

Desarrollo del proceso de fabricación de chapas de aleación de aluminio aeroespacial AA2219

(*) Maffia E.G, Ruiz Diaz F.E, Hoffman N, Lacoste J.A, Cozzarin A.L, Feloy L.E

ProInTec I&D, Departamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, La Plata,

Universidad Nacional de La Plata. (UNLP) Argentina.

(*) ernesto.maffia@ing.unlp.edu.ar.

RESUMEN

Las aleaciones de aluminio de la serie 2000 forman una familia de materiales de gran utilidad en la industria aeroespacial, utilizándose en piezas forjadas o extruidas para aviones (AA2014), estructuras de aeronaves (AA2024), placas y chapas para aeronaves militares (AA2048), pistones, cabezas de cilindro y anillos de compresor para motores de aeronaves (AA2218), elementos rotatorios de alta temperatura (AA2618), fuselajes de aviones supersónicos y tanques de combustible (AA2219); las características benéficas en cuanto a la soldabilidad de esta última aleación despiertan interés en la industria aeroespacial siendo el motivo de este trabajo de investigación y desarrollo.

Así, en el marco de un estudio llevado a cabo por el grupo ProInTec I&D de la Facultad de Ingeniería de la UNLP, se investigó cual sería la manera más adecuada para producir chapas de aleación de aluminio AA2219 a nivel experimental, con miras a la eventual producción a escala industrial.

Por lo tanto, este trabajo tiene como finalidad encontrar el camino más adecuado para producir semielaborados en forma de chapa a partir de una aleación de aluminio de producción propia (similar a la AA2219) utilizando diferentes combinaciones de tratamientos termo mecánicos. Para esto, se estudiaron una serie de caminos de fabricación con el fin de comprobar la aptitud a la deformación del material.

Inicialmente se abordaron ensayos de homogeneizado, pero no generaron un material adecuado pues se rompió en los ensayos de laminación. Se estudiaron también ensayos de laminación en frío con chapas previamente laminadas en caliente con resultados negativos pues se generan aumentos en la dureza y un defecto llamado boca de cocodrilo. Tampoco hay buenos resultados con el laminado en frío de muestras recristalizadas.

Estos resultados indicaron la necesidad de encontrar un tratamiento que modifique la microestructura del material volviéndola apta para los procesos de deformación en frío. Se utilizó entonces el recocido total. Para poder observar la respuesta de la aleación AA2219 a este tratamiento, se probaron tres aleaciones con historias térmicas diferentes; por un lado, se usa un material envejecido naturalmente y, por otro lado, un material homogeneizado a 520 °C por 90 minutos; la tercera probeta de aleación AA2219 tenía en su historia termo mecánica un 55 % de deformación en caliente, seguido de un homogeneizado de 2 horas y finalmente, una ligera deformación en frío. A las 3 condiciones se les aplicó un recocido completo y luego se las sometió a un proceso de deformación plástica en frío comprobándose una amplia deformabilidad sin roturas.

Puede extraerse como conclusión que al aplicar el tratamiento térmico de recocido total se consigue una microestructura extremadamente dúctil pues permite deformar en frío placas de aleación AA2219, sin importar la historia térmica previa, llegando a reducir el espesor hasta un 97% sin roturas ni defectos visibles.

1.- INTRODUCCION

Aún antes de que el aluminio fuera un material alternativo al acero, sus propiedades habían resultado muy interesantes para las mentes de la época. Charles Dickens preveía una gran popularidad para el aluminio ya en 1856, Julio Verne lo consideraba el metal apropiado para

construir una nave espacial en 1865, y J.W. Richards aseguraba que si las aeronaves se volvían una realidad sería debido al aluminio [1, 2]. Actualmente, se lo utiliza casi siempre en aleación, ya que el aluminio químicamente puro (99.5%) tiene una resistencia a la tracción de apenas 14 MPa a temperatura ambiente [3] sin

embargo se vuelve muy útil en planchas de Alclad en la lucha contra la corrosión.

Las aleaciones de aluminio son innumerables: el volumen II del Metals Handbook [4] menciona sesenta de ellas, solo entre las trabajables (wrought alloys), siendo además que cada una tiene varios estados de entrega (tempers), con lo cual aumenta aún más la cantidad.

En este estudio experimental se utilizará una aleación de la serie 2000 (AA2195) la cual tiene al cobre como aleante principal en una proporción superior al 1%. Este aleante genera porciones de intermetálicos los que pueden ser usados para modificar las propiedades mecánicas de la aleación, utilizando un doble ciclo térmico. Este tratamiento térmico genera una estructura tan fuerte en cuanto a su resistencia, que puede usarse para hacer ruedas de aviones, piel de fuselaje, suspensiones para camiones, partes estructurales resistentes a temperaturas de hasta 150°C entre otras aplicaciones.

La familia de aleaciones de la serie 2XXX fue descubierta por Alfred Wilm en 1906, quien encontró por casualidad que las mediciones de dureza de una pieza de aluminio con cobre, magnesio y manganeso, aumentaban tras pasar unos días a temperatura ambiente. Wilm caracterizó por primera vez el endurecimiento por envejecido, identificando que este fenómeno ocurría en piezas de aleaciones de aluminio con aleantes como el magnesio si se calentaba la aleación a una temperatura de al menos 420°C y luego se la dejaba enfriar [4]. Aunque su tratamiento térmico ya no está en uso (las temperaturas de solución del aluminio que se utilizan ahora son mucho más altas, por encima de los 500°C), el principio ha permanecido en uso hasta nuestros días.

Como esperaban Richards y Verne, una aplicación donde el aluminio y sus aleaciones se han vuelto prácticamente indispensables es la industria aeroespacial. En esta área la SAE [6] ha emitido hasta la fecha más de cien normas diferentes que rigen los tratamientos y procesos necesarios para obtener piezas de aleación de aluminio para aplicaciones aeroespaciales. El aluminio se utiliza en todos los segmentos de la industria aeronáutica, espacial, y de misiles,

donde su alta relación resistencia-peso permite un ahorro importante de masa en todos los componentes [7]. La aleación original de Wilm fue la clave del desarrollo de los aeroplanos de combate que Alemania utilizó durante la segunda guerra mundial, y también para la construcción de los zepelines más grandes que hayan sido construidos. La aeronave Akron, construida por la corporación Goodyear-Zeppelin, utilizó duraluminio en la construcción del esqueleto rígido.

Las aleaciones de aluminio envejecibles (termino que significa que endurecen con el transcurso del tiempo) continuaron evolucionando más allá del duraluminio, formando la ahora familia de aleaciones de la serie 2XXX; sus propiedades son variadas, sin embargo, todas las aleaciones comparten una pobre trabajabilidad en frío (comparada a otras aleaciones de aluminio), pero una aceptable maquinabilidad, y por supuesto la capacidad de envejecer cuando se las deja reposar luego de un solubilizado.

Mediante alteraciones del proceso de endurecimiento por envejecido, se puede cambiar las propiedades finales de la pieza. Existen tratamientos termo mecánicos que producen distintas microestructuras de la pieza final; variando la temperatura a la que se realiza la precipitación, así como el tiempo, se pueden generar docenas de condiciones diferentes sobre una aleación. Es más, se puede alterar la microestructura deformando plásticamente el material, luego del solubilizado: algunos tempers, como por ejemplo el T8, aprovechan estos cambios para obtener piezas de muy alta resistencia, tanto mecánica como térmica y química.

Aprovechando su versatilidad, las aleaciones de la serie 2XXX actualmente se utilizan en toda clase de aplicaciones, que incluyen cables y barras para productos de torno automático (2011), pasando por forjas, planchas y extrusiones para aeroplanos y camiones (2014), estructuras de aeronaves (2024), paneles de chapa para autos (2036), placas y chapas para aeronaves militares (2048), planchas de gran espesor (2141), pistones, cabezas de cilindro y anillos de compresor para motores de aeronave (2218), elementos rotatorios

de alta temperatura (2618), y la que nos compete, la aleación 2219.

También ha sido utilizada en la construcción del tanque de combustible externo del primer transbordador espacial [8]; aunque estos cambiaron a construcción en Al-2195 en 2003, recientemente han vuelto a la aleación anterior [9] debido a que ésta es mucho menos sensible a la fractura, entre otras razones. Resiste bien en el rango de temperaturas de -270°C a 300°C: la fricción con el aire al superar Mach 2.4 puede llevar la piel de un Concorde a una temperatura de 150°C [10], y el tanque de combustible contiene hidrógeno líquido, el que necesita una temperatura por debajo de -252°C. Sin embargo, la versión que se estudia en este trabajo, se fabricó sin vanadio ni titanio, lo que tiene efectos impredecibles sobre su conformabilidad y funcionamiento.

Para poder garantizar la utilidad exitosa de la aleación 2195, primero debe verificarse su capacidad al conformado y luego, medir sus propiedades. Por ejemplo, la aleación 2219 se convierte en chapas por medio del laminado, que forman luego las alas de aviones [11]; para tanques de combustible de reactores espaciales, se aplica un laminado de anillo que permite soldar únicamente en la circunferencia de las placas [12]. Este es el criterio que mide la formabilidad de la aleación: laminar una placa hasta llegar a una chapa delgada, para poder así asegurar que la aleación sea apta para producir semielaborados que serán luego empleados en componentes y piezas de la industria. Finalmente, se buscan, en el material reducido en espesor, defectos, se los caracterizará para establecer su incidencia en las propiedades y se miden las propiedades tras un envejecimiento especial, el que debería dar la máxima resistencia.

Este trabajo tiene como finalidad, entonces, desarrollar un método para producir semielaborados en forma de chapa fina a partir de una aleación de aluminio 2195. Se estudia esta aleación por tener de buena soldabilidad, lo que la hace especial para tanques de combustible y fuselajes de aviones supersónicos

2.- METODOLOGIA

Se utilizan como materias primas metales y aleaciones comercialmente disponibles. Para una fusión de 15 kg, se utiliza aluminio puro, liga madre de cobre-10% zirconio, cobre puro, manganeso metálico y refinador de grano (Al-Ti-B). Para la fusión se utiliza un horno de gas, un crisol de carburo de silicio, una lanza de grafito con tapón poroso y un molde metálico rotatorio de 25x120x300 mm. La composición química (tabla 1) es caracterizada mediante el método de espectrofotometría LIBS (Espectroscopía de Desintegración Inducida por Láser) para verificar que se encuentre dentro de los valores necesarios, sin haber mermado demasiado durante la colada.

Tabla 1 composición química calculada

Elemento	Concentración p/p [%]
Cu	6.25
Mn	0.3
Zr	0.25
Otros (Ti, B)	0,1

La caracterización microestructural de la aleación de aluminio es realizada a través de microscopía óptica. Se utilizan diferentes ataques en cada muestra: el ataque más común es el ataque con Reactivo de Keller, cuya composición es de 2 ml HF, 3 ml HCl, 5 ml HNO₃, y 190 ml de agua destilada. El objetivo es revelar las segundas fases y los bordes de grano. Todas las muestras fueron examinadas en un microscopio óptico de platina invertida (LEICA).

Tratamientos Térmicos

Homogeneizado. Se utiliza un horno de resistencia marca Lindberg. El proceso consiste en elevar la temperatura del material a 520°C por 15 horas y luego templearlo, situación estructural donde la mayoría de las aleaciones de aluminio presentan una alta ductilidad, comparable incluso con la de la condición de recocido completo [18]. El homogeneizado tiene como propósito, hacer que la microestructura se vuelva homogénea químicamente

Recocido completo. Es otro recurso para regenerar la ductilidad de la aleación. Este tratamiento está diseñado para generar en la estructura, un precipitado grueso y espaciado, además de aliviar las tensiones generadas por deformación, por lo que el tratamiento desemboca en la condición “O” de máxima ductilidad del material. La condición O para la aleación de aluminio 2219, requiere un período de 2-3 horas a 415°C, seguido de un enfriamiento a no más de 30°C/hr que se extiende hasta llevar la probeta a 290°C[18]. Pasado ese punto el enfriamiento no es importante. Sin embargo, el texto citado no contempla en qué condiciones iniciales de historia termo mecánica se puede realizar el tratamiento térmico de recocido completo. Está indicado al final de la sección referente al recocido completo (full annealing) que algunas piezas endurecidas por precipitación pueden no responder al tratamiento llegando a la misma ductilidad que otras piezas que no han sido endurecidas. Este trabajo evalúa materiales con historias termo mecánicas diferentes.

Deformación en Caliente

Toda aplicación práctica de una aleación de la serie 2XXX involucra un cierto grado de deformación plástica. Sin embargo, la deformabilidad de la 2219 en frío es de las peores comparada con el resto las aleaciones deformables. Esta aleación debe ser deformada en caliente para obtener piezas con propiedades y geometrías controlables. El experimento que realizamos para comprobar la deformabilidad en caliente de la aleación estudiada consiste en laminar en caliente una placa de 25.4 mm de reduciendo su espesor progresivamente, hasta llegar a un 50%.

El experimento se realiza con la placa en caliente, a aproximadamente 520°C. Utilizamos para esto un laminador de una sola jaula de rodillos de acero, manufacturado por STANAT, N° de serie 30426. El diámetro aproximado de los rodillos es de 103.5 mm. Señalamos, aunque no será tenido en cuenta en el análisis de los resultados, que aunque se intenta realizar una laminación en caliente, el laminador tiene rodillos macizos sin sistema de calentamiento, lo que los hace importantes extractores de calor. William Hosford [19] describe un parámetro de geometría

de zona de deformación, Delta (Δ), que relaciona el espesor medio de la placa con el área sobre la que los rodillos ejercen presión. Un valor muy bajo de Δ significa que la reducción de espesor se hace a lo largo de una zona extensa, mientras que un valor muy alto significa que la reducción está muy concentrada. Siendo el parámetro Δ muy importante en la mayoría de las fallas, se incluye el mismo en la tabla 5. El parámetro Δ se calcula según la fórmula $\Delta=H/L$, donde H es el espesor medio, y L es la longitud del arco de contacto. H es igual al promedio de los espesores a la entrada y a la salida del laminador, L es aproximado como $(R.\Delta h)^{1/2}$ que tiene un error menor al 1%. Se intenta la laminación de la placa 2219 una reducción del 10% por ciclo de laminación, basándonos en experiencias previas, para observar si se forman defectos, con un ligero desajuste con los resultados esperados. Pueden verse los mismos en la sección de resultados y discusión.

Deformación en Frío

Se utiliza como hipótesis de trabajo aplicar porcentajes creciente de deformación en frío para averiguar los límites de la conformabilidad del material. Se parte de una placa con una deformación en caliente previa del 55%, templada luego del último ciclo de laminación desde los 520°C. Para empezar, se propone un porcentaje de deformación en frío del 5% y el objetivo es observar si se producirán con el correr de los ciclos de laminación defectos o roturas en el material laminado en frío.

Efectos de la deformación sobre la dureza Una última prueba en la condición de solubilizado consiste en tomar dureza de las muestras en condición solubilizada y deformada, para observar la evolución de la resistencia a la deformación de la pieza con la historia termo mecánica.

3.- DESARROLLO

Tratamiento térmico de homogeneizado

En la figura 1 se presentan las micrografías que revelan la evolución del homogeneizado después de 5, 10, 15 horas de tratamiento. Puede verse en

la figura 1 (a) una red de precipitados en localización interdendrítica, los cuales según la literatura son intermetálicos Cu_xAl_y [16]; este tipo de precipitación no genera una estructura adecuada para soportar los grandes esfuerzos del laminado. Generalmente son iniciadores de fracturas y además retienen a los elementos que deberían estar disponibles para formar intermetálicos durante el envejecido. A medida que progresa el tratamiento térmico de homogeneizado, la fase precipitada debería disolverse, dejando limpios los bordes de grano y llevando la matriz a convertirse en una solución sólida saturada. Según la literatura, los puntos negros redondeados visibles en la micrografía son constituyentes intermetálicos de hierro-manganeso [16]. Siendo menor la concentración de hierro que de cobre, los constituyentes de hierro tienden a tamaños más cercanos a $1\ \mu m$ mientras que la fase de $CuAl_2$ (en exceso) tiende a tamaños cercanos a $30\ \mu m$ [16]. Las manchas irregulares y alargadas que se observan, son microrrechupes. La forma no es caprichosa, sino que sigue la morfología interdendrítica.

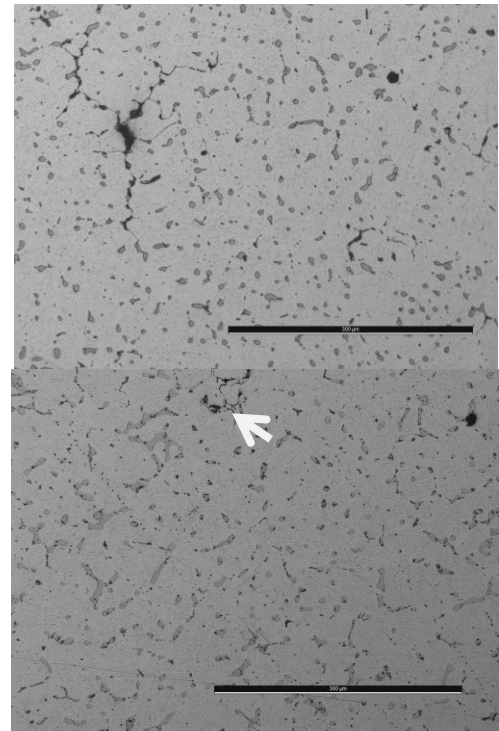
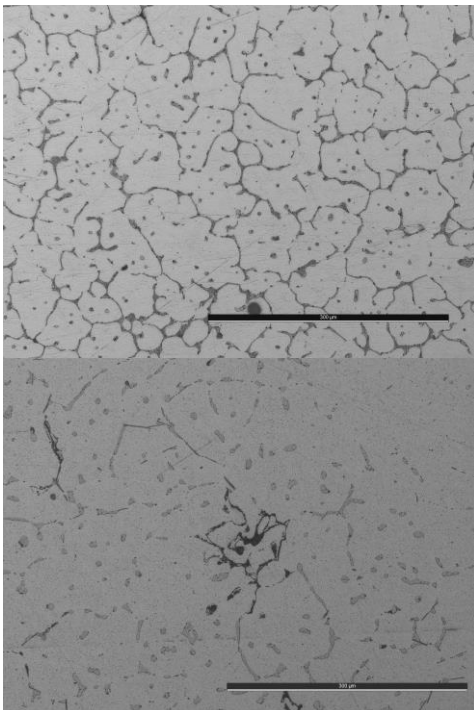


Figura 8: Progreso del homogeneizado. Estructura "As Cast" (de colada) en a; b, c y d tienen 5, 10 y 15 hs respectivamente. Se muestra en escala de grises para mayor claridad. La barra mide $300\ \mu m$. Se utilizó HF diluido para caracterizar esta muestra; las flechas señalan constituyentes de hierro-manganeso, muy finos.

Laminación en caliente

Toda aplicación práctica de una aleación estudiada involucra un cierto grado de deformación: no es una aleación para colada directa. Sin embargo, la deformabilidad de la 2219 en frío es de las peores comparada con el resto las aleaciones deformables. Ya que esta aleación debe ser deformada en caliente para obtener piezas con propiedades y geometría controlables, se realiza entonces un ensayo de laminación en caliente, usando una placa previamente homogeneizada por 15hs a $520^{\circ}C$. Al llegar a un 50% de deformación el material se rompe.

Recocido de recristalización

El estudio del proceso de recristalización tiene como objetivo obtener un tamaño de grano uniforme, lo que es necesario en los procesos industriales para reducir tiempo y costos de fabricación. Inicialmente se toma una muestra con una deformación en frío del 36% y se la recuece a $520^{\circ}C$ por espacio de 20, 40 y 60 minutos.

Los resultados se muestran en la fig 2. El tamaño de grano de la muestra recristalizada por 20 minutos es de aproximadamente 27 μm . La muestra recristalizada por 40 minutos presenta un tamaño de grano de aprox. 25 μm y la muestra D muestra un tamaño de grano de 28 μm . De las medidas de tamaño de grano en función del tiempo de recristalización, es evidente que la microestructura presenta buena estabilidad a altas temperaturas, pues los tamaños de grano son aproximadamente constantes a lo largo del tiempo estudiado.

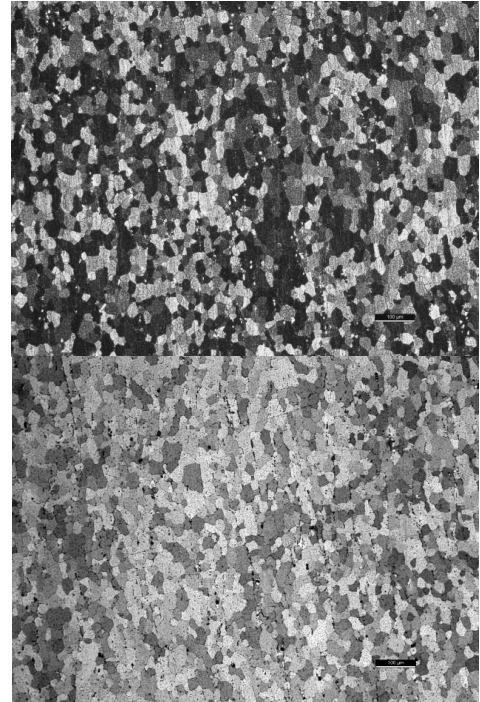
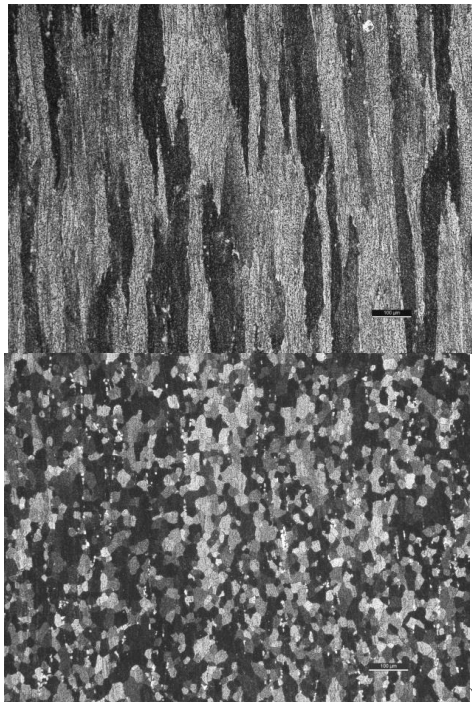


Fig. 2.- Microfotografías de aleación de aluminio 2219 tras 55% de trabajado en caliente con 10% de deformación por pasada y 35% en frío a 8% por pasada, en diferentes condiciones de recristalización estática a 520°C. A-antes de recristalizar. B- 20 minutos. C- 40 minutos. D- 60 minutos. Las líneas naranjas están en la cercanía de las segundas fases.

El hecho de que el tamaño de grano no presente variación a lo largo del tiempo es un indicio de que los dispersoides (Al_3Zr , $\text{Al}_{20}\text{Cu}_3\text{Mn}_2$) son lo suficientemente estables como para retener el crecimiento de grano [10]. Por lo tanto, para obtener una estructura con un grano totalmente recristalizado y con una ductilidad mayor en cualquiera de las condiciones, alcanza con exposición a los 520°C durante 20 minutos como tiempo máximo. Además, en la figura 2, se observa que el alineamiento de los constituyentes CuAl_2 en exceso después de la deformación plástica en caliente conserva la misma dirección en todas las muestras recristalizadas. Se concluye que el proceso de recristalización estática no modifica la disposición de segundas fases que se obtienen en la laminación en caliente. Se ensaya entonces esta nueva condición estructural. Habiendo solubilizado el material durante 20 minutos (lo determinado en el ensayo anterior) y recristalizado se vuelve a comprobar su respuesta a la laminación. El objetivo es verificar si la recristalización tiene algún efecto sobre la misma.

Aunque la deformación inicial tiene una buena respuesta por parte del material, luego de la

misma éste deja de responder de manera predecible. Si bien, el material no presenta defectos tipo boca de cocodrilo a pesar de que el parámetro delta para este ensayo alcance 1.5 con una acritud superior, se observa que el material no es dúctil

Recocido completo (Full Annealing)

Para poder observar la respuesta a este tratamiento, se escogen tres materiales con historias térmicas diferentes: una de ellos en su condición T4 de envejecimiento natural, otro homogeneizado a 520°C por 90 minutos y por último, una placa laminada que tenía en su historia termo mecánica un 55% de deformación en caliente, seguido de un homogeneizado de 2 horas y una ligera deformación en frío. El ciclo de tratamiento aplicado se inicia con un calentamiento a 415°C por espacio de 2,5 hs y luego se enfría a una tasa de 30°C ±3°C/hora hasta alcanzar los 290°C y a partir de ese valor se extrae del horno.

Dureza del material recocido (Full Annealed)

Habiendo recocido completamente el material su dureza debería ser de 46 Brinell [20]. Con ese criterio, se mide la dureza de las 3 muestras ensayadas, encontrándose valores similares en todas, próximos a 55 Brinell.

Laminación del material recocido (Full Annealed)

El material es laminado en frío para comprobar su respuesta a la deformación en frío. Se utiliza para eso la pieza 3, la que presenta la mayor cantidad de defectos, o sea es el peor caso disponible; se puede suponer que cualquier otra pieza que se lamine en la práctica responderá mejor a la deformación.

Tabla 2: Laminación en frío del material con recocido completo.
*los ciclos marcados con un asterisco involucran acercar los rodillos 1.02 mm en vez de 0.56 mm.

Ciclo	Espesor		Deformación		Δ
	Inicial	Reducción	Parcial	Final	
1	11.4	0.4	3.5%	3.5%	1.7
2	11	0.4	3.5%	7%	1.7
3	10.6	0.5	4.5%	11.5%	1.4
4*	10.1	1.1	11%	21%	0.9
5*	9	1	11%	30%	0.85
6*	8	1.2	15%	40%	0.65
7	6.8	0.6	9%	46%	0.8
8	6.2	0.5	8%	50%	0.85
9	5.7	0.7	12%	56%	0.65
10	5	0.5	10%	61%	0.65
11	4.5	0.6	13%	66%	0.55
12	3.9	0.6	15%	71%	0.45
13	3.3	0.4	12%	75%	0.5
14	2.9	0.6	21%	80%	0.35
15	2.3	0.5	22%	84%	0.3
16	1.8	0.6	33%	89%	0.2
17	1.2	0.5	42%	94%	0.1
18	0.7	0.4	57%	97%	0.1

A medida que se desarrolla el laminado en frío, el parámetro delta cae rápidamente (tabla 2) por debajo de los valores que fueron críticos en otras laminaciones en frío, y aún en sus valores más altos no generó ninguna falla nueva. La condición O debe ser, entonces, menos sensible a los defectos del material pues se parte de una placa de 11 mm de espesor y se alcanza 0,7 mm

CONCLUSIONES

Este estudio demostró que, aunque la condición de templado debería dejar el material dúctil como la de recocido completo, no es el caso para la aleación AA2219.

El material solubilizado endurece por acritud demasiado rápidamente como para laminar en frío: un 10% después del solubilizado puede servir para alcanzar temple de tipo T8, pero para cambiar la geometría, se le debe dar un recocido completo a la pieza.

Las piezas de nuestra versión de la aleación 2219, envejecidas naturalmente, no necesitan un solubilizado antes del recocido completo: realizar el primero sólo disminuye los efectos del segundo.

A partir de materiales colados, se concluye que se pueden fabricar placas por deformación en caliente. Para fabricar chapas por laminación en frío y así aprovechar la buena terminación superficial que se obtiene por la misma, es necesario un recocido completo (Full annealing).

Por otro lado, la condición de temper T8 será problemática de alcanzar: debe deformarse en frío la condición solubilizada para obtener ese material.

Sin embargo, es necesario a futuro ensayar la soldabilidad de la pieza: la aleación 2219 es especial dentro de su serie por su soldabilidad, que permite unir sus piezas con relativa facilidad comparada con aleaciones de desempeño mecánico superior. Si la falta de vanadio y titanio hace que las piezas no puedan soldarse, la aleación no será útil.

REFERENCIAS

- [1] http://www.indexmundi.com/en/commodities/minerals/aluminum/aluminum_f13.html accedido el 14/08/2013.
- [2] <http://www.alueurope.eu/development-aluminium-product/> accedido el 14/08/2013.
- [3] Totten, George E. "Aluminium Handbook"; Capítulo 2, "Properties of Pure Aluminium" por Alexei Sverdlin. New York: Marcel Dekker, 2003.
- [4] DE 244554 "Verfahren zum Veredeln von magnesiumhaltigen Aluminiumlegierungen." ("Método para el tratamiento de aleaciones de aluminio que contienen magnesio.") Patente por Alfred Wilm (En alemán). 20 de Marzo de 1909. Disponible en: http://worldwide.espacenet.com/publicationDetails/originalDocument?CC=DE&NR=244554C&KC=C&FT=D&ND=1&DB=&locale=en_EP accedido el 14/08/2013.
- [5] <http://navyphotos.togetherweserved.com/2142661.jpg> accedido el 14/08/2013.
- [6] http://www.sae.org/servlets/product?PROD_TYP=STD&PARENT_BPA_CD=AERO&TECH_CD=ALUMI accedido el 14/08/2013.
- [7] ASM Metals Handbook volumen 2, "Propiedades y selección de no ferrosos", Introducción al aluminio y a sus aleaciones (p. 35 de la versión digital).
- [8] http://www.nasa.gov/pdf/63752main_ET_Overview_Wanda_print.pdf accedido el 14/08/2013.
- [9] <http://www.nasaspaceflight.com/2013/02/sls-new-buckling-standards-drops-super-light-alloy/> accedido el 14/08/2013.
- [10] Accelerated Aging of Materials and Structures: The Effects of Long-Term Elevated-Temperature Exposure (1996). Publicación NMAB-479, NationalAcademyPress. http://www.nap.edu/openbook.php?record_id=9251&page=7 accedido el 14/08/2013.
- [11] "Aircraft and Aerospace Applications: Part One", Keytometals.com. <http://www.keytometals.com/Article95.htm> accedido el 14/08/2013.
- [12] V. Radkte "Spin-Rolling, Welding, and Heat Treatment of Aluminium 2219 for Ariane 5 GAM High Pressure Vessel Liners." 1992, publicado por ntis.gov. <http://www.ntis.gov/search/product.aspx?ABBR=N9410045>
- [13] <http://mediaarchive.ksc.nasa.gov/detail.cfm?mediaid=24707> accedido el 14/08/2013.
- [14] Lange, Kurt "Handbook of Metal Forming". Michigan: McGraw-Hill 1985.
- [15] Totten, George E. "Aluminium Handbook"; Capítulo 3, "Physical Metallurgy and the Effect of Alloying Additions in Aluminium Alloys", por Murat Tiryakioğlu y James T. Staley. New York: Marcel Dekker, 2003.
- [16] ASM Metals Handbook volumen 9, "Metalografía". Micrografías de aluminio y aleaciones.
- [17] Totten, George E. "Aluminium Handbook"; Capítulo 5, "Hardening, Annealing and Aging", por Laurens Katgerman y D. Eskin. New York: Marcel Dekker, 2003.
- [18] ASM Metals Handbook, volumen 4, "tratamientos térmicos". Tratamiento térmico de las aleaciones de aluminio (p. 1862 de la versión digital).
- [19] William Hosford y Robert M. Cadell, "Metal Forming Mechanics and Metallurgy", New York: Cambridge University Press, 2011.
- [20] <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=476804f1f1c84246af035c057b733ec0&ckck=1> accedido el 14/08/2013.
- [21] <http://www.carbidedepot.com/formulas-hardness.htm> accedido el 14/08/2013.
- [22] Robert E. Reed-Hill, "Physical Metallurgy Principles", New York: D. Van Nostrand Company, 1973. adaptive finite element refinement. Comput. Methods appl. Mech. Engrg. Vol. 101,207-224.