

# ESTUDIO DE LA RESISTENCIA A FATIGA DE LA ALEACIÓN 2024-T3 REPARADA CON PARCHES DE FIBRA DE CARBONO

L. Castillo\*, A. Artigas\*\* y A. Monsalve\*\*

\* Departamento de Investigación, Academia Politécnica Aeronáutica, Fuerza Aérea de Chile, P.36  
½ Gran Avenida, Santiago, Chile.

\*\* Departamento de Ingeniería Metalúrgica, Facultad de Ingeniería, Universidad de Santiago de Chile, Casilla 10233, Santiago, Chile. amonsalv@lauca.usach.cl

**Resumen.** Se indujeron grietas en la aleación 2024-T3 a través de un proceso de fatiga llevada a cabo en una máquina de fatiga resonante. Las probetas usadas fueron del tipo C-T, de 6 mm de espesor, las cuales fueron preagrietadas hasta una longitud de grieta de 5 mm. Una vez preagrietadas, las probetas se sometieron a un proceso de reparación consistente en un parche de 40x20 mm de fibra de carbono. Dicho parche se aplicó en diferentes espesores sobre la zona agrietada por ambas caras de la probeta, utilizando fibra de carbono unidireccional y adhesivo Film FM-73, de uso en aviación. Tras la reparación, se sometieron las probetas a un proceso de fatiga que produjo un crecimiento de grieta desde 5 mm hasta 20 mm, midiéndose en cada caso el número de ciclos necesarios para este crecimiento. Se trazaron las curvas S-N, para cada una de las reparaciones contrastándose los resultados con los correspondientes a probetas sin reparar. Los resultados muestran un incremento notable de la vida útil a fatiga en aquellas probetas sometidas a la reparación. Se evaluó la reparación clásica, denominada Stop-Hole, comparándose con la reparación hecha con parches de fibra de carbono. Finalmente se realizó un estudio de las superficies de fractura a través de microscopía electrónica de barrido, tanto a la zona preagrietada como a la zona agrietada tras la reparación, encontrándose presencia de microfragilidad y microplasticidad.

**Abstract:** Cracks were induced on 2024-T3 aluminum alloys through a fatigue process carried out on a resonant fatigue machine. The samples used were C-T type, 6 mm thickness, which were precracked up to 5 mm crack length. Once precracked, the samples were submitted to a repairing process with 40x20 mm carbon fiber patches. These patches were applied with different thicknesses over the precracked zone in both sides of the sample, using unidirectional carbon fiber and Film FM-73 adhesive, normally used in the aeronautical industry. After the repair, the samples were submitted to a fatigue process which produced a crack growth from 5 mm to 20 mm, measuring in each case, the number of cycles needed for this growth. The S-N curves were obtained for each one of the repairs, comparing the results with those results of non-repaired samples. These results show an important increase in the fatigue life in the repaired samples. The classic repair called stop-hole was studied, comparing with the repair done with carbon fiber patches. Finally, a study of the fracture surface by means of scanning electronic microscopy (SEM) was made, both precracked zone and cracked after the repair zone, finding microbrittleness and microplasticity.

## 1. INTRODUCCION

El fenómeno de fatiga ha sido una preocupación constante en la ingeniería de materiales, particularmente en el mundo aeronáutico, debido a los bajos coeficientes de seguridad normalmente empleados en esta aplicación (1,5 frente a 10 ó 15), los altos niveles de esfuerzos a los que se someten las estructuras y la característica cíclica de muchas solicitaciones. Todo esto ha significado que alrededor de 16% de los accidentes aéreos sean debidos a fatiga de materiales.

Los registros existentes han mostrado que las fallas por fatiga han ocurrido en la mayoría de los componentes estructurales aeronáuticos; usualmente las fallas se inician en puntos como perforaciones para pernos o remaches, radios o chaflanes, larguerillos y daños estructurales locales (por ejemplo, marcas de herramientas); las fallas no sólo se inician en los puntos mencionados, además, se propagan a través de éstos.

La existencia de aeronaves cada vez más complejas hace más difícil la inspección por posibles daños de fatiga y más costosas las reparaciones o cambios de elementos. Esto, unido a la necesidad de máxima disponibilidad operativa, hace evidente la necesidad de minimizar los costos y tiempos de las reparaciones ante la ocurrencia de fallas.

La práctica usual en aplicaciones aeronáuticas es la de realizar un monitoreo constante de la presencia y tamaño de grietas, a través normalmente de una técnica ultrasónica. No obstante, en algún momento surge la pregunta de qué hacer al detectar grietas de tamaños superiores a uno determinado, que ponga en riesgo la integridad estructural de la aeronave. En este caso, las alternativas son dos: cambiar la pieza agrietada o bien someter la estructura a una reparación. En este último caso, son posibles varias vías de acción, tales como reforzar la pieza agrietada con diversos materiales o bien, generar en la punta de la grieta un stop-hole, esto es, producir una perforación circular que disminuya el

factor de concentración de esfuerzos (sólo a tres de acuerdo a los resultados clásicos de resistencia de materiales). En la alternativa de reparación, los autores han desarrollado la técnica de parchado de la punta de la grieta mediante parches de diferentes materiales compuestos, tales como kevlar reforzado con fibra de carbono [1] y fibra de carbono unidireccional [2], ambos estudios sobre la aleación 7075 T7351. En el presente trabajo, se propone el empleo de fibra de carbono unidireccional en el parchado de aleaciones 2024 T3, mediante el empleo de adhesivos apropiados. Los ensayos se llevan a cabo de acuerdo a normas ASTM u otras, utilizando probetas del tipo C-T, con orientación T-L. Se estudian la vida útil a fatiga (número de ciclos) y los efectos del espesor de la reparación de material compuesto, trazándose en cada caso la curva S-N resultante. Además, se efectúa un análisis micrográfico de la zona de fractura mediante microscopía óptica y electrónica de barrido, con la finalidad de completar el análisis de los efectos de la reparación.

## 2. DESARROLLO EXPERIMENTAL

En la Tabla 1 se muestra la composición química de la aleación Al 2024 T3.

Tabla 1. Composición química de la aleación 2024 T3, en porcentaje en peso.

Cu	Mg	Mn	Fe	Si	Zn	Cr	Ti
3.8-4.9	1.2-1.8	<0.3 0.9	0.50	0.50	0.25	0.1	0.15

La condición T3 corresponde a recocido de solución, enfriamiento brusco, trabajado en frío y envejecimiento natural.

Se realizaron ensayos de fatiga con probetas de aluminio del tipo C-T, manufacturadas de acuerdo a la norma ASTM E 647 [3], agrietadas, reparadas con parches de material compuesto de diferentes espesores, pegados con adhesivo estructural. Las dimensiones de las probetas se muestran en la figura 1, midiéndose la longitud de grieta a partir de la línea de carga. Los parches de material compuesto fueron hechos de fibra de carbono (CDU 724/100 de Eurocarbon) con la fibra orientada perpendicular a la grieta. Se utilizó resina epóxica L20 con el endurecedor VE 3261, ambos productos de Bakelite, siendo la dimensión de las reparaciones de 40x20 mm. El adhesivo estructural empleado correspondió a Film FM73 y fue aplicado de acuerdo a la norma IT-3-IF068 [4]. Tanto el material del parche como el adhesivo empleado, fueron seleccionados en base a una evaluación realizada con dos tipos de adhesivos y tres materiales diferentes: adhesivo FM73, adhesivo 2216 de 3M, fibra de carbono unidireccional, fibra de carbono bidireccional y fibra aluminizada (glare). El ensayo utilizado para realizar la selección de la combinación de adhesivo y material para realizar la reparación corresponde al denominado “Lap-

Shear” [5], utilizándose en este caso la norma E-03-STD-042 [6].

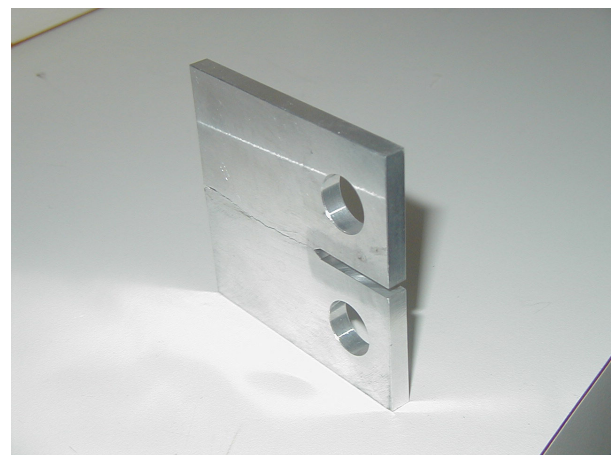
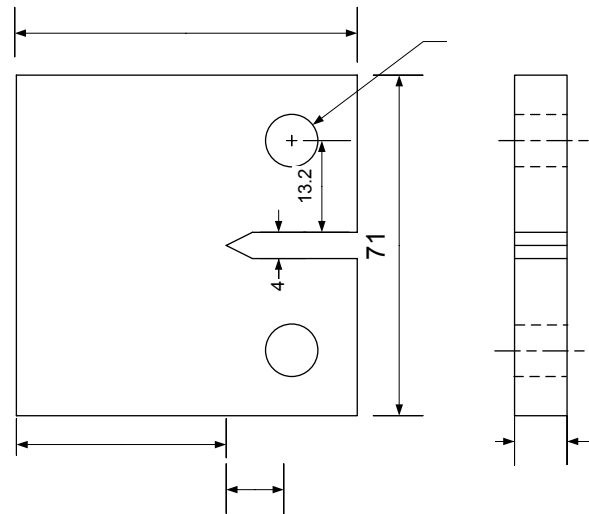


Figura 1.- Dimensiones de la probeta C-T empleada en el presente trabajo (dimensiones en mm).

Un cierto número de probetas C-T sin reparación fueron previamente agrietadas hasta conseguir una grieta de 17 mm de longitud (5mm desde la base de la entalla). El tamaño de grieta fue determinado vía inspección visual con la ayuda de un cristal de aumento. Varias de las probetas agrietadas fueron reparadas simétricamente con parches de material compuesto adheridos (como se muestra en la figura 2) por medio del siguiente ciclo de curado: temperatura 120°C, presión de 0.28 MPa, y tiempo de curado de 90 min. El tamaño del parche fue definido a partir de un análisis que considera los esfuerzos a los que estaría sometida la probeta en caso de no poseer parche una vez que la grieta ha nucleado. Se aplicaron parches desde 1 a 4 capas, evaluándose en cada caso el número de ciclos necesarios para hacer crecer la grieta una distancia de 15 mm (32 mm desde la base de la entalla). Los niveles de carga empleados son los que se muestran en la Tabla 2 y fueron seleccionados con el fin de barrer un rango suficientemente amplio de esfuerzos.

Tabla 2. Niveles de carga para la experiencia (en N).

N. de carga	$P_{\text{máx}}$	$P_{\text{med}}$	$P_{\text{Peak to peak}}$
1	8800	6600	4400
2	8000	6000	4000
3	7200	5400	3600
4	6400	4800	3200
5	5600	4200	2800
6	4800	3600	2400
7	4000	3000	2000
8	3600	2700	1800
9	3200	2400	1600

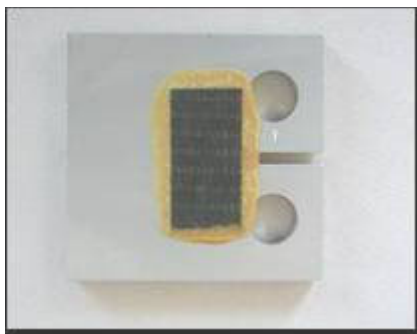
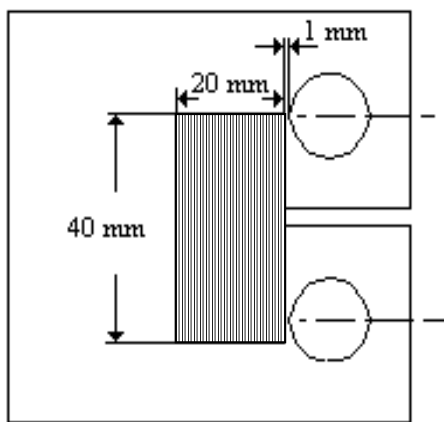


Figura 2.- Reparación efectuada sobre la probeta C-T. Las fibras son perpendiculares al avance de la grieta.

Finalmente, algunas probetas que fueron preagrietadas hasta una longitud de 17 mm, fueron sometidas a una reparación de tipo stop-hole, luego de lo cual, se contabilizaron los ciclos necesarios para producir un crecimiento de grieta hasta 32 mm, trazándose la correspondiente curva S-N. La probeta sometida a stop-hole se muestra en la figura 3.

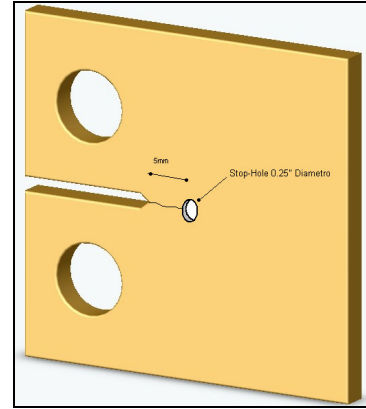


Figura 3. Probeta sometida a stop-hole.

### 3. RESULTADOS Y ANÁLISIS

En la figura 4 se muestran los resultados correspondientes a las curvas carga-número de ciclos par probetas que no han sido sometidas a ningún tipo de reparación. Los puntos representan los resultados experimentales, en tanto que la curva corresponde a la envolvente de dichos puntos obtenida a través de un ajuste de tipo hiperbólico, según:

$$Y \cdot X = C \quad (1)$$

con

$$X = (\log(N) - B) \quad (2)$$

$$Y = (\log(S) - A)$$

en que A, B y C son constantes, S representa la carga aplicada y N corresponde al número de ciclos.

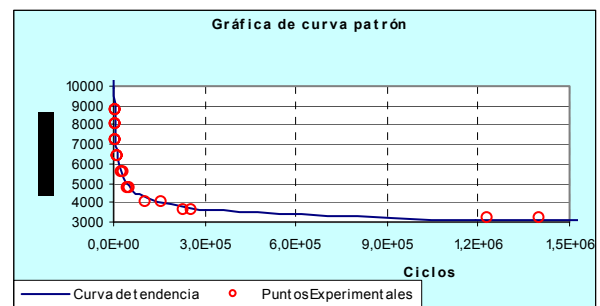


Figura 4. Curva de Wohler para probetas sin reparación.

En la figura 5 se muestran los resultados correspondientes a la probeta reparada con la técnica de stop-hole, pudiéndose apreciar en este caso un aumento significativo en la vida a fatiga, lo que se deduce a partir del desplazamiento hacia arriba de la curva, en relación con aquella correspondiente a la probeta sin reparar. Así se demuestra la utilidad de realizar este tipo de reparación en piezas agrietadas, lo que resulta un recurso práctico si se tiene en cuenta la facilidad de su aplicación. Sin embargo, en piezas de difícil acceso o en aquellas que deben asegurar estanqueidad, no es aplicable este método, razón por la cual no siempre es posible recurrir a este tipo de reparación.

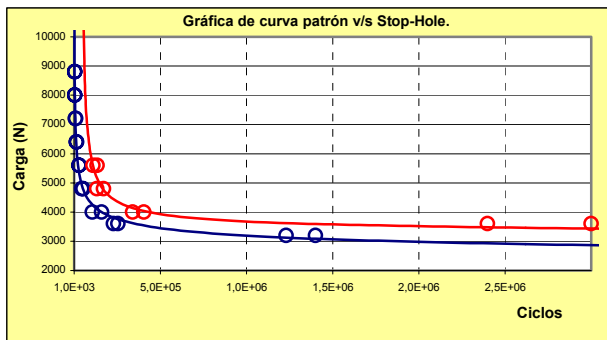


Figura 5. Resultados de la reparación con stop-hole.

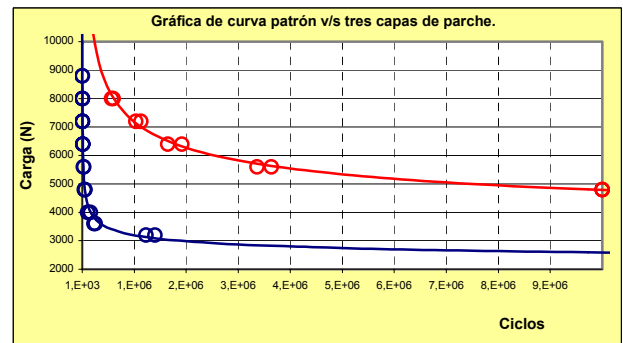


Figura 8. Resultados de la reparación con tres parches.

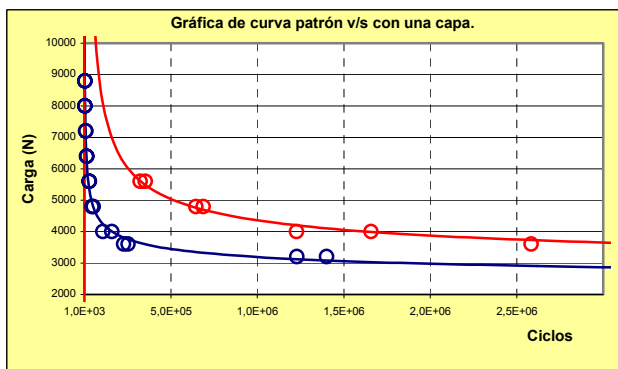


Figura 6. Resultados de la reparación con un parche.

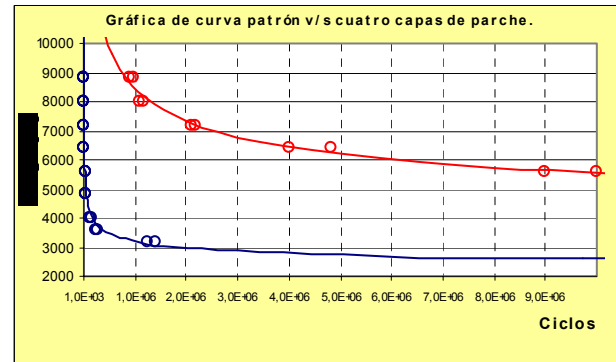


Figura 9. Resultados de la reparación con cuatro parches.

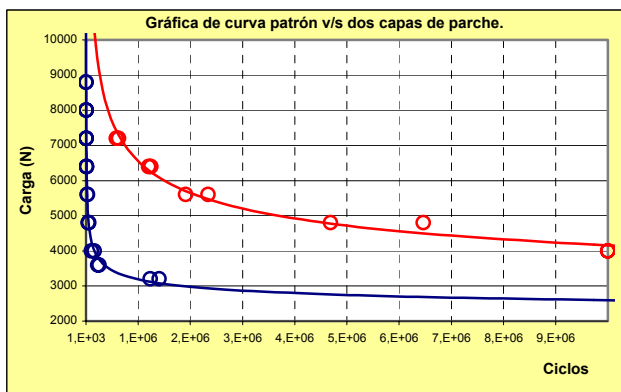


Figura 7. Resultados de la reparación con dos parches.

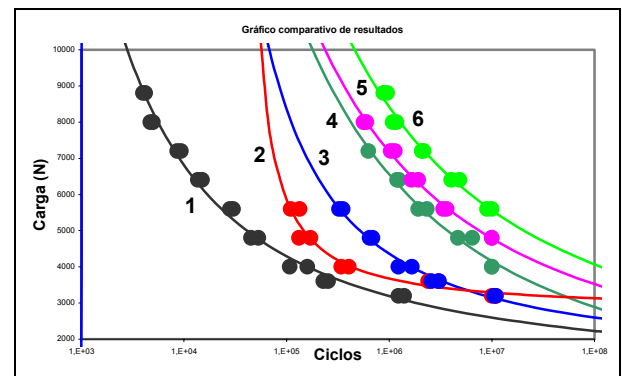


Figura 10. Curva que resume los resultados anteriores.

En las figuras 6 a 9 se muestran los resultados en términos de curvas S-N (carga-número de ciclos), para probetas sometidas a reparaciones con 1, 2, 3 y 4 parches respectivamente. En todos los casos se comparan los resultados, con los obtenidos para probetas que no han sido reparadas (probeta patrón), pudiendo observarse en todos los casos un aumento en la vida útil a fatiga cuando la probeta es sometida a reparación. Dicho incremento en la vida útil a fatiga, que se ve reflejado en un desplazamiento hacia arriba de las curvas S-N, es tanto mayor cuanto mayor es la cantidad de parches que se aplica sobre las probetas. Dicho aumento en la vida útil, que puede verse más claramente como un aumento en el número de ciclos que son necesarios para hacer crecer la grieta desde 17

hasta 32 mm, depende de la carga aplicada, como puede deducirse a partir de la observación de las figuras anteriores.

En la figura 10 se muestran el resumen de todos los resultados comentados, pudiendo apreciarse que los mejores valores corresponden a aquellas probetas reparadas con cuatro capas de parches, seguida por la de tres capas y así sucesivamente. A su vez, la reparación realizada con stop-hole si bien mejora el desempeño de la probeta preagrietada, en ningún caso este tipo de solución mostró ser tan buena como las realizadas en base a parches. Esto no corresponde con los resultados obtenidos por otros autores [1,2], quienes han encontrado mejores desempeños en probetas sometidas a stop-hole que en probetas reparadas con parches, ya sea de kevlar reforzado con fibra de carbono, como de fibra de carbono con orientación perpendicular a la

fibra. Estos resultados han sido obtenidos para la aleación 7075 en la condición T7351, lo que podría explicar las diferencias. Además en las referencias citadas no se trazó la curva S-N, razón por la cual puede tratarse sólo de un resultado parcial.

La relación entre el incremento de vida útil y el espesor de los parches utilizados no es en modo alguno una relación lineal, tal como puede apreciarse en la figura 11, donde se ha trazado el valor promedio del incremento de vida útil, para cada experimento realizado con un número de parches dado.

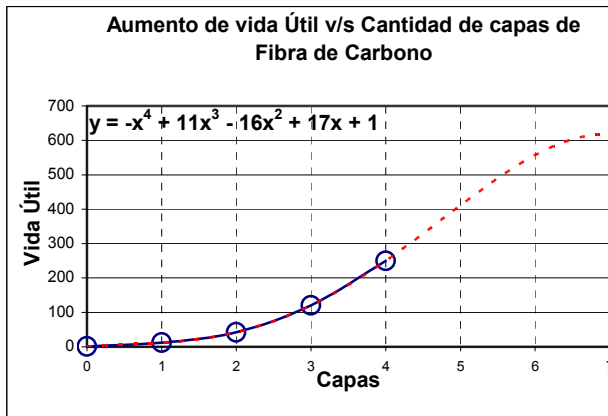


Figura 11. Incremento de vida útil de las probetas expresada como múltiplo de la vida útil de la probeta sin reparar, frente al número de capas del parche utilizada.

### Caracterización superficial

Se ha realizado una caracterización superficial de las superficies de fractura obtenidas, para lo cual se utilizó un microscopio óptico estándar y un microscopio electrónico de barrido JEOL 5410.

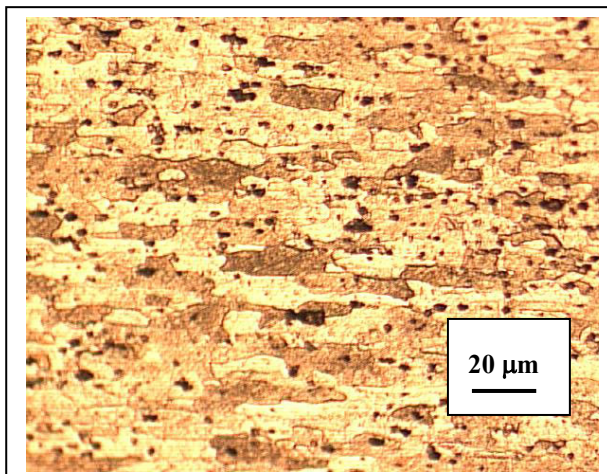


Figura 12. Microestructura presentada por la aleación 2024 T3. (500X).

La figura 12 muestra una imagen a 500X de la microestructura que presenta la aleación estudiada, pudiendo apreciarse un grano alargado en el sentido de la deformación con presencia de partículas de segunda

fase asociadas a los elementos aleantes tales como cobre, y magnesio,  $\text{CuMgAl}_2$  entre otras.

El análisis fractográfico se realizó a la superficie de fractura separando dicha superficie en tres zonas: la zona (a) que correspondía a la zona de preagrietamiento, la zona (b) que corresponde al avance estable de la grieta a través de la reparación y finalmente la zona (c) que corresponde a la zona de avance inestable de la grieta, al como se muestra en la figura 13.

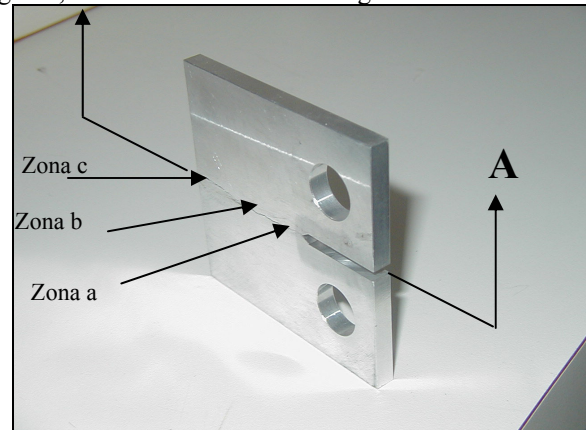


Figura 13. Zonas de la probeta analizadas.

En las figuras 14 a 16 se muestran las superficies de fracturas correspondientes a las zonas identificadas en la figura 13 en probetas sometidas a reparación, pudiendo apreciarse en cada una de ellas, la presencia de microcavidades asociadas a partículas y zonas de microfragilidad. Estas zonas de microductilidad y microfragilidad, aparecen en las tres zonas identificadas anteriormente, lo que permite concluir que el micromecanismo de fractura se mantiene constante a medida que la grieta avanza por el material. Este resultado es igual al obtenido en probetas sometidas a stop-hole, lo que revela que el micromecanismo de fractura no se ve influenciado por el proceso de reparación.

### 4. CONCLUSIONES

Se ha realizado un estudio experimental para evaluar el comportamiento a fatiga de una aleación de aluminio 2024 T3 reparada con parches de fibra de carbono.

Las curvas S-N trazadas en probetas sometidas a la reparación de stop-hole, muestran un incremento significativo en la vida útil a fatiga, en relación con las probetas no sometidas a la reparación.



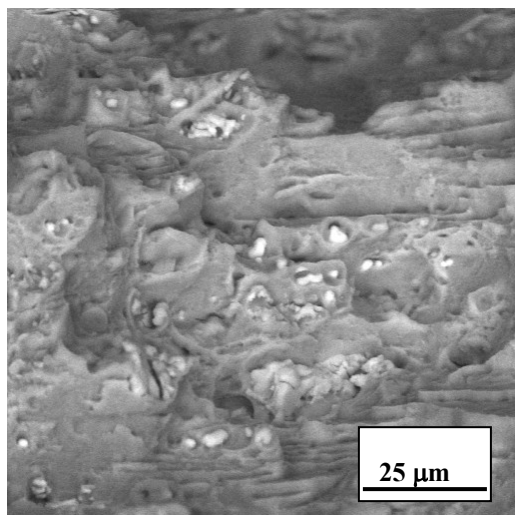


Figura 14. Superficie de fractura de la probeta correspondiente a la zona (a), 1000X.

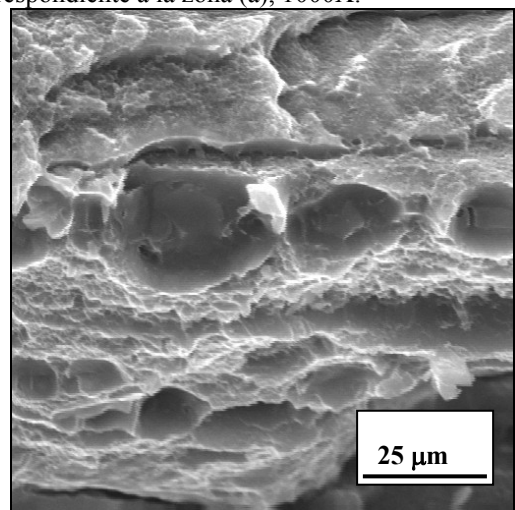


Figura 15. Superficie de fractura de la probeta correspondiente a la zona (b), 1000X.

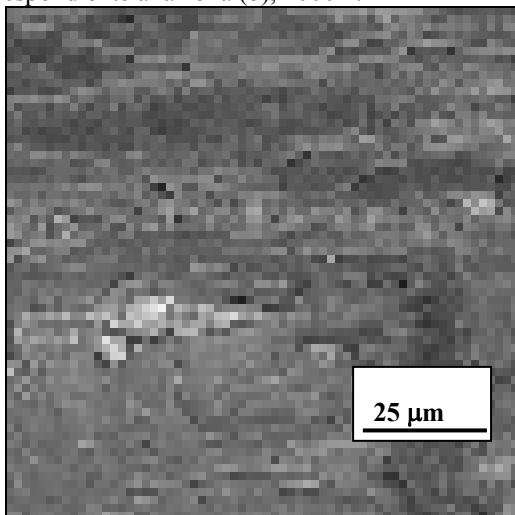


Figura 16. Superficie de fractura de la probeta correspondiente a la zona (c), 1000X.

Las curvas S-N correspondientes a las probetas sometidas a reparación con parches muestran en los cuatro casos estudiados (1, 2, 3 y 4 parches), un incremento en la vida útil de las probetas lo cual se manifiesta en un desplazamiento de la curva S-N hacia arriba y a la derecha de la correspondiente a la probeta sin reparación.

El incremento en la vida útil a fatiga en el caso de probetas reparadas con parches de fibra de carbono es superior a las probetas reparadas con stop-hole. La relación entre incremento de vida útil y cantidad de parches crece de manera no lineal.

Las superficies de fractura muestran microfragilidad y microplasticidad, lo que está de acuerdo a lo informado en la bibliografía.

A lo largo del presente trabajo se ha demostrado que el empleo de materiales compuestos en la reparación de estructuras aeronáuticas agrietadas presenta ventajas en comparación con otras técnicas de reparación clásicas, siendo además sencillo y rápido de utilizar. Este método cobra aún más vigencia en aquellos casos en que la distancia a los centros de mantención impide ya sea el reemplazo de la pieza o bien el empleo de técnicas de reparación más estándares.

## 5. AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen los soportes brindados por la Academia Politécnica Aeronáutica y DICYT-USACH para el desarrollo de este trabajo.

## 6. REFERENCIAS

- [1]. Ojeda A.; Bustos R.; "Reparación de placas de aluminio agrietadas mediante parches de material compuesto y adhesivo"; Memoria para optar al título de Ingeniero Aeronáutico; Academia Politécnica Aeronáutica, Fuerza Aérea de Chile, 2000.
- [2] Ojeda J.; Mora L.; "Reparación de placas de aluminio 7075-T7351 agrietadas mediante parches de fibra de carbono"; Memoria para optar al título de Ingeniero Aeronáutico; Academia Politécnica Aeronáutica, Fuerza Aérea de Chile, 2002.
- [3] American Society of Testing and Materials, E647 Rev.95a Standard Methods for Measurements of Fatigue Crack Growth Rates
- [4] Norma EuroENAER, "Proceso de fabricación para probetas tipo glare", IT-3-IF068.
- [5] Castillo L., "Reparación de la aleaciones de aluminio 2024-T3 mediante parches de material compuesto", Memoria para optar al título de Ingeniero Aeronáutico; Academia Politécnica Aeronáutica, Fuerza Aérea de Chile, 2004.
- [6] Norma EMBRAER, "Tensile testing of glass and carbon", E-03-STD-042.