S-2 4533, con un tejido del tipo tafetán roving, bidireccional. Se utilizó la resina Me pox 324 PC debido a sus buenas características térmicas, mecánicas y de curado. El adhesivo estructural utilizado fue Hyson 9320, con un tiempo de curado de 60 min a 82 °C.

Tabla 3.-Composición química: aleación 2024 T3 [6]

%Cu	%Mg	%Fe	%Si	%Mn	%Zn	%Ti	%Cr
3,8-4,9	1,2-1,8	0,5 máx	0,5 máx	0,3-0,9	0,25 máx	0,15 máx	0,10 máx

En la figura N° 3 se muestra una de las probetas que ha sido impactada por un proyectil.

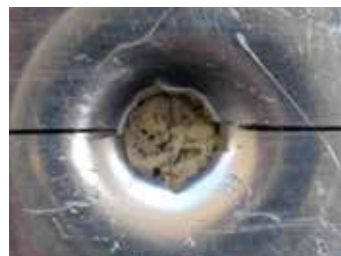


Figura N° 3: Probeta de aluminio sometida a impacto balístico.

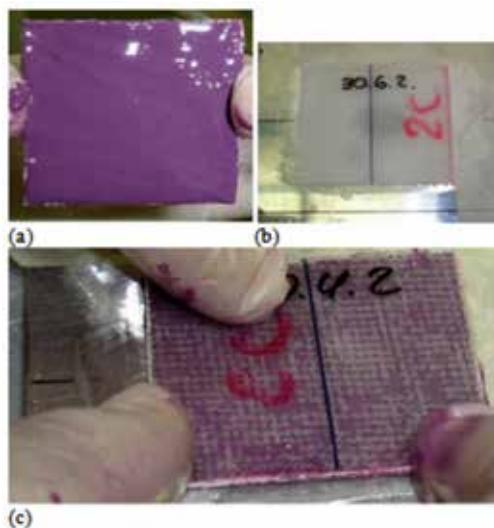


Figura N° 4: (a) Reparación de fibra de vidrio impregnada de adhesivo estructural; (b) Reparación terminada; (c) Aplicación del parche de fibra de vidrio.

En la figura N° 4 se muestran distintos aspectos del proceso de reparación. En primer lugar, en (a) se muestra un parche de fibra de vidrio impregnado de adhesivo estructural, listo para ser aplicado. En (b) se muestra la reparación ya terminada y en (c) el momento en que se adhiere el parche a la lámina de aluminio.

### Modelo empleado

Se han ajustado las curvas S-N a través de un modelo hiperbólico al que se ha supuesto con una asíntota en el eje vertical que corresponde al límite de fatiga, de la siguiente forma:

$$(S - a)N^m = B \tag{1}$$

En que S es el esfuerzo aplicado, N es el número de ciclos para generar un crecimiento de grieta desde 3 hasta 18 mm (15 mm de crecimiento), a es el valor asíntótico hacia el cual tiende el esfuerzo cuando el número de

ciclos tiende a infinito, B y m son constantes que dependen del material, de la razón de cargar y de la geometría de la probeta. Si R y la geometría se mantienen fijas, dichas constantes solo dependerán del material. A su vez, los valores de m y B se obtienen ajustando por el método de los mínimos cuadrados la recta obtenida a partir de  $\ln(S-a)$  versus  $\ln N$ . La letra B corresponde a la ordenada al origen en tanto que m corresponde a la pendiente, representando de esta manera una especie de límite de fatiga, que en este trabajo se llamará esfuerzo asíntótico.

Se trazó  $\log(S - a)$  en función de  $\log N$  y dado que el valor de a no se conocía de antemano. Se encontró el valor que minimizara el coeficiente de correlación entre ambos valores, utilizando la herramienta de optimización "solver" de Excel.

### Resultados

#### Ensayos de fatiga

A través del procedimiento descrito en la sección precedente se ha efectuado el ajuste de los datos experimentales obtenidos, calculándose en cada caso los valores de los esfuerzos asíntóticos (a en la ecuación 1), con el fin de realizar una comparación entre las distintas formas de reparación: una, dos y tres capas.

En la figura N° 5 se muestran los resultados de las curvas S-N (esfuerzo-número de ciclos) para la probeta impactada y no reparada. El valor de esfuerzo asíntótico obtenido para este caso es de 56,5 MPa, encontrándose experimentalmente que a un esfuerzo de 76 MPa, se requieren de 383.400 ciclos para producir un avance de 15 mm en la grieta.



Para el caso de una reparación hecha con una capa de fibra, el valor del esfuerzo asintótico fue de 56,5 MPa, análogo al encontrado en el caso de sin reparación, lo que demuestra que en el rango de alto número de ciclos, el efecto de la reparación en el mejoramiento a la respuesta a fatiga es pequeño. Sin embargo, en el rango de esfuerzos moderados, la contribución a la mejora en la respuesta a fatiga es significativa, lo cual queda de manifiesto por el corrimiento hacia la derecha y hacia arriba de la curva, en relación con la obtenida sin reparación, ver figura N° 6. En el rango de bajos esfuerzos se requiere de 2.127.000 ciclos para producir un incremento de 15 mm en la longitud de la grieta.

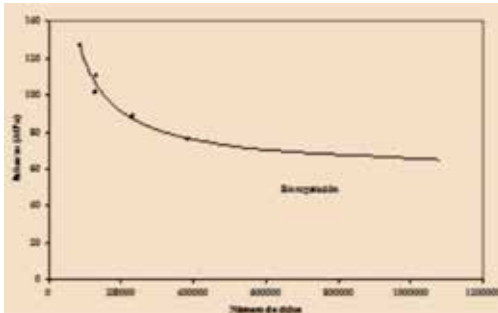


Figura N° 5: Curva S-N para la probeta impactada y no reparada.

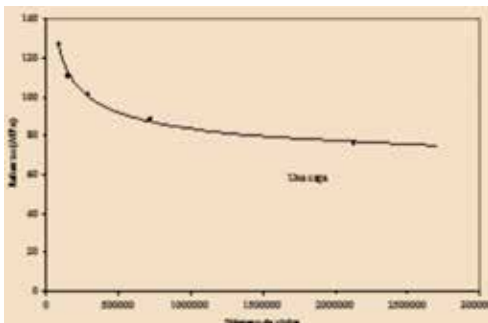


Figura N° 6: Curva S-N para el caso de una reparación hecha con una capa de fibra de vidrio.

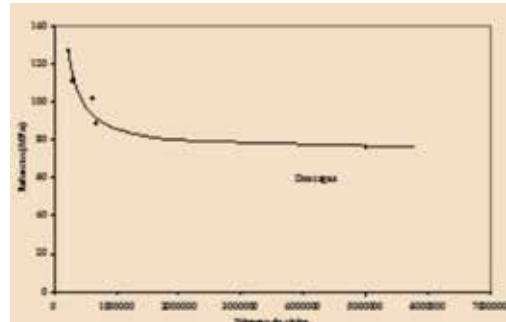


Figura N° 7: Curva S-N para el caso de una reparación hecha con dos capas de fibra de vidrio.

En la figura N° 7 se muestran los resultados correspondientes a la reparación con dos capas de fibra, obteniéndose para este caso un valor de 74 MPa para el esfuerzo asintótico. Con esto se demuestra la utilidad de esta reparación en mejorar la respuesta a fatiga de las probetas reparadas de esta manera. En el rango de bajos esfuerzos se requieren 5.798.000 ciclos para producir un incremento de 15 mm en la longitud de la grieta.

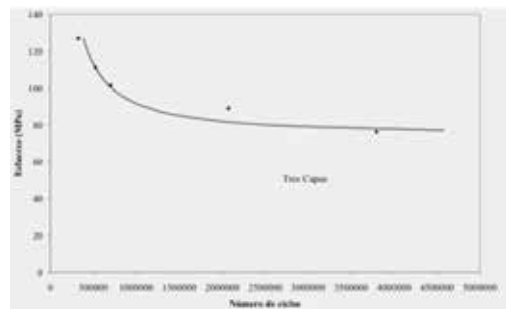


Figura N° 8: Curva S-N para el caso de una reparación hecha con tres capas de fibra de vidrio.

En la figura N° 8 se muestran los resultados obtenidos para una reparación hecha de tres capas de fibra, observándose solo una leve mejora respecto del caso de dos capas. El valor del esfuerzo asintótico fue coincidente con el del caso de dos capas, es decir, 74







MPa y el número de ciclos necesario para generar un crecimiento de grieta de 15 mm a bajo esfuerzo fue de 3.795.000, menor al obtenido en el caso de dos capas. Sin embargo, el efecto global sigue siendo una leve mejora en la respuesta a fatiga, tal como puede apreciarse en la figura N° 9, en la que se resumen los resultados correspondientes a las tres reparaciones.

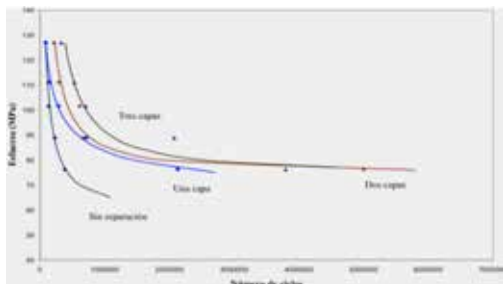


Figura N° 9: Curva S-N para los cuatro casos estudiados.

### Microscopía electrónica de barrido

Se realizó un estudio de las superficies de fractura de las probetas tanto sin reparar como reparadas.

En la figura N° 10 se muestra un aspecto de la superficie de fractura correspondiente a la zona de preagrietamiento. Se puede observar muchas microfisuras de carácter secundarias (óvalo) que crecen en forma paralela a las cargas de tracción de la probeta, además contiene una gran cantidad de zonas de clivaje, lo que indica que la fractura fue principalmente frágil. Por otra parte se aprecia la presencia de partículas de  $CuMgAl_2$  (círculo).

En la figura N° 11 se muestra la superficie de fractura asociada al inicio de grieta, pudiéndose observar que existen zonas porosas, micro-cavidades (óvalo), lo que da

cuenta de una microdeformación de carácter dúctil. Se aprecia descohesión de partículas (círculo) de la matriz debido a las cargas aplicadas y a la baja fuerza de cohesión de dichas partículas con la matriz. Además se observa la existencia de dimples (B) lo que indica que una parte de la fractura ocurrió por la coalescencia de microcavidades. Sin embargo, mayoritariamente se aprecian zonas de clivaje (A), lo que sugiere que la fractura ocurrió principalmente por descohesión de partículas, siendo la fractura de tipo dúctil-frágil desde el punto de vista microscópico y frágil desde el punto de vista macroscópico.

Figura N° 10: Zona de pre-agrietamiento, a 1500X.

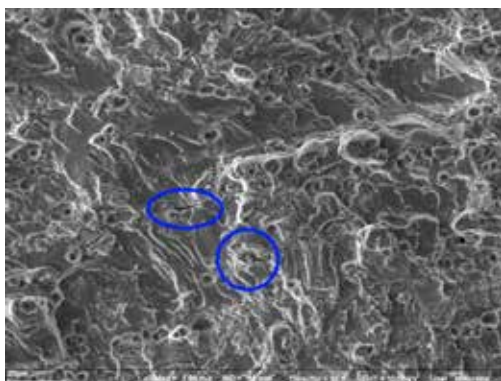
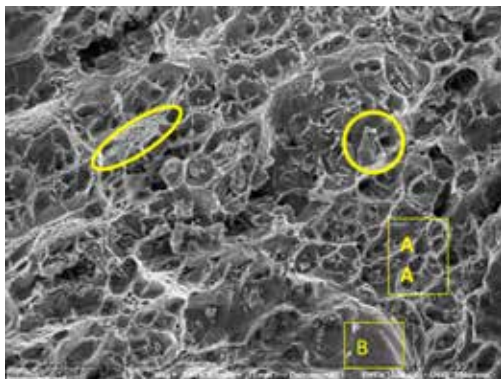


Figura N° 11: Zona de inicio de grieta, a 1500X.





En la figura N° 12 se aprecia una superficie irregular y la presencia de cavidades alargadas en el sentido de la deformación, lo que está de acuerdo con el estado de cargas aplicado, ya que esta zona corresponde a la fracturada por el impacto del proyectil y específicamente a la zona en que el proyectil desgarró el material. Esta zona resistió los esfuerzos de corte que generó el proyectil debido a su paso por el material y a la posterior salida, provocando el desgarro observado.

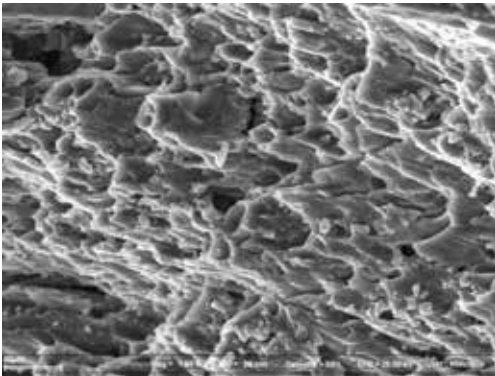


Figura N° 12: Zona de corte por impacto de proyectil, a 1500X.

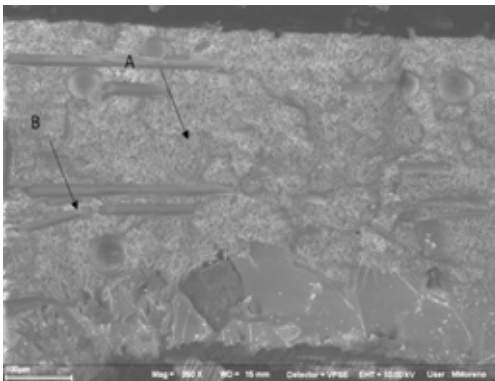


Figura N° 13: Zona de la reparación agrietada, a 350X.

La zona de la reparación agrietada se muestra en la figura N° 13, pudiéndose observar el rompi-

miento de la matriz y corte de las fibras de vidrio a través de un micromecanismo frágil (en A y B). Además se aprecian fracturas secundarias de la matriz en distintas zonas, producto de la degradación por tensión y fatiga.<sup>[7-9]</sup>

## Conclusiones

Se ha realizado un estudio de la resistencia a la fatiga de la aleación de aluminio 2024 T3, sometida a impacto balístico, estudiándose el efecto de reparaciones hechas a través del empleo de parches de fibra de vidrio.

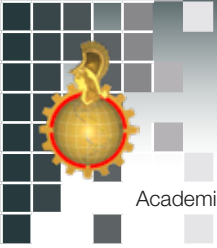
Se encuentra que la respuesta a fatiga presenta una mejora en todos los casos estudiados, aunque el empleo de una reparación de doble capa es la que mejor resultado presenta.

En general se observa el desplazamiento de las curvas S- hacia arriba y hacia la derecha al incrementar el número de capas de cada reparación.

El empleo de reparaciones de impacto balístico mediante la utilización de reparaciones basadas en parches de fibra de vidrio se revela como una alternativa útil de reparación, debido a su sencillez de aplicación y a sus resultados positivos en términos de mejorar la respuesta a fatiga de la estructura.

El análisis por microscopía electrónica de barrido revela la presencia de un micromecanismo esencialmente frágil durante las etapas de pre agrietado por fatiga y durante el crecimiento de grieta estable. La superficie de fractura correspondiente a la zona de impacto revela la existencia de desgarro cortante, con un micromecanismo dúctil en algunas zonas y frágil en otras, apreciándose la presencia de numerosas cavidades (voids) orientados en el sentido de la deformación.





## Bibliografía

1. Castillo, L. Reparación de la aleación de aluminio 2024-T3 mediante parches de material compuesto. (Memoria Profesional). Santiago, Chile, APA. 2003.
2. Ojeda, A. Reparación de placas de aluminio agrietadas mediante parches de material compuesto y adhesivo (Memoria Profesional). Santiago, Chile. APA 2000.
3. Ojeda, J. y Mora L. Reparación de placas de aluminio 7075-T7351 agrietadas mediante parches de fibra de carbono. (Memoria Profesional). Santiago, Chile, APA. 2002.
4. Underwriters Laboratorios Inc., UL 752, "Equipo Resistente a Balas".
5. Parra R., "Influencia de los tratamientos superficiales en la vida útil a fatiga de aleaciones de aluminio aeronáutico", Tesis de Ingeniería, Chile, 2004.
6. ASM Speciality Handbook, Aluminium and Aluminium Alloys, 1998.
7. Gay, Daniel. Matériaux composites, 4ª Edición. Paris, Hermes, 1997.
8. Gibson, Ronald F. Principles of Composite Material Mechanics. Detroit, McGraw-Hill, 1994.
9. Jones, Robert M. Mechanics of Composite Materials. Dallas, McGraw-Hill, 1975.

## Mantenimiento centrado en la confiabilidad (RCM).

CRL. (IPM) Jorge Kunstmann Casas, Ingeniero Politécnico Militar, mención Armamento.

MAY. (IPM) Álvaro Jofré Elorza, Ingeniero en Sistemas de Armas, mención Mecánica.

## Resumen



En el contexto del mantenimiento centrado en confiabilidad este artículo expone brevemente los conceptos de confiabilidad y los elementos de distribución de probabilidades a que está asociado. Además se trata sobre la definición de tiempo medio de fallas o entre fallas (MTTF o MTBF).

Se analiza conceptualmente los procedimientos de mantenimiento aplicados bajo el concepto de RCM en la aviación, que van desde las inspecciones de "tránsito" hasta el mantenimiento denominado "Gran Parada",

para luego contrastarlos mediante un análisis del contexto institucional, describiendo los niveles de mantenimiento definidos por nuestra reglamentación y lo que hoy se realiza respecto al sostenimiento del material acorazado (Leopard 2A4).

Para el caso de estudio de los motores generadores de la planta de procesos de Codelco, se presenta la secuencia en que se recolectan datos de operación, antecedentes del fabricante de los motores y que combinados con el nivel de disponibilidad deseada por la gerencia de la empresa, permitirán tomar

