



Paraninfo

Material y elementos **AERONÁUTICOS**

Técnico de Mantenimiento Aeronáutico

Módulo 6 · EASA 66

ANTONIO ESTEBAN OÑATE

ACTUALIZACIÓN

Noviembre 2019



podrían aplicar en la estructura de los aviones actuales, que están sujetas a grandes esfuerzos. Recuerdese: en aviación es permanente la exigencia de reducir peso estructural para disminuir el consumo de combustible por milla náutica recorrida (Fórmula de Breguet).

Maduración natural y artificial

Citamos antes que la maduración puede ser natural o artificial. La maduración natural es un proceso muy lento, a veces de años, en el cual sigue aumentando de forma paulatina la resistencia mecánica del metal. Normalmente, en los primeros días, después del apagado, es cuando se produce la tasa de aumento de resistencia más alta; después, lentamente, sigue creciendo pero a menor ritmo. Por ejemplo, la conocida aleación 7075 pasa de un límite elástico de unos 340 MPa al finalizar el apagado, a 550 MPa a los seis meses.

Así, pues, cuando la aleación de aluminio no es capaz, por sí misma, a temperatura ambiente, de alcanzar la maduración, es necesario provocarla artificialmente {*artificial ageing*}. La maduración artificial es, en realidad, un nuevo tratamiento térmico que se efectúa calentando el material a temperatura relativamente baja (100 a 200 °C) y enfriando después bruscamente. Esto es suficiente para que el material alcance la maduración y la mayor resistencia mecánica posible.

Técnicamente, desde el punto de vista interno, la maduración ocurre a través de modificaciones microestructurales complejas, que se estudian en las Escuelas de Ingenieros con especialidad en Metalotecnia.

Comportamiento de las aleaciones de aluminio con la temperatura de trabajo

4.10 El límite elástico y la resistencia de todas las aleaciones de aluminio disminuyen con la temperatura de trabajo. En aviones supersónicos, donde el rozamiento del aire a alta velocidad aumenta considerablemente la temperatura del revestimiento, la aplicación del aluminio debe ser muy cuidadosa, cuando no imposible. En general, se puede decir que a partir de 100 a 150 °C las características de resistencia mecánica disminuyen de forma acusada. Así, a 150 °C, tanto el módulo de elasticidad de las aleaciones de aluminio, como la resistencia mecánica, pueden caer al 20 % de su valor a temperatura ambiente de al nivel de mar.

Por este motivo se han fabricado aleaciones Al especiales para aplicación en aviones supersónicos. Por ejemplo, el supersónico anglofrancés Concorde (Mach 2,2) utilizó una aleación de aluminio denominada *Hiduminium RR58*, que hoy día se utiliza para pistones de motores alternativos. Es una aleación de aluminio que lleva Cu, Ti, Ni, Fe, Mg y Si.

Estados estructurales de las aleaciones de aluminio

4.11 El estado estructural (tratamiento térmico) del material es un dato esencial de verificación del mismo, previo a cualquier trabajo que se debe efectuar con él.

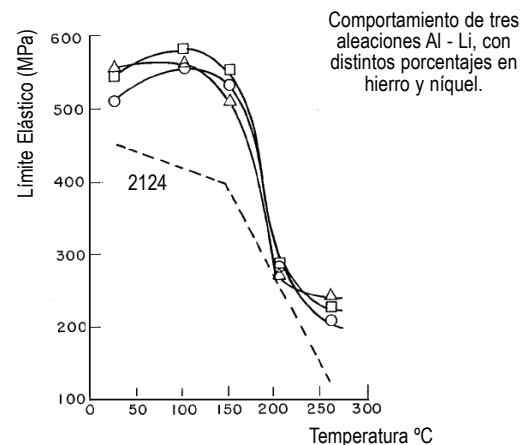
Por ello existe una tabla donde se explican los estados estructurales de la aleación. Los estados estructurales de las aleaciones ligeras son similares, bien se trate de aleaciones de aluminio, de aleaciones de magnesio o de aleaciones de titanio.

Aluminio para cableado eléctrico del avión

4.12 El aluminio encuentra aplicación aeronáutica, distinta a la estructural, en el campo del cableado eléctrico, véase Capítulo 13.

Los conductores eléctricos de aluminio son 50 % más ligeros que los de cobre.

Ejemplo de uso: el cableado de aluminio ha permitido un ahorro de peso en el avión Airbus A380 del 20 % en relación con el cableado convencional total de cobre. La situación actual es combinar cable de cobre y de aluminio.



Efectos de la temperatura. Variación del Límite elástico en función de la temperatura de trabajo (°C) para tres aleaciones de Al-Li con cambios en proporciones de Fe y Ni. Comparación con la aleación de aluminio 2124.



ción se enfría rápidamente. Las aleaciones de este tipo suelen tener mayor resistencia mecánica que la clase alfa, pero su uso es parcial en aviación. La razón es su falta de resistencia a la fluencia. Las aleaciones de esta clase se utilizan en el tren, en remaches, sujetadores, a veces en palas para helicópteros, y en carenas y toberas de motor. Buena resistencia a la corrosión.

Clase alfa+beta

Son las aleaciones más importantes.

Pertenecen a esta clase aleaciones famosas como la Ti-6Al-4V y la Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo.

Poseen buena resistencia mecánica y a la fluencia (propiedades que llegan de la mano de la clase beta), además de tenacidad y resistencia a la fatiga (propiedades estas que provienen de la clase alfa).

Debe hacerse especial mención de la aleación Ti-6Al-4V. La mitad de los pedidos que hacen los fabricantes de aviones y motores de aleaciones de titanio es de Ti-6Al-4V. Tiene un módulo de elasticidad de 114 GPa (11.620 kg/mm²) y resistencia a la tracción de 900 MPa (91,7 kg/mm²).

El *Fan* (compresor secundario) de la mayor parte de los motores de turbina (con álabes de compresor secundario metálicos) usan esta aleación, aplicable hasta unos 350 °C.

Aplicabilidad de las aleaciones de titanio

5.5 Ideas generales y resumidas sobre el tema. La aplicabilidad de las aleaciones de Ti en aeronáutica es un compromiso entre sus características:

- El precio de las aleaciones de titanio es elevado, cuesta unas ocho veces más que las de aluminio; por tanto se emplea cuando no existe un material sustituto de aplicación.
- El mecanizado del titanio es difícil.
- El sustituto del titanio en reparación estructural, o es el propio material o debe ser un acero.
- En general, en zonas del avión donde la temperatura del metal puede alcanzar 150 °C, de forma prolongada, se deben sustituir las aleaciones de aluminio por las de titanio.
- No obstante su buena resistencia general a la corrosión, exhibe corrosión por esfuerzos en ambientes donde hay presencia de iones de cloro o

bromo, en general iones de elementos encuadrados en el grupo 17 de la Tabla Periódica (flúor, cloro, bromo, yodo y astato).

- Algunas aleaciones de titanio desarrollan grietas de corrosión por esfuerzos en agua destilada, p. e. Ti-5Al-2,5Sn.

6. ALEACIONES DE MAGNESIO

6.1 El magnesio es el metal de aplicación estructural más ligero que se conoce. Pesa vez y media menos que el aluminio, o sea, cuatro veces menos que el acero. Sus características de resistencia mecánica/peso son excelentes.

Es el primer metal estructural utilizable de la Tabla Periódica, si se exceptúan los aún más reactivos berilio y litio. El peso específico de las aleaciones de magnesio aeroespaciales es 1,8 g/cm³ que se compara favorablemente con las de aluminio (2,7). Por lo tanto es un elemento atractivo para construir estructuras ligeras y resistentes.

Desde el punto de vista de la construcción de aviones destaca su fácil conformabilidad. Se puede decir que es el metal más fácil de trabajar que se emplea en la industria aeronáutica, de manera que, en principio, es apto para aplicar en él todos los procesos típicos de mecanizado y trabajo de taller.

La velocidad de mecanizado que permiten las aleaciones de magnesio es la más alta entre los metales. De hecho, si la geometría de la pieza lo permite, la velocidad del mecanizado depende de la potencia de la máquina y no del material en sí.

El interés por estas aleaciones fue patente hacia 1960, pasaron más tarde prácticamente al olvido, y ahora el interés aeronáutico por ellas ha crecido por las mejores características frente a la corrosión que muestran las nuevas aleaciones de magnesio.

Designación y tratamientos térmicos

6.2 No existe designación internacional para clasificar las aleaciones de magnesio. Normalmente se sigue la clasificación ASTM (*American Society for Testing Materials*). Consta de dos letras y dos números. Las dos letras indican los elementos principales de la aleación en orden decreciente; los números el porcentaje en que entran en la aleación.



- Bronces fosforosos, la adición de pequeñas cantidades de fósforo mejora la antifricción pero reduce la ductilidad.
- Bronces al cinc, para aplicaciones navales, buenas resistencia a la corrosión.
- Bronces al plomo, el plomo actúa como lubricante.
- Bronces al plomo-cinc, mejores características para cojinetes que trabajan a baja temperatura (por la presencia de plomo, que funde con prontitud).
- Bronces al níquel, con poco contenido de níquel, es una aleación de buenas características de estanqueidad.
- Bronces porosos, sinterizados en atmósfera inerte con polvos de cinc y estaño, para cojinetes y casquillos.

Cuproaluminios -plomo, -níqueles

Los cuproaluminios son aleaciones de cobre y aluminio. Este último no supera el 12 % por razones de fragilidad de la aleación. Destacan dos tipos, alfa (Al8) y los de estructura compleja (Al8-14).

Los cuproaluminios alfa son blandos y dúctiles en estado de recocido pero adquieren dureza con el trabajo en frío. Pierden la dureza a partir de 300 °C. Se usan en forma de tubos y chapa, también en bisutería {*novelty jewelry*}. Los de estructura compleja se someten a bonificado y adquieren buena resistencia mecánica, también a la corrosión, fatiga y desgaste, por eso encuentran muchas aplicaciones industriales. Es típico su empleo en bombas de impulsión.

Los cuproplomos son aleaciones de cobre. Se usan en cojinetes antifricción. Puesto que el cobre y plomo son inmiscibles en estado líquido se añade 2,5 % de Ni para conseguir uniformidad miscible de mezcla. Cuando se emplea en cojinetes se protege con una capa de Sn-Pb con el fin de protegerlo de lubricantes que originan oxidación y corrosión del metal.

Los cuproníqueles {*cupronickels*} son aleaciones de cobre-níquel, que forman diversas soluciones sólidas. Resistencia a la tracción de 40 kg/mm² y excelente resistencia a la corrosión. La combinación 75Cu-25Ni se utiliza en la moneda bimetálica de 2 Euros. Resisten el ataque de ácidos.

Antifricciones

Se llaman así a las aleaciones de antimonio con otros metales que tienen la propiedad de bajo coeficiente de rozamiento al deslizamiento, de ahí su empleo en cojinetes lisos. La aleación más usada se llama metal *Babbitt* (antimonio estaño y cobre) que recibe el nombre de su inventor, cuando mezcló 4 partes de cobre, 8 de antimonio y 12 de estaño, y añadió, después de la fusión, otras 12 partes de estaño. El resultado de esta mezcla es 88,9 % de estaño, 7,4 % de antimonio y cobre 3,7 %. Esta aleación original nunca ha sido mejorada en características de fricción, al menos de forma importante.

Las aleaciones comerciales son de tres clases:

- a. Cargas altas en cojinetes, con base de estaño (más del 50 %) endurecidos con antimonio y cobre.
- b. Cargas intermedias, con estaño del 20 a 50 %, con menor resistencia a compresión inferior.
- c. Cargas ligeras, con aleación a base de plomo, con cantidades más pequeñas de estaño y otros elementos para mantener el plomo en la solución. Es la clase de *babbitt* más barata. No se suele usar salvo que haya escasez de estaño en el mercado.

Los *babbitts* de calidad superior se ajustan a la “receta original” de composición. El SAE Babbitt 11 para cojinetes de biela tiene 86 % de estaño, 5 a 6,5 % de cobre, 6 a 7,5 % de antimonio, y no más de 0,5 % de plomo. Un *babbitt* de esta clase presenta resistencia a compresión hasta 138 MPa comparado con 103 MPa para aleaciones con alto contenido en plomo.

Superalaciones y materiales refractarios

Son materiales para trabajo a alta temperatura. Las superaleaciones de Ni y Co son tan importantes en la mecánica y condiciones de operación de los turborreactores {*turbojets*} que precisan de un estudio detallado e integral con el motor (véase Libro III de *Conocimientos del Avión*, de esta editorial). Igualmente los materiales refractarios, que forman parte de revestimientos de la zona caliente de los motores de turbina.



Tabla II. Resinas. Empleo aeronáutico como matriz

Propiedad	Polietereterquetono PEEK	Epoxi	Fenólica	Poliimida (BMI)	Poliamida
Procesos de trabajo con el material	Buenos	Buenos	Regulares	Buenos	Regulares a difíciles
Propiedades mecánicas	Buenas	Excelentes	Regulares	Buenas	Buenas
Límite térmico °C	145	100	175	175	260–315
Precio	Alto	Bajo-Medio	Bajo-Medio	Bajo-Medio	Alto
Resistencia a la deslaminación	Buena	Buena	Buena	Buena	Buena
Tenacidad	Buena	Regular a buena	Baja	Regular	Regular
Comentario	Excelente resistencia al fuego y al contacto con los fluidos del avión. Se emplea en compuestos de altas prestaciones.	Resina de amplio uso; buenas propiedades en conjunto. Excelente adhesión a las fibras. Sensible a radiación UV. Absorbe humedad.	Uso en estructuras secundarias. Adaptable para empleo en interiores de cabina.	Alternativa a las resinas epoxi. Para temperaturas intermedias. Sensible a microgrietas por ciclos térmicos. Mejora con la serie reforzada (Cytex 5250-4).	Uso específico para aplicación a temperaturas altas. Procesos de trabajo normalmente difíciles. Excelente campo térmico de aplicación.

matriz pesa más que la de aluminio pero soporta mayor temperatura de servicio.

3.2 Los compuestos de matriz metálica (CMM) se emplean en aviación cuando se precisan una, o varias, de las siguientes condiciones de servicio:

- Alta resistencia a tracción y ME respecto a materiales de matriz polimérica.
- Para controlar y disminuir dilataciones del material y aumentar la conductividad térmica.
- Para mejorar la resistencia a la fatiga y aumentar la resistencia a la fluencia, o para mejorar la resistencia al desgaste.



PPS. El timón de dirección del *Grumman G450* es de material compuesto PPS. Foto por cortesía de *Grumman*.

La matriz metálica de CCM se refuerza con óxidos metálicos en forma de partículas, con fibras continuas o “whiskers”. Los “whiskers” son unos filamentos discontinuos, muy finos (micras de diámetro), que están prácticamente libres de defectos. Son caros de fabricar. Hay “whiskers” de carbono, óxido de aluminio, de silicio, de berilio, y carburo de boro,

El volumen de fibra reforzadora en los CCM es del orden del 30 %, menos entonces que en los compuestos de matriz plástica.

En general, los CCM mejoran todas las características del metal base, queremos decir del metal de la matriz. Tienen mayor rigidez y resistencia mecánica, menor peso, coeficiente de dilatación más bajo y temperatura de servicio más alta. Esta última propiedad favorece su candidatura para uso en motores turbo reactores. Sin embargo, ya se ha dicho, es caro de fabricar y su baja ductilidad hace difícil todos los procesos clásicos de fabricación: extrusión, mecanizado, etc., con los problemas que esto plantea (propensión a grietas en los procesos de fabricación).

Laminados de fibra de metal: GLARE

3.3 Los laminados de fibra de metal son materiales que consisten en láminas interpuestas de fibras y metal.

Estos materiales se conocen con la sigla FML (*Fibre-Metal Laminate*). El ejemplo más importante de este grupo en aplicación estructural se muestra en la **Figura 2.4**. Corresponde al laminado que se emplea en el techo del fuselaje del Airbus A380.



Tabla III) mientras que el aluminio, ya sabemos, es de $2,7 \text{ g/cm}^3$. En un avión como el Airbus A380, donde se han instalado 380 m^2 de GLARE, el beneficio de peso ha sido de 794 kg respecto a la aplicación de aleación de aluminio.

- Menor velocidad de crecimiento de las grietas por fatiga (las capas de fibra retardan la tasa de crecimiento de las grietas).
- Mejor comportamiento en caso de incendio. Presentan resistencia a la perforación por dardo de llama, al punto de que podrían usarse en tabiques cortafuegos {firewall}. Su menor conductividad térmica respecto al aluminio disminuye la transmisión de calor en caso de incendio.
- Los tipos de GLARE se pueden fabricar con capas y orientaciones de fibra distintos con el fin de adaptarse a aplicaciones particulares. El A380 usa la buena resistencia al impacto de GLARE Grado 5 para aplicarlo en el borde de ataque de las alas y en las superficies aerodinámicas de cola.

Inconvenientes:

- Precio. Cuesta diez veces más que la aleación de aluminio que incorpora el propio GLARE.
- El Módulo de elasticidad (ME) de GLARE es algo más bajo que el de aluminio, debido precisamente al bajo ME que tiene la fibra de vidrio.

3.5 ARALL™ es otro laminado de fibra de metal, que tiene un empleo más limitado en aviación. En lugar de capas de fibra de vidrio usa Kevlar, fibra de aramida.

4. MATRICES DE CERÁMICA

4.1 Los compuestos de matriz cerámica representan un campo muy concreto y limitado de aplicación. Se suelen aplicar en las toberas de salida de gases de los motores de aviones de combate. La razón de esta aplicación es que cuando el piloto selecciona la postcombustión del motor {engine reheat} con el fin de obtener un exceso de empuje, la temperatura del material de la tobera supera con creces 1.000°C .

El material cerámico más usado para estos fines es carburo de silicio. No obstante, el compuesto más singular en este campo es el carbono-carbono, que se

emplea en las toberas de los cohetes espaciales y en los discos de freno de automóviles de altas prestaciones, por ejemplo en monoplazas Fórmula 1.

5. ELASTÓMEROS

5.1 La definición técnica de elastómero es la siguiente: material que a temperatura ambiente se puede alargar al menos dos veces su longitud original, y que vuelve rápidamente a ella cuando cesa la fuerza de expansión original.

Todos los materiales que tienen este comportamiento se suelen llamar “gomas”.

Los elastómeros pueden ser naturales o sintéticos.

Los sintéticos se elaboran mediante polimerización de hidrocarburos (estireno o butadieno).

La goma natural se obtiene de varias plantas, por ejemplo del árbol *Hevea Brasiliensis*, véase fotografía.

Normalmente se vulcaniza. Es un proceso donde se añade azufre para dar mayor resistencia y elasticidad. La goma natural tiene la propiedad de adherirse de modo firme al acero, cualidad importante para su aplicación en neumáticos. Su envejecimiento es relativamente rápido lo que favorece el empleo industrial de las gomasy sintéticas, con preferencia sobre las naturales.

Los elastómeros forman largas cadenas, en forma de espiral, estructura característica que explica su elasticidad.

La goma natural de más calidad se obtiene coagulando el látex del árbol *Hevea Brasiliensis*, originario de la cuenca del Amazonas, pero que hoy se cultiva en el Sudeste asiático.

5.2 Los elastómeros se usan en la industria aeroespacial en todas las zonas que deben permanecer herméticas, gracias a su facilidad para interponer y mantener el sellado a pesar de deformarse. Así, ventanillas, parabrisas, tuberías de fluidos (tuberías flexibles), de mazos eléctricos que atraviesan compartimentos presurizados, etc., son zonas de aplicación a bordo de los elastómeros.

Consideraciones térmicas

5.3 En relación con las gomasy naturales hay que decir que tienen una banda térmica de empleo de -50 a $+80^\circ\text{C}$. Por otra parte, hay elastómeros que se adaptan



La construcción de núcleo más utilizada en aviación tiene la forma de panal de abeja. Las celdillas se hacen de aleación de aluminio (p. ej. 5052) pero hoy día predominan las de fibra (&7.4).

Respecto a la forma, la celdilla más usada tiene geometría hexagonal.

Esfuerzos en la estructura sándwich

7.2 Sabemos por Estructuras de las aeronaves que son numerosas las partes sometidas a cargas ligeras o moderadas. Para estos casos, mejor que emplear estructuras de soporte (costillas, refuerzos, etc.) puede ser conveniente aplicar un laminado de dos placas con un núcleo de relleno, esto es, la estructura sándwich.

Esto mismo se aplica cuando el revestimiento de la superficie (por ejemplo, caso de flaps y slats) es de espesor tan delgado que hay riesgo de pandeo de la superficie {*buckling*}.

Las placas del sándwich soportan la mayor parte de las cargas de compresión y tracción que impone la flexión de la estructura en vuelo, mientras que el núcleo soporta los esfuerzos cortantes {*shear stresses*}. Digamos que esta es la forma fundamental de trabajo de la estructura sándwich.

El núcleo soporta también cargas de compresión que actúan perpendiculares a él, pero su función primordial, como se ha dicho, es resistir los esfuerzos cortantes. De hecho, de la oposición que haga a estas fuerzas depende mantener la separación e integridad de las placas. Por esta razón la carga más crítica para el núcleo de la estructura sándwich es la de flexión (**Figura 2.6**).

Considerando en conjunto el sistema de placas y núcleo observamos que hay ciertas ventajas en la construcción sándwich porque el núcleo aporta rigidez; dicho de otro modo más preciso: aumenta el momento de inercia del conjunto sin apenas aumentar el peso, por la ligereza del núcleo. Hay, pues, mayor oposición a la carga.

Dicho esto, en los últimos aviones que entran en el mercado (Boeing 787 y Airbus A350 XWB) la estructura sándwich pierde protagonismo frente a compuestos monolíticos (véanse **Figura 2.6a** y Apartado 7.5). La razón principal es que la estructura sándwich es muy sensible a la entrada de agua en su interior.

7.3 En efecto, el problema funcional principal que se presenta en los núcleos es la entrada de agua.

Normalmente penetra por los bordes de las placas, pero puede ingresar por cualquier sitio donde falle el sellado.

El agua se convierte en hielo cuando el avión alcanza la altitud de crucero. La expansión del hielo provoca la flexión de las celdillas. Más tarde, con el avión en tierra, ocurre el deshielo y de esta forma se produce un ciclo de carga-descarga de fatiga en las celdillas del núcleo. Puede ocurrir el despegamiento del núcleo de las placas, y con ello pérdida de la estabilidad mecánica del conjunto. En una superficie de control de vuelo es un problema muy serio.

Es fácil comprender que la unión perfecta de las placas con el núcleo es el factor decisivo del éxito estructural del conjunto.

7.4 Los materiales para núcleos más empleados en aviación actualmente son compuestos de fibra de carbono y Nomex (marca registrada de un núcleo preparado con fibras de aramida en resina fenólica). De manera creciente se están empleando polímeros termoplásticos, de baja densidad, de suficiente rigidez, y más baratos. Uno de ellos se conoce con el acrónimo PEI (*Polyetherimide*), de 1,27 g/cm³ de densidad.

Estructura monolítica

7.5 Tanto el fuselaje, como las grandes superficies aerodinámicas y de control de vuelo en los aviones más modernos se construyen en forma de laminado monolítico.

La estructura monolítica típica incluye un revestimiento y miembros de refuerzo integrados que forman una red ortogonal entre ellos, de tal forma que, en su

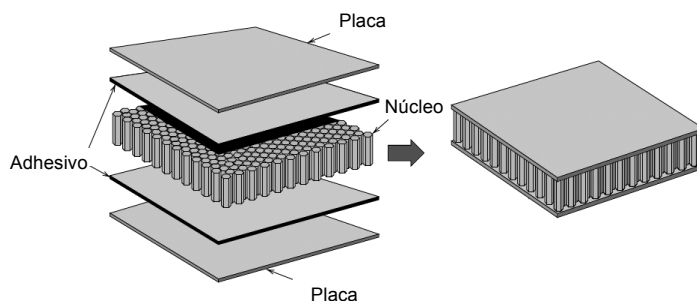


Figura 2.5. Construcción en sándwich.



todo caso la superficie entelada necesita un acabado que recibe el nombre general de “dope”. Se usa con varios fines: a) Aumentar la tensión de la tela; b) Impermeabilizarla; c) Protegerla contra agentes externos, incluidos fluidos del motor (gasolina, aceite); d) Proporciona un acabado exterior aerodinámico.

El dope se aplica con pincel o pistola en las condiciones siguientes de trabajo: local limpio (sin polvo en suspensión), temperatura entre 21 y 24 °C, humedad relativa ambiente inferior a 60 %. Es corriente dar dos capas de dope incoloro, y otras tantas de pigmentado.

El dope típico incoloro es una solución de nitrocelulosa y plastificante (acetato de butilo). El plastificante y el disolvente (benzol) que lleva el dope producen una película flexible que encoge y tensa la tela. El dope pigmentado se tiñe con polvo de óxido de aluminio. El color plateado que da al entelado refleja mucha radiación UV.

Se emplea también dope de butirato de celulosa aunque es más difícil de aplicar que el de nitrocelulosa. No obstante mejora la protección de la tela a la intemperie.

La primera capa de acabado lleva mezclado un fungicida. Es producto tóxico y no se aplica con pistola.

En el mercado existe pintura de poliuretano que se puede aplicar a la tela con los mismos fines que el dope clásico.

Rejuvenecedores

Son productos que depositan una cantidad importante de disolvente y plastificante en la tela cuando lo ha perdido por envejecimiento. El producto penetra en la tela y restituye parte de su elasticidad y tenacidad. No produce efecto beneficioso sobre telas en mala condición (agrietadas), más bien lo contrario, puede debilitarlas más.

Métodos de entelado

Hay dos métodos, llamados general y envolvente.

El primero consiste en coser paños de tela de suficiente tamaño para cubrir, a modo de manta, la superficie para entelar. La tela viene en rollo que ha de cortarse a las dimensiones previstas.

El segundo es una pieza de tela de dimensiones precisas, que forma una envoltura. A modo de funda de almohada se ajusta al volumen previsto para cubrir, bien una semiala u otra superficie. Puesto que viene cosido de fábrica solo es preciso coser la parte abierta que permite el montaje.

Inspección del entelado

El entelado pierde características con el tiempo debido a cargas mecánicas en tierra y en vuelo, y a diversos agentes externos, incluso biológicos (hongos). La tela de fibra de vidrio no sufre este deterioro en condiciones normales de

manera que su inspección se centra en posibles daños de origen mecánico y el acabado final.

Es necesario efectuar las inspecciones que señalan las instrucciones del fabricante.

Si no las hay, o es difícil encontrarlas, la referencia de publicación citada al principio de este apartado (AC 43.13-1B, de la FAA) detalla métodos de inspección generales que pueden seguirse para mantener la aeronavegabilidad de la aeronave. Pautas de inspección típicas son las siguientes:

- La inspección visual del avión debe detectar deterioros o aflojamiento de las cintas, existencia de agrietamiento superficial, rasgones en la tela o daños por rozamiento. La tela debe estar uniformemente tensa, sin áreas sueltas o arrugadas. Tampoco debe tener exceso de tensión pues puede imponer carga adicional en la estructura, aparte de las dinámicas de vuelo. El exceso de tensión en las telas es causado normalmente cuando se aplica una película excesiva de impermeabilizante, o al encogimiento continuo que experimenta la tela cuando envejecen los plastificantes.
- Es inaceptable la presencia de tela suelta, como ejemplo típico la que revolotea con el torbellino de aire que produce la hélice.
- El entelado puede experimentar arrugas temporales cuando absorbe humedad, agua de lluvia, neblina, o rocío, si el impermeabilizante es de mala calidad o ha envejecido. Tienden a desaparecer cuando se seca.
- Las fibras naturales se deterioran por la exposición a la radiación ultravioleta, por deposición de moho, de hongos (se aplican fungicidas al dope), lluvia ácida, contaminación, y envejecimiento general del tejido. Las telas de poliéster también se deterioran por exposición a la radiación UV. La fibra de vidrio no, pero sí por lluvia ácida (promovida, por ejemplo, por el rocío cuando el avión se estaciona en zonas industriales).
- Las telas de algodón, lino, y de fibra de vidrio dependen de la tenacidad del impermeabilizante para soportar la presión dinámica del aire en vuelo. Igual sucede con los hilos de poliéster siempre que su alargamiento sea mayor que el de la capa impermeabilizada. Si es menor, trabajará el hilado de poliéster antes que la película impermeabilizante.
- Las grietas en la tela son inaceptables y deben repararse por seguridad; también para que no se extiendan al resto del entelado.
- La condición del entelado debe comprobarse durante la inspección de 100 horas, o en revisión anual, según programa de mantenimiento. La resistencia mecánica de la tela es un factor definido en el criterio de aeronavegabilidad del avión. Se considera que la tela reúne condiciones de vuelo cuando mantiene un 70 % al menos de su resistencia mecánica original. Así, por



Se clasifican según el daño en mayores, menores, y ligeras o cosméticas.

- Son mayores las que limitan la capacidad de la aeronave para soportar la carga de cálculo. Este tipo de defecto debe ser reparado de forma inmediata, bien entendido que puede ser una reparación temporal pero que ha de sustituirse por la reparación definitiva cuando el avión retorna al taller.
- Son reparaciones menores cuando la estructura tiene aún capacidad para soportar la carga de cálculo. Su reparación debe realizarse en un determinado número de horas o de aterrizajes. Los técnicos deben inspeccionar los daños habidos durante este período de espera, para seguimiento, y sobre todo cerciorarse que el daño no progresa.
- Los daños ligeros afectan a la “apariencia” de la aeronave pero no comprometen las cualidades de vuelo o actuación de la aeronave.

Las técnicas generales de reparaciones posibles se resumen en la **Tabla I**, más adelante.

2. MODOS DE FALLO EN LOS MATERIALES COMPUESTOS

2.1 Conviene explicar los modos de fallo que presentan los materiales compuestos. Hay modos que son característicos de ellos si se comparan con las estructuras metálicas. Destacamos los que siguen.

Deslaminación

La deslaminación {*delamination*} es la formación de grietas entre capas diferentes de un laminado. Es el modo de fallo más común en estructuras de material compuesto. Normalmente ocurre cuando se aplican grandes esfuerzos de cortadura {*shear stresses*} entre capas del laminado. También puede ser el resultado de un curado incorrecto, o simplemente el resultado de un impacto. La deslaminación puede propagarse por todas partes de la estructura si persiste la carga. Es por tanto un fallo que puede originar una incidencia grave.

Erosión

La erosión (lluvia, partículas sólidas en la pista, aire a alta velocidad, cenizas volcánicas) actúa —sobre

todo— en los bordes de ataque de las superficies aerodinámicas y en los álabes del compresor del motor.

En estos y casos similares, actuando a modo de lija, la erosión disminuye las características mecánicas y aerodinámicas del material.

Despegamiento (desencolado)

Es distinto de la deslaminación (que ocurre entre láminas).

Cuando se habla de despegamiento {*debonding*} en el cuadro de fallos del compuesto significa la separación entre dos elementos estructurales diferenciados.

Daños de origen térmico

El caso más típico ocurre en los discos de freno de carbono, pero a efectos estructurales se refiere a zonas expuestas a intenso calor de forma accidental.

Por ejemplo, el aumento local de la temperatura del material que ocurre en la trayectoria de descarga del rayo (colisión del avión con el rayo).

Entrada de líquidos

El ingreso de cualquier líquido en el compuesto supone una reducción de las propiedades del material. Este fenómeno es conocido y el fabricante lo tiene en cuenta durante la fase de diseño y dimensionado de las piezas mediante los Factores de Corrección Ambientales (*Environmental Knock-Down Factors*, EKDF). En todo caso, el ingreso accidental de líquido, agua, o agua combinada con agentes químicos (fluidos hidráulicos, combustible, descongela, etc.) puede provocar deterioro no previsto en los componentes.

Son especialmente importantes los daños por estas causas en estructuras de tipo *sándwich*. Pueden llegar a producir un desencolado completo entre las placas y el núcleo.

Ya vimos que el principal problema en servicio de la estructura *sándwich* es la entrada de agua, hasta tal punto que este tipo de estructura se emplea menos en los nuevos aviones en favor de componentes monolíticos de material compuesto.

Fatiga

Los materiales compuestos son menos susceptibles a la fatiga que los metales. Incluso se suele decir que “están libres de ella”. Siendo, pues, menos susceptibles a fallos de fatiga no quiere decir que no existan. La



- i. La grieta por SC avanza rápidamente a lo largo de ella, pero muy lentamente en sentido transversal.
- j. Deben eliminarse en lo posible depósitos de cloruro sódico en la superficie del metal.
- k. En procesos de fabricación o reparación se deben eliminar esfuerzos de tensión residuales en las piezas mediante tratamiento de granallado {*shot peening*}. Es un proceso que elimina tensiones superficiales lanzando partículas abrasivas a gran velocidad sobre la superficie del metal. Elimina grietas superficiales muy pequeñas producidas por el arranque de viruta durante la mecanización.

Corrosión por fatiga

3.6 Un caso especial de corrosión por esfuerzos es la corrosión por fatiga {*fatigue corrosion*} donde hay corrosión y esfuerzos cíclicos. Las cargas cíclicas aceleran el fallo del material.

El motivo es que las cargas cíclicas “limpian” la grieta pues quitan los productos de corrosión que presentan —de alguna forma— un frente o barrera a la profundización de la misma. El resultado es que el “efecto limpieza” de las cargas cíclicas permite un ataque más decidido de la corrosión por el interior de la grieta. Nótese que sin presencia de corrosión no habría disminución del tiempo natural de ciclos de la pieza y del nivel de esfuerzos críticos para llegar a la rotura.

Sencillamente, con corrosión la pieza falla prematuramente y a esfuerzos más bajos.

Características

- a. La corrosión por fatiga (CF) se presenta en forma de multiplicidad de grietas, en lugar de una sola que se propaga rápidamente (como ocurre normalmente en la fatiga clásica de origen mecánico).
- b. Las grietas aparecen orientadas en dirección perpendicular a la de esfuerzos máximos a que se somete la pieza.
- c. La grieta en la corrosión por fatiga crece en tres fases, que dan lugar por ello a tres regiones: A, B y C (**Figura 5.2**). Estas regiones hacen referencia al factor K de intensidad de esfuerzos. El factor K , pues, está relacionado con la velocidad de crecimiento de la grieta.

En la región A el crecimiento es muy lento. En la región B el desarrollo de la grieta es más rápido, pero crece a velocidad sensiblemente constante. Finalmente, en la región C el crecimiento se acelera de forma muy acusada, hasta la rotura.

- d. La región B es fundamental desde el punto de vista estructural y en el mantenimiento de un componente aeronáutico. En esta etapa, mejor dicho, en la parte inicial de ella, el taller de revisiones debe tener descubierta ya la corrosión por fatiga presente en el componente. La fase final de la zona B es, desde luego, la última oportunidad para detección antes del corrimiento muy rápido de la grieta hasta la rotura del componente.

Bien entendido, en todos los problemas de fatiga del material la prevención, como tarea de mantenimiento, debe orientarse a impedir su iniciación más que a detener su progresión. Pero a veces esto es inevitable.

- e. El granallado es un método eficaz para prevenir CF. Se trata, como vemos, de introducir esfuerzos de compresión en la superficie de la pieza.
- f. La composición de la aleación se puede modificar para aumentar su resistencia a la corrosión por fatiga. Por ejemplo, añadiendo más níquel al acero inoxidable mejora su resistencia a CF.
- g. Todas las protecciones superficiales de las piezas mejoran la resistencia del material frente a CF.

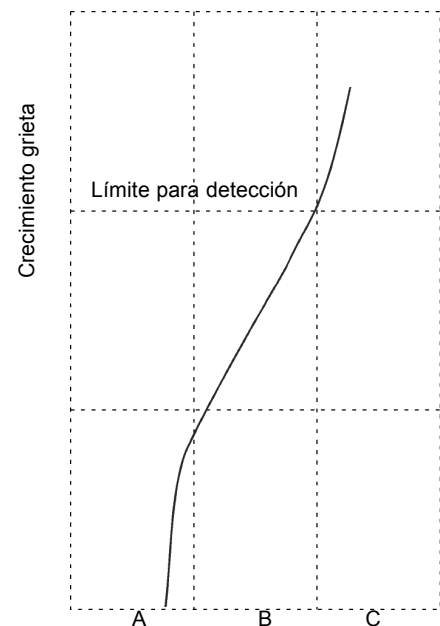


Figura 5.2.



Corrosión filiforme

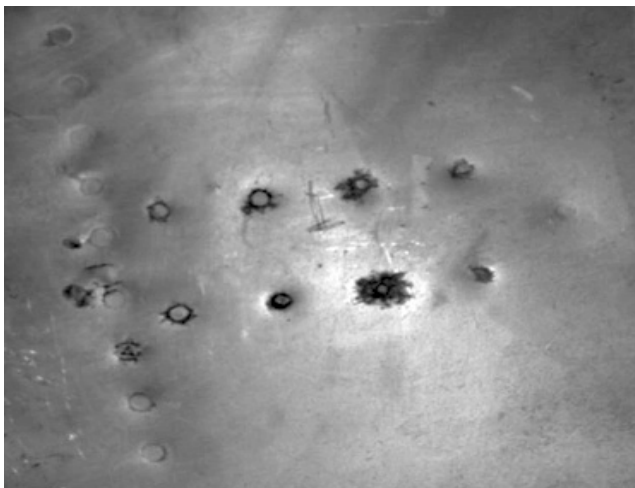
3.7 Es una corrosión que se produce cuando hay cierta permeabilidad en el tratamiento protector superficial que se ha dado a un componente; por ejemplo cuando la capa de pintura permite la entrada de corrosión debajo de ella, bien porque tiene poros, daño mecánico, presencia de burbujas de aire, o de impurezas que se han retenido durante la aplicación del tratamiento protector.

Características

- La corrosión filiforme se identifica por la presencia de filamentos o “hebras” de corrosión que terminan por levantar la pintura en dichas zonas. Las hebras *{threadlike filaments}* crecen en zigzag, sin que se crucen por regla general.
- La corrosión filiforme no suele crecer en profundidad, de manera que en principio solo cabe considerarla de riesgo cuando ataca a una superficie o componente de poco espesor de pared. En todo caso debe repararse tan pronto como se detecta.

Picadura: corrosión por picadura

3.8 Al contrario que la corrosión que hemos visto en el párrafo precedente, la corrosión por picadura *{pitting corrosion}*, también llamada alveolar, es una de



Picaduras.

Remaches sueltos y flojos (cabezas sin capacidad de carga), encontrados en la *belly* de un avión (parte inferior del fuselaje). En las zonas de picadura se ha producido concentración de esfuerzos que debilitaron las cabezas de los remaches. Como adición, la corrosión por contacto encontró entonces factores favorables para instalarse y crecer en esas zonas.

las más destructivas e indeseables que el técnico puede encontrar en el avión. Es un ataque muy localizado que produce pérdida concentrada (escasa) de material, en un estrecho “pozo” de corrosión, mientras que la superficie que rodea la picadura permanece indemne.

La picadura puede crecer en diámetro pero eso es nada comparado con lo que crece en profundidad. A veces, se ven productos de corrosión que se acumulan en la parte exterior de la picadura, pero esto es cuando ya lleva meses o años actuando por debajo. Esto hace más difícil su detección temprana.

Un problema asociado con la corrosión por picadura es que actúa como agente de concentración de esfuerzos *{stress concentration}* por la discontinuidad geométrica que introduce en el material. De este modo favorece la aparición de nuevas formas de corrosión (intergranular, por fatiga, por esfuerzos). La iniciación de la picadura indica que se ha roto en esa zona el tratamiento de protección. Se forma un pequeño ánodo mientras que la estructura circundante actúa como cátodo. Nótese que hay una relación de áreas (cátodo/ánodo) muy desfavorable —muy alta—.

Características de esta corrosión

- Si existe, se suele iniciar sobre las superficies superiores horizontales de la aeronave (extradós) y crece hacia abajo, en la dirección de la gravedad. Puntos de observación, pues, son el extradós del ala y la parte superior de los estabilizadores de cola. Raramente se ha visto crecer hacia arriba, esto es, desde el intradós de la superficie hacia arriba. También es poco frecuente su presencia en las superficies verticales de la aeronave, pero sí se detecta en zonas que están sometidas a diversos entornos corrosivos, como es la “belly” o panza del avión; véase en la fotografía adjunta el estado avanzado de picaduras en un revestimiento.
- Una vez incubada la picadura no necesita “estímulos exteriores” para progresar. Digamos que posee capacidad interna de propagación y crecimiento hacia el interior. Por ello algunas veces se dice que es “autopropulsora”.
- Cuando se detecta (observación visual) hemos señalado que el componente puede estar tan dañado internamente que no es apto para seguir en servicio de vuelo. En este sentido convendrá recordar y tener en cuenta dos detalles:



puede ser crítico en sentido operacional si hay posibilidad de fuga de líquido por debilidad de la pared.

La reparación del defecto tipo I se suele efectuar de dos formas. El procedimiento clásico consiste en cortar el tramo defectuoso de tubería y abocardar a continuación los extremos libres de los tubos, tras lo cual se unen con un empalme mediante racores. Es una reparación estándar, que emplea medios estándar de unión.

Los procedimientos más modernos efectúan la reparación mediante el entallado de casquillos especiales, que se conocen con el nombre de “Permaswage”. Los fabrica, por ejemplo, la compañía Deutsch Metal Component, en donde hay que adquirir también el equipo completo de grapado. Consiste este en la unidad hidráulica de alta presión, para el grapado propiamente dicho, mordazas, y otros útiles, como herramientas de rebabado del tubo, o plantillas para posicionar los casquillos correctamente en los tubos.

Una vez que se ha cortado el tubo, y que se ha limpiado su interior, rebarbando los extremos (**Figura 8.8**), se coloca tubo y casquillo en la mordaza de grapado de tal manera que el casquillo está perfectamente alineado y cubriendo el corte de los tubos. Para asegurar que el casquillo queda en posición correcta el fabricante acompaña en el paquete de suministro plantillas para los distintos tamaños de tubos. Las plantillas permiten hacer unas marcas de posición en la tubería entre las que va a quedar el casquillo. Se conecta entonces la unidad hidráulica de presión (350 kg/cm^2) a las mordazas de grapado, produciéndose el grapado instantáneo del casquillo.

El grapado se somete más tarde a pruebas de estanqueidad.

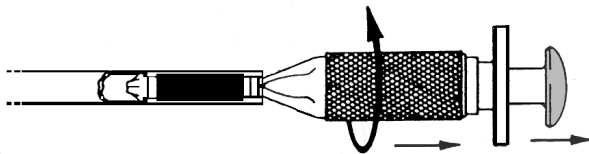


Figura 8.8. Útil para desbarbado de interior de tubo.

Reparación de defectos Tipo II

El defecto de tipo II cubre un campo más amplio. Así, son defectos tipo II los siguientes:

- a. Grietas, abolladuras, o deformaciones que superan, en los tramos rectos, 8 mm de longitud.

- b. Defectos de cualquier tipo que se producen en los codos de las tuberías.
- c. Cortes dobles en tuberías, es decir, cortes que pueden ser pequeños, pero que por su proximidad requieren un empalme con un trozo de tubo.

Este conjunto de reparaciones requieren preparar el trozo de tubo, de longitud apropiada, más dos uniones, bien de tipo clásico o con casquillos entallados.

Reparación de defectos Tipo III

El defecto tipo III es el que se produce en los elementos de unión, normalmente porque hay fugas en la conexión con el racor. Si el tubo es abocardado lo más probable es que la fuga se deba a grietas en la zona de abocardado. La reparación consiste en preparar un nuevo abocardado o sustituir el racor, según el sitio donde se localiza el daño.

Abrazaderas

2.17 Las abrazaderas {clamps} son elementos que soportan las tuberías, en tramos más o menos regulares de su rutaje por el interior de la aeronave.

Se emplean en las líneas de conducción de fluidos y deben cumplir cuatro requisitos fundamentales:

1. La abrazadera, salvo indicación en contrario, se considera como elemento recuperable y, como tal, el técnico responsable de la reparación debe asegurar esta posibilidad de recuperación.
2. El material de la abrazadera debe resistir la oxidación y la corrosión. Los elastómeros empleados en las abrazaderas, que sirven de colchón antivibración de la tubería, deben ser sintéticos y compatibles con el fluido que transporta la línea, las condiciones de presión y de temperatura de servicio.
3. La abrazadera no debe interrumpir la conductividad eléctrica general del avión, de manera que todos los elementos permanecen conectados a masa. Debe existir, pues, un camino para descarga de la electricidad estática, o las corrientes eléctricas inducidas por el choque de la aeronave con un rayo. Esta propiedad es importante, en particular en las zonas de depósitos de combustible o de fluidos. Si siempre debe mantenerse la conductividad eléctrica a lo largo y ancho de la estructura del