



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE QUIMICA

Estado del arte de aleaciones de colada base
aluminio para aplicaciones aeronáuticas
y fabricación de una aleación experimental.

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERA QUÍMICA METALÚRGICA

P R E S E N T A :

Ariadna Abril Balandra Aranzueta



MÉXICO, D.F.

2010



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

Agradecimientos.

A mis padres Alma Delia Aranzueta y Julio César Balandra por todo el esfuerzo que constantemente hacen para que salgamos adelante, les agradezco todo su apoyo y amor incondicional, este trabajo al igual que todos mis logros se los dedico a ustedes.

A mis hermanos Gabriela y Oscar por ser quienes son, por la alegría que me contagian y por todo su amor, siempre estaré orgullosa de ustedes.

A Erik Martínez de quien aprendo día a día, quien ha estado siempre conmigo en todo momento y de quien estoy muy orgullosa.

Quiero agradecer al Dr. Alejandro García su dirección y dedicación a lo largo de este tiempo y sin cuya colaboración y consejo este trabajo no hubiera llegado a su buen fin.

A los profesores Eusebio Cándido Atlatenco, Adrián Amaro, Carlos Rodriguez, Arturo Sánchez y a la memoria del profesor Ignacio Beltrán.

A mis amigos Luis Carlos Baruch, Adriana Burela, Carolina Constantino y Victor Sanabria, gracias por su amistad incondicional.

A mis Baratz, mis compañeros y amigos de la carrera Diana, Lilia, Montse, Lalo, Tulio, Jon, Álvaro, Odin, Claudia, Rocío, Gerardo, Iván, San Juan, Luis , Diego, Zucoso, Chino, Pepe, Gabriel, Marco, Bisbi, Alberto, Alexa y a todos aquellos que me acompañaron a lo largo de la carrera y ayudaron en mi formación.

Jurado asignado:

Presidente: Prof. Eusebio Cándido Atlatenco Tlapanco.

Vocal: Prof. José Alejandro García Hinojosa.

Secretario: Prof. Sergio García Galán.

1er Suplente: Prof. Adrián Manuel Amaro Villeda.

2do Suplente: Prof. Balbina Ojeda Ramírez.

Sitio donde se desarrolló el tema: Laboratorio de fundición y laboratorio de arenas del edificio D, Facultad de Química, UNAM.

Asesor del tema: Prof. José Alejandro García Hinojosa.

Supervisor Técnico: Prof. Eusebio Cándido Atlatenco Tlapanco.

Sustentante: Ariadna Abril Balandra Aranzueta.

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN

Resumen.

OBJETIVO

Objetivo Principal.

Objetivos Particulares.

JUSTIFICACIÓN

CAPÍTULO I

1.1 Clasificación y nomenclatura de las aleaciones base Aluminio

1.2 Breve descripción de las aleaciones de aluminio complejas

CAPÍTULO II

2.1 Procesos de fundición que se aplican para la fabricación de componentes de aleaciones coladas base aluminio

2.2 Colada a presión (Die casting)

2.3 Colada en molde permanente (Permanent mold)

2.4 Colada en molde de arena (Sand casting)

CAPÍTULO III

3.1 Componentes de aeronáutica de aleaciones coladas base aluminio

3.2 Componentes de aeronáutica fabricados de aleaciones metalmecánicas base aluminio

3.3 Breve descripción de los tratamientos térmicos usados en las aleaciones de aluminio

CAPÍTULO IV

4.1 Desarrollo experimental.

Parte A. Fabricación de aleaciones, caracterización metalográfica y propiedades mecánicas

4.1.1 Fabricación de aleaciones

4.1.2 Material y equipo

4.2 Procedimiento experimental

4.2.1 Técnica de fusión

4.2.2 Obtención de muestras para evaluación de dureza y micro-macro estructura a barras provenientes de colada

4.2.3 Tratamiento térmico a aleaciones experimentales

4.2.4 Preparación de barras de tensión

4.2.5 Ensayo de dureza

4.2.6 Ensayo de tracción

4.2.7 Determinación del nivel de modificación

4.2.8 Determinación del tamaño de grano ASTM

4.3 Desarrollo experimental.

Parte B. Elaboración de componente prototipo para aeronáutica (semiala)

4.3.1 Material y equipo

4.3.2 Técnica de fusión

4.3.3 Tratamiento térmico a componente prototipo para aeronáutica (semiala)

CAPÍTULO V

5.1 Resultados y discusión

Parte A. Fabricación de aleaciones, caracterización metalografica y propiedades mecánicas

5.2 Nivel de modificación

5.3 Tamaño de grano

5.4 Propiedades mecánicas

5.4.1 Ensayo de dureza en muestras con tratamiento térmico

5.4.2 Ensayo de tracción en probetas con tratamiento térmico

5.5 Resultados y discusión

Parte B. Elaboración de componente prototipo para aeronáutica (semiala)

CAPÍTULO VI

6.1 Conclusiones

6.3 Comentarios generales

ÍNDICE DE TABLAS

ÍNDICE DE FIGURAS

BIBLIOGRAFÍA

ANEXO 1

Balance de carga para las aleaciones experimentales

ANEXO 2

Patrón de rango de modificación AFS

ANEXO 3

Tamaño de grano AFS. Tabla comparativa de tamaño de grano

ANEXO 4

Patrón de nivel de porosidad

ANEXO 5

Curvas esfuerzo-deformación de las aleaciones experimentales

INTRODUCCIÓN

Resumen.

Las aleaciones base aluminio presentan propiedades que lo hacen un material muy versátil en aplicaciones ingenieriles, por características como son baja densidad, facilidad para alearse, facilidad para trabajado (soldabilidad, maquinabilidad, procesado, etc.), buenas propiedades de fundición como es la fluidez y colabilidad, además de responder ante el tratamiento térmico.

Debido a lo anterior, en la industria aeronáutica, el aluminio y sus aleaciones han ido creciendo en demanda y han estado sustituyendo componentes de materiales de alta densidad, como el acero y el hierro colado. En México la aplicación de las aleaciones ligeras para aeronáutica tendrá una fuerte demanda en el corto plazo debido a la instalación reciente de esta industria en el norte del país, así como de personal capacitado en ésta área de la metalurgia ¹.

Las aleaciones base aluminio aplicadas a la aeronáutica en general son obtenidas por procesos metalmecánicos o por procesos de fundición. Estos últimos tienen un amplio potencial de aplicación en el mercado aeronáutico y aeroespacial, se emplean aleaciones de las series, 3XX.X (Al-Si), 5XX.X (Al-Mg) y en especial la serie 9XX.X, para la cual se encuentra en proceso el desarrollo de aplicaciones futuras.

Bajo éstas consideraciones, en el presente trabajo se desarrolla una aleación experimental de la serie 9xx.x, partiendo de la aleación A356.0 con la adición de los elementos aleantes Cu, Mg y Ni en niveles superiores a los nominales.

¹ “ La industria aeroespacial emigra a México en grandes cantidades” por Chris Hawley, La República, oficina de la Ciudad de México, Abril 2008.

Para ello se obtuvieron aleaciones experimentales bajo las siguientes condiciones:

- Sin tratamiento en la fase líquida (refinación de grano y modificación eutéctica).
- Con tratamiento en la fase líquida (refinación de grano y modificación eutéctica).

Esto con el propósito de obtener mejores propiedades como respuesta al tratamiento térmico T6.

Con base a las propiedades obtenidas, se fabricó un componente prototipo para aeronáutica (semiala) en molde de arena en verde. La metodología que se siguió para la elaboración de esta tesis se presenta y discute en las secciones correspondientes.

A continuación se hace una breve descripción del contenido de los capítulos que integran este trabajo.

En el primer capítulo se hace mención de la nomenclatura para la identificación de las aleaciones base aluminio obtenidas por procesos de fundición. Se hace una breve descripción de las aleaciones complejas base aluminio y sus aplicaciones. En éste capítulo se lleva a cabo una comparación de resistencia específica del aluminio con otras aleaciones, así como de su costo específico.

En el segundo capítulo se detallan los procesos de fundición que son aplicados a la fabricación de componentes de aleaciones coladas base aluminio, en aspectos como: características, propiedades, microestructuras obtenidas, así como ventajas y desventajas de los mismos.

El tercer capítulo contiene una revisión de aleaciones coladas base aluminio para aeronáutica, sus requerimientos, beneficios y aplicaciones, así como los componentes que se usan en la actualidad y se citan los tratamientos térmicos

comúnmente aplicados. En la industria aeronáutica las aleaciones base aluminio metal-mecánicas (AWA) se usan en gran parte para aplicaciones estructurales; en éste capítulo se mencionan ejemplos de componentes y la aleación con la que fueron fabricados. Finalmente se hace una breve descripción de los tratamientos térmicos empleados.

El cuarto capítulo explica detalladamente los pasos a seguir y los materiales usados para llevar a cabo la experimentación. Desde la elaboración de las aleaciones experimentales, condiciones, tratamientos del metal líquido, preparación metalográfica y ensayos mecánicos. La segunda parte de éste capítulo, detalla la elaboración del componente prototipo para aeronáutica, como son la elaboración del molde, la preparación del material, la técnica de fusión, el desmoldeo, etc.

En el quinto capítulo se muestran los resultados y análisis obtenidos de las aleaciones experimentales, la caracterización metalográfica y nivel de modificación eutéctica. Se presentan los resultados de los ensayos de tensión y dureza de acuerdo a normas ASTM, así como la evaluación de la respuesta al tratamiento térmico de las aleaciones experimentales con base a la evolución de la dureza. En la parte final se encuentra la descripción de la fabricación del componente prototipo para aeronáutica (semiala) y la discusión de las propiedades mecánicas obtenidas para dicho componente.

En el sexto capítulo se presentan las conclusiones de la fabricación de las aleaciones experimentales y se discute acerca del uso potencial de las aleaciones experimentales en componentes de aeronáutica con base a las propiedades obtenidas.

Objetivos Principales

- Realizar una revisión bibliográfica con relación a los componentes de aeronáutica fabricados de aleaciones coladas base aluminio indicando los procesos utilizados, así como los tratamientos adicionales aplicados.
- Fabricar un componente prototipo para aeronáutica colado en molde de arena en verde, con la correspondiente caracterización microestructural y las propiedades mecánicas, utilizando una aleación de la serie 9xx.x (en desarrollo).

Objetivos Particulares

- Fabricar 2 aleaciones complejas (serie 9XX.X) con tratamiento y sin tratamiento del metal en fase líquida (refinación de grano y modificación eutéctica).
- Realizar la caracterización metalográfica y el análisis de las aleaciones experimentales.
- Aplicar tratamiento térmico a las aleaciones experimentales (T6).
- Evaluar la respuesta al tratamiento térmico de las aleaciones experimentales con base a la evolución de la dureza y resistencia a la tracción.
- Discutir el uso potencial de estas aleaciones en componentes de aeronáutica con base en el análisis de las propiedades obtenidas.

Justificación

Al aumentar la resistencia y dureza de una aleación A356, usada comercialmente en la industria aeronáutica, se pretende aumentar la relación resistencia/densidad (resistencia específica) que es crucial para componentes de aeronáutica, viéndose reflejado en aspectos ingenieriles y económicos. El proceso de obtención y producción es importante en costos y tiempos; hacer un tratamiento térmico para obtener las propiedades necesarias implica gastos, esto se puede economizar al modificar las condiciones del tratamiento o incluso suprimirlo. Es por eso que para posibles aplicaciones y participación de la Industria de la fundición en México en la aeronáutica comienzan a surgir inversiones y proyectos, llevando a la generación de una nueva industria, economía y campo de investigación en el país entre los que se incluye el presente trabajo.

CAPÍTULO I

1.1 Clasificación y nomenclatura de las aleaciones base aluminio para fundición.

Los principales sistemas de aleación base aluminio se muestran en la tabla 1.1, las siglas AWA se aplica a aleaciones para producir componentes por procesos metalmecánicos (Aluminium Wrought Alloys) y las siglas ACA para las aleaciones de fundición (Aluminium Cast Alloys).

Tabla 1.1 Sistemas de aleación base aluminio

Aleación	Clasificación
Al-Si	AWA
Al-Mg	(ACA, AWA) tratables térmicamente
Al-Mg-Si	ACA
Al-Cu	ACA
Al-Cu-Mg	ACA
Al-Si-Cu	AWA
Al-Zn-Mg	AWA
Al-Mn	(ACA, AWA) Tratables térmicamente

Las aleaciones de aluminio de fundición están numeradas de acuerdo con tres dígitos (más decimales) sistema adoptado por la Asociación del Aluminio (AA Aluminum Association) en 1954 y aprobado por el Instituto Americano de Estándares Nacionales en 1957 (ANSI H35.1). La Sociedad Americana para Pruebas y Materiales (ASTM), la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE), y de acuerdo a especificaciones federales y militares para piezas de aluminio que se ajusten al sistema de la Asociación del Aluminio.

En este sistema de aleaciones de aluminio para fundición, los principales elementos de aleación y ciertas combinaciones de elementos se indican mediante la serie o código de aleación mostrados en la tabla 1.2.

Tabla 1.2 Designación de aleaciones de aluminio para fundición.

Serie	Aleación
1XX.X	99% mínimo de Al
2XX.X	Aluminio + Cobre
3XX.X	Al + (Si-Mg), (Si-Cu) ó (Si-Mg-Cu)
4XX.X	Aluminio + Silicio
5XX.X	Aluminio + Magnesio
7XX.X	Aluminio + Zinc
8XX.X	Aluminio + Estaño
9XX.X	Aplicaciones futuras (otros)

El primer dígito indica el grupo de aleación (como se mostró anteriormente), los modificadores en los límites de aleación o impurezas se indican en el segundo dígito. El tercer dígito identifica la aleación de aluminio o la pureza del mismo.

Para indicar la forma en que se encuentra el producto, se denomina un dígito a partir del punto decimal del código de la aleación:

- Un "0" (cero) después del punto decimal indica una pieza proveniente de colada.
- Un "1" (uno) después del punto decimal indica que la aleación se fabricó a partir de un lingote secundario (reciclado).
- Un "2" (dos) después del punto decimal indica también lingote pero con límites químicos algo diferentes (Lingote primario).

En general, la versión de lingote XXX.1 pueden ser suministrados como un producto secundario (refundido de la chatarra, etc), mientras que la versión de lingote XXX.2 está hecha de aluminio primario.

Algunos nombres de aleación incluyen una letra. Estas letras, que preceden a un número de aleación, distinguen entre las aleaciones que se diferencian sólo ligeramente en porcentaje de impurezas o bajos porcentajes de elementos de aleación (por ejemplo, 356.0, A356.0, B356.0 y F356.0).

La tabla 1.3 muestra algunas aleaciones de aluminio para fundición y los datos de propiedades mecánicas para cada una de estas, muestra también los procesos de colada más comunes aplicados a las aleaciones de fundición, así como tratamientos adicionales. Las propiedades se muestran para las aleaciones¹ y especificaciones federales para la arena, molde permanente y fundición a presión

Los límites de la composición química son para el estándar de lingotes de fundición de aleación, que corresponde a %max, a menos que se muestre como un rango, el balance es de aluminio.

¹ La American Society for Testing and Materials (ASTM), la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE),

Tabla 1.3 Propiedades mecánicas para algunas aleaciones de aluminio para fundición.

Aleación	Proceso de Fundición y TT	Tensión			Dureza Brinell (500 Kg)
		Resistencia a la tensión (MPa)	Punto de fluencia (MPa)	Elongación (% en 2 plg)	
242.0	Arena	186.11	124.07	1	70
	Arena	206.79	158.53	2	75
	MP ²	275.72	234.36	1	105
	MP	323.97	289.50	0.5	110
319.0	Arena	186.11	124.07	2	70
	Arena	206.79	179.218	1.5	80
	Arena	248.15	165.43	2	80
	MP	275.72	186.11	3	95
356.0	Arena	227.47	165.43	3.5	70
	Arena	234.36	206.79	2	75
	MP	261.93	186.11	5	80
	MP	220.57	165.43	6	70
A356.0	Arena	275.72	206.79	3	75
	Arena	206.79	137.86	3	--
	MP	282.61	206.79	12	80
A380	Inyección	330.86	165.43	3	21
A390	Arena	275.72	275.72	<1	140
	Arena	261.93	261.93	<1	115
	MP	310.18	310.18	<1	145

² Molde permanente

535.0	Arena	275.72	137.86	13	70
712.0	Arena	241.25	172.32	5	75

El aluminio y sus aleaciones han ido creciendo en demanda y han estado sustituyendo materiales para obtener una elevada relación resistencia/densidad conocida como resistencia específica. La figura 1.1 presenta la resistencia específica del aluminio y sus aleaciones comparada con otras aleaciones.

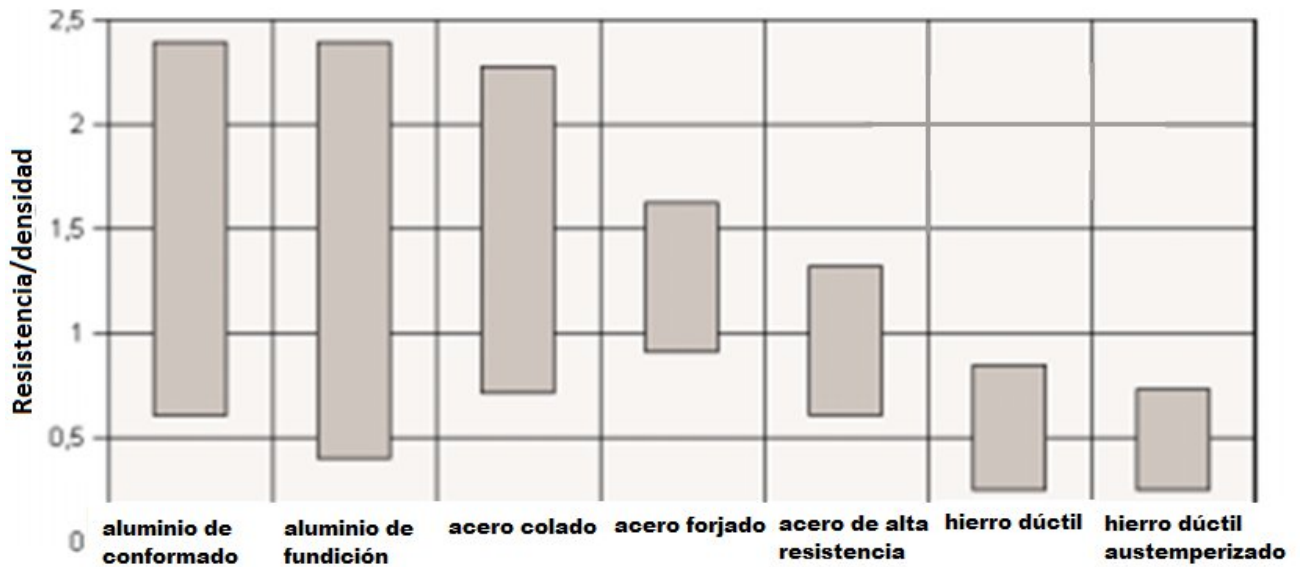


Figura 1.1 Comparación de la Resistencia específica (Resistencia/densidad) del aluminio con otras aleaciones para ingeniería.

La figura 1.2 muestra el costo específico para el aluminio en relación a otras aleaciones.

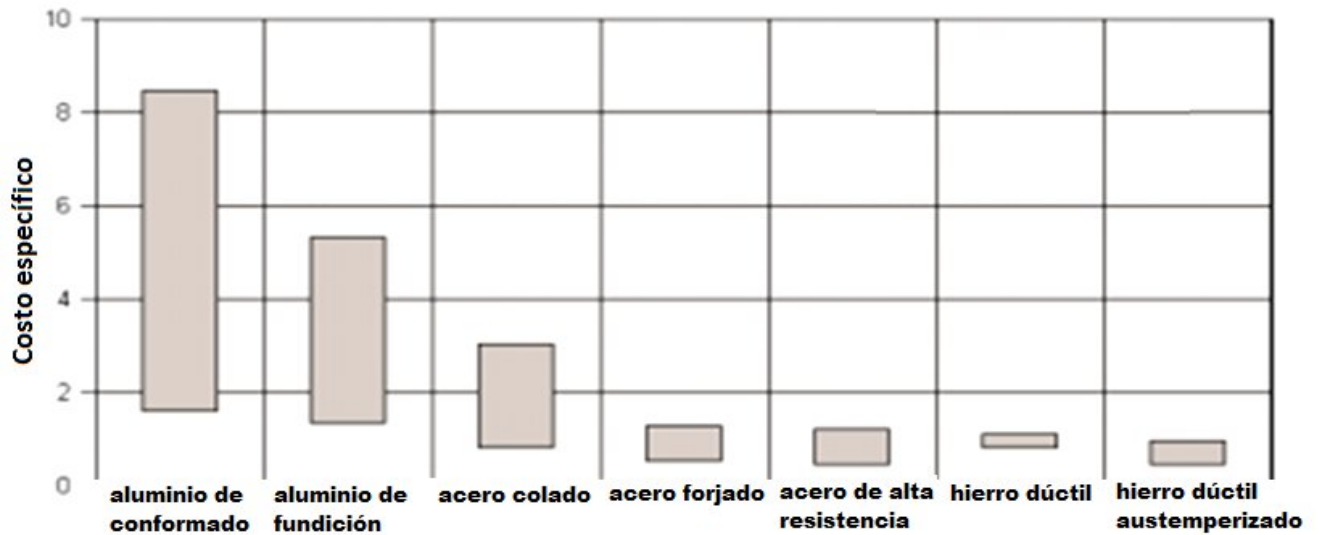


Figura 1.2 Comparación entre el Costo específico del aluminio y otras aleaciones para ingeniería

1.1 Breve descripción de las aleaciones de aluminio complejas.

Debido a la demanda de materiales ligeros con alta resistencia, en el campo del aluminio se han desarrollado aleaciones con más de dos elementos aleantes en los que precipitan microconstituyentes complejos brindando diferentes propiedades mecánicas al material debido a la cantidad, forma, tamaño y ubicación fases complejas. Este tipo de aleaciones pueden tratarse en fase líquida mediante la adición de cantidades muy pequeñas de Sr, Na o Sb, lo que produce un cambio morfológico en el Si eutéctico de acicular a fibroso. Al agregar Cu como elemento aleante ternario en las aleaciones Al-Si, promueve la precipitación de la fase intermetálica CuAl_2 , en la que se presenta en forma de bloques en zonas interdendríticas. Para el Ni se ha reportado que precipitan fases intermetálicas de NiAl_3 , la cual presenta morfologías masivas o en forma de placas gruesas, las que promoverán gran resistencia en el material, pero a su vez fragilidad en el mismo. La adición de Mg en proporciones mayores a 0.65% y con un contenido suficiente de Fe, se pueden combinar formando intermetálicos $\text{Al}_8\text{FeMg}_3\text{Si}_6$ o Al_5FeSi , los cuales provocan que no se alcance una morfología fibrosa al agregar modificador.0

CAPÍTULO II

2.1 Procesos de fundición que se aplican para la fabricación de componentes de aeronáutica de aleaciones coladas base aluminio.

El proceso de fundición de aluminio es clasificado como fundición de productos intermedios o fundición en moldes. Para el primer caso, el aluminio primario o secundario es colado en diversas formas, pueden ser en lingotes para extrusión (tocho) o en grandes lingotes para laminación, que posteriormente serán procesados a productos semi-terminados o terminados.

El segundo proceso es el que se utiliza en las plantas de fundición para producir productos finales, lo que comúnmente es llamado como "near net shape".

El aluminio es uno de los pocos metales que pueden ser sometidos a todos los procesos utilizados en la fundición de metales. Los procesos para la fabricación de componentes de aluminio, son: colada a presión (die casting), colada en molde permanente (permanent mold), moldeado en arena (moldeo en verde y arena seca) (sand casting), yeso (plaster casting), colada de precisión (investment casting), y la colada continua (continuous casting).

En términos de viabilidad, muchas piezas obtenidas de aleaciones de aluminio se pueden producir por cualquiera de los métodos disponibles para un número considerable de piezas de fundición, sin embargo, las dimensiones o características de diseño determina automáticamente el mejor proceso de fabricación.

2.2 Colada a presión (Die casting).

La colada a presión (die casting) es un proceso de fabricación que puede producir piezas de metal geoméricamente complejas a través del uso de moldes reutilizables llamados matrices.

Mediante este proceso se obtienen generalmente piezas de aleaciones no ferrosas como aleaciones de aluminio o zinc. Durante el proceso de fundición el material se introduce al horno, se funde y luego se inyecta en los moldes de la máquina de colada.

Existen 2 tipos principales de máquinas de colada a presión:

- Máquinas de cámara caliente (se usa para aleaciones de baja temperatura de fusión, como el zinc).
- Máquinas de cámara fría (se utiliza para aleaciones con altas temperaturas de fusión, por ejemplo aluminio).

En ambas máquinas, después de que el metal fundido se inyecta en la máquina de colada, rápidamente se enfría y se solidifica dentro del molde. En la figura 2.1 se observa el proceso de colada a presión.

Algunas de las ventajas y desventajas del uso del moldeo a presión, son las siguientes:

Ventajas:

- Capacidad de producir piezas pequeñas.
- Producción de formas complejas.
- Obtención de piezas de alta resistencia.
- Buen acabado superficial.
- Tasa de producción alta.
- Bajo costo de mano de obra.
- Reciclado de chatarra.

Desventajas:

- Equipo y herramental costoso.
- Obtención de piezas incompletas debido a la temperatura de inicio del proceso en el primer turno de operación de la maquinaria.
- Presión de inyección alta.
- Requerimiento de cortes y acabado.

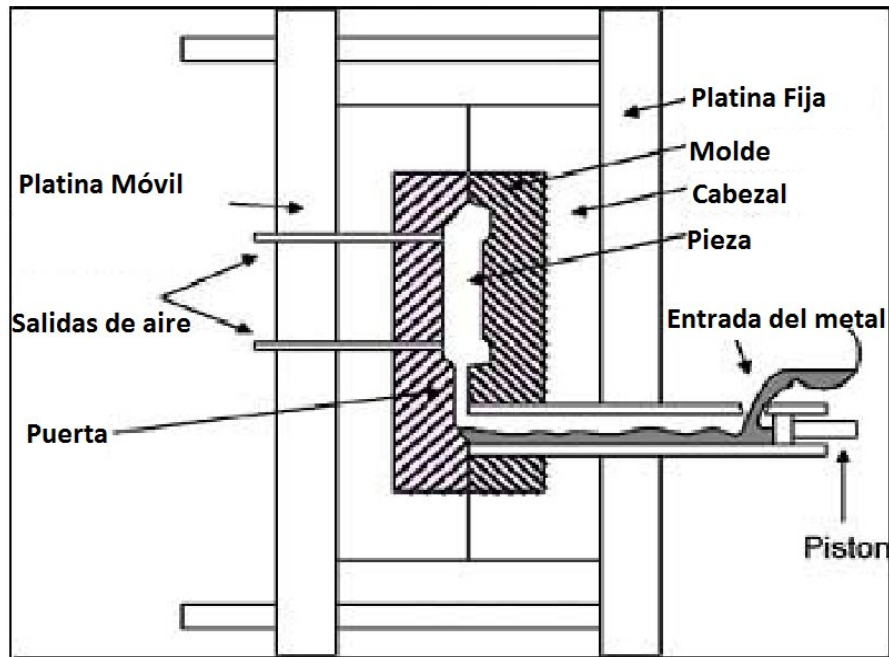


Figura 2.1 Colada a presión

2.3 Colada en molde permanente (Permanent mold).

La colada en molde permanente (permanent mold) es un proceso de fundición de metal que comparte similitudes con la fundición a presión y fundición en arena. El metal fundido se vierte en un molde que se mantiene cerrado hasta que el metal se enfría y solidifica. La colada en molde permanente, como la colada a presión, utiliza un molde de metal que suele ser de acero o hierro y se puede reutilizar para varios ciclos.

La colada en molde permanente se utiliza normalmente para la producción de grandes volúmenes de piezas pequeñas de espesor uniforme. En este proceso por lo general se usan materiales no ferrosos, tales como aleaciones de aluminio, aleaciones de magnesio o incidentalmente de cobre. Hierros y aceros también se pueden colar bajo esta técnica, la única diferencia es que la colada es en moldes de grafito.

Los productos más comunes obtenidos con la colada en molde permanente son engranajes, accesorios de tubería y otros componentes, se obtienen también componentes de aeronaves como son pistones, impulsores y parte de las ruedas.

Las propiedades mecánicas de piezas de fundición en molde permanente se pueden mejorar mediante un tratamiento térmico. Si se requieren propiedades muy altas, el tratamiento térmico consiste en una solución de elementos a alta

temperatura seguido de un enfriamiento y después un envejecimiento natural o artificial. Para piezas pequeñas en las que la velocidad de enfriamiento en el molde es muy rápido o para las partes menos importantes, el tratamiento térmico puede ser eliminado.

La figura 2.2 muestra un esquema del proceso de colada en molde permanente, en donde se muestran las partes que lo conforman.

Las principales ventajas y desventajas de este proceso son:

Ventajas:

- Obtención de piezas complejas.
- Alta producción.
- Obtención de piezas con altas propiedades mecánicas.
- Opción del uso de diferentes materiales.
- Disminución de porosidad.
- Bajo costo de mano de obra.
- Reciclado de chatarra.

Desventajas:

- Alto costo de maquinaria.
- Únicamente para piezas reproducibles, debido a que de un molde se puede obtener únicamente un tipo de pieza.
- El molde tiene un determinado tiempo de vida.

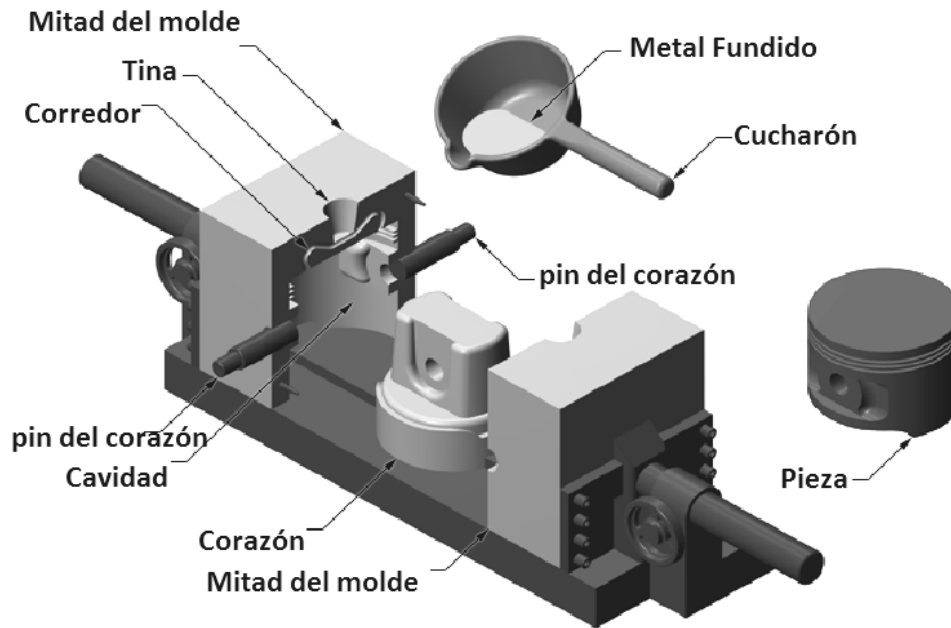


Figura 2.2 Colada en molde permanente

2.4 Colada en molde de arena (Sand casting).

La colada en molde de arena es el proceso más usado en la industria de la fundición, utiliza moldes de arena para formar piezas metálicas complejas que pueden ser casi de cualquier aleación. Debido a que el molde de arena debe ser destruido para obtener la pieza colada, el moldeo en arena normalmente tiene una producción baja y se llama de molde unitario. El proceso de fundición en molde de arena al igual que los anteriores implica el uso de un horno, la carga metálica, un modelo y arena para hacer el molde.

El proceso se lleva a cabo al fundir el metal en el horno y luego con una cuchara de colada se vierte en la cavidad del molde de arena, dentro del cual la pieza se solidifica y enfría. El molde de arena se separa a lo largo de la línea de partición y la pieza solidificada se retira.

La fundición en molde de arena es utilizada para producir una amplia gama de componentes de metal con geometrías complejas. Estas piezas pueden variar mucho en tamaño y peso, que van desde un par de kilos a varias toneladas. Algunos componentes pequeños incluyen engranajes, poleas, cigüeñales, bielas y hélices. Aplicaciones de mayor tamaño como cubiertas de grandes equipos y bases de maquinaria pesada. La fundición en molde de arena es también común en la producción de componentes de automóvil, tales como monoblocks, cajas de transmisión, cabezas de cilindros y colectores para motor. En la figura 2.3 se muestra el esquema de la fundición en molde de arena

Las ventajas de la fundición en molde de arena son:

- Capacidad de producir piezas muy grandes.
- Producción de piezas complejas.
- El proceso es adecuado tanto para no-ferrosos y fundición de metales ferrosos.
- Maneja una gama más diversa de productos que cualquier otro método de fundición.
- La relativa sencillez del proceso hace que sea ideal para el maquinado y acabado.
- Se pueden conseguir altos niveles de reutilización de la arena de moldeo

Desventajas:

- Se obtiene una pieza con porosidad.
- El acabado superficial es deficiente.
- A menudo se requiere de un maquinado
- La tasa de producción es baja.

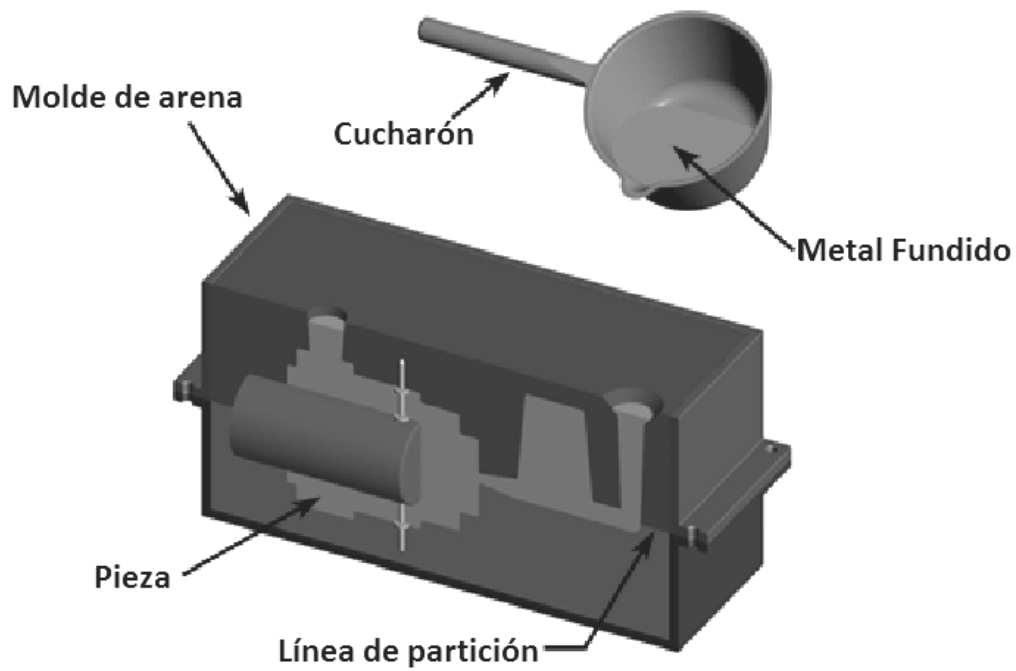


Figura 2.3 Colada en molde de arena

Los defectos en las piezas obtenidas por este tipo de fundición se pueden deber: a llenado insuficiente o incompleto del molde asociado a una baja temperatura de vaciado. Cuando una pieza presenta porosidad puede deberse a un rango de enfriamiento no uniforme, a la baja permeabilidad en la arena ó a una alta temperatura del metal líquido. Los defectos superficiales pueden ser ocasionados por erosión en el interior del molde de arena, grietas o cuando las partes del molde no están alineadas.

CAPÍTULO III

3.1 Componentes de aeronáutica de aleaciones coladas base aluminio.

La industria aeronáutica cada vez solicita mayores y mejores propiedades, ya que con la evolución tecnológica de los aviones, tanto en servicios como en capacidad, se requiere de materiales que cumplan con una elevada resistencia específica, es decir una alta relación resistencia-densidad.

Las aleaciones de fundición de aluminio con alta resistencia han sido una alternativa económica para componentes que son fabricados de manera convencional. Los beneficios de usar piezas de fundición se asocian a la gran variedad de formas complejas de aceptable calidad y muy cercanas a su forma final. Algunas ventajas generales de fabricar piezas de fundición son:

- Reducción de costos por maquinado.
- Eliminación de soldadura y/o uniones mecánicas de formas que no se pueden maquinar en una sola pieza.
- Mejorar la resistencia y la rigidez asociado a piezas con huecos.

Mediante la sustitución con componentes de fundiciones de aluminio de alta resistencia, se puede reducir el tiempo de adquisición de componentes y reducción de mecanizado y ensamblado en un 25 a 50%.

Las fundiciones de aluminio para aeronáutica se definen como aleaciones de aluminio diseñadas con propiedades tensiles específicas con el propósito de soportar cargas estructurales primarias o secundarias de un vehículo de vuelo.

Un importante ahorro de peso en estructuras se puede lograr con la eliminación de piezas fijadas mecánicamente, ensamblajes, etc. A pesar de que las fundiciones de aluminio de alta resistencia son competitivas en cuanto a reducción

en costo, aún no han alcanzado su pleno potencial en estructuras de fuselaje. Si bien puede haber miles de piezas de fundición utilizadas comúnmente en aplicaciones aeronáuticas, sólo pocas de ellas se usan en aplicaciones de carga primaria y estas usualmente son componentes rígidos.

La aplicación de piezas de fundición de aluminio ha evolucionado de algunos componentes pequeños de mecanismos de control a partes externas más grandes tales como marcos de parabrisas, conductos de admisión, torres de alta tensión y recientemente montajes completos como toberas y estabilizadores verticales para las aeronaves F-16 y F-20.

Las futuras aplicaciones que se esperan incluyen límites de tolerancias a daños y consideraciones para el diseño de piezas con buenas resistencias mecánicas. En algunas aplicaciones, las propiedades obtenidas por fundición como resistencia a la fractura pueden ser más importantes que la resistencia a la tracción obtenida también por fundición.

La necesidad de sistemas de menor costo continua en aumento en la comunidad aeronáutica, de modo que la necesidad de piezas de fundición de aluminio también va en aumento.

Las figuras 3.1 a 3.18 detallan las aplicaciones específicas de componentes para aeronáutica obtenidos por fundición.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Molde permanente	50	F-16 (combate)

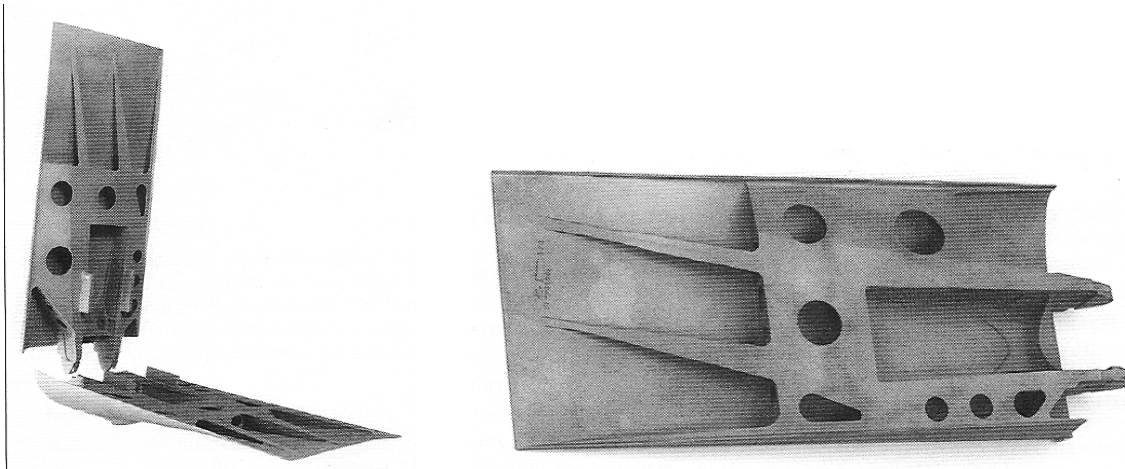


Figura 3.1 Cortadores de velocidad (frenos) de alto esfuerzo.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada en arena	45	Boeing

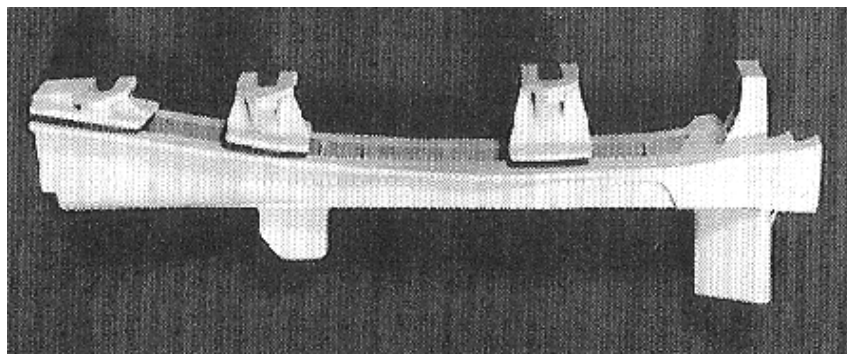


Figura 3.2 Uno de los pares de las vigas de retropropulsión.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Moldeo a presión	45	Boeing 737

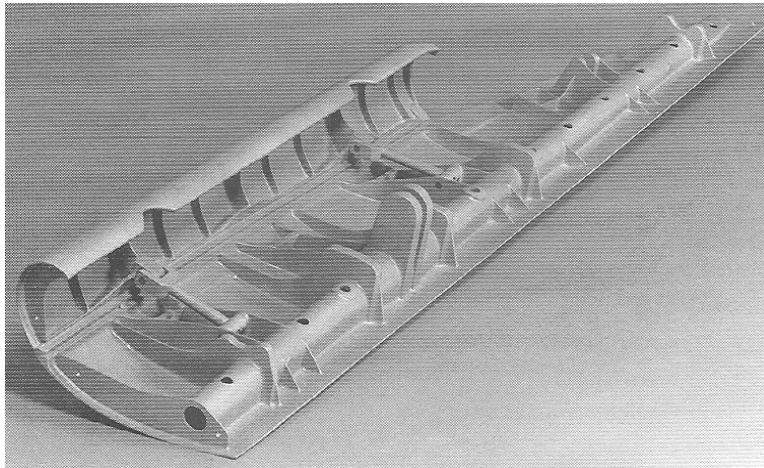


Figura 3.3 Borde del conducto del ala.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada en arena	50	Boeing 777

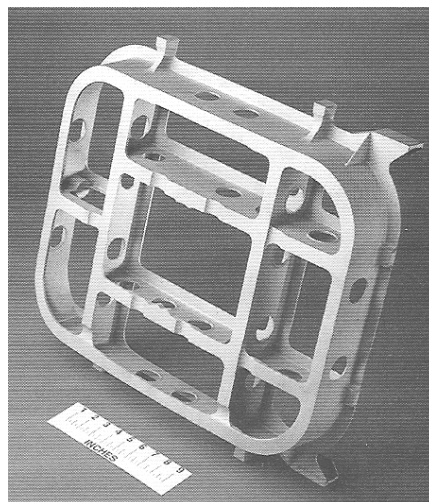


Figura 3.4 Acceso eléctrico de la puerta.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada en arena usando 37 corazones	45	F-16



Figura 3.5 Estabilizador vertical.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A356 – T6	Colada en arena	38	T-38

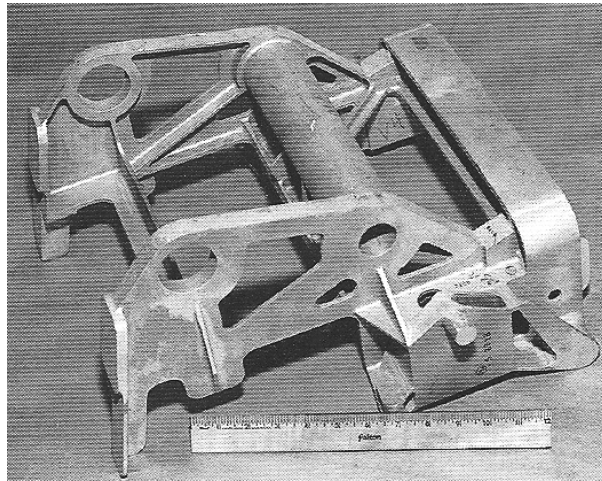


Figura 3.6 Soporte de toldo.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A356 – T6	Colada a presión	50	F-5

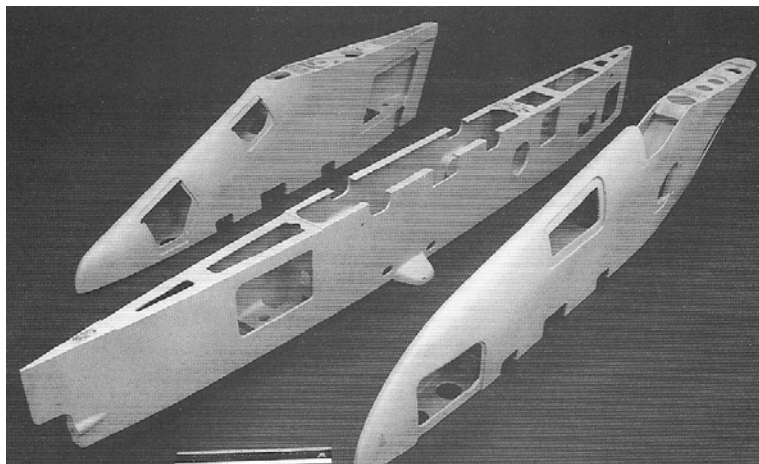


Figura 3.7 Postes o pilones para sostener combustible o armamento.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A356 – T6	Colada en arena	33	F-5

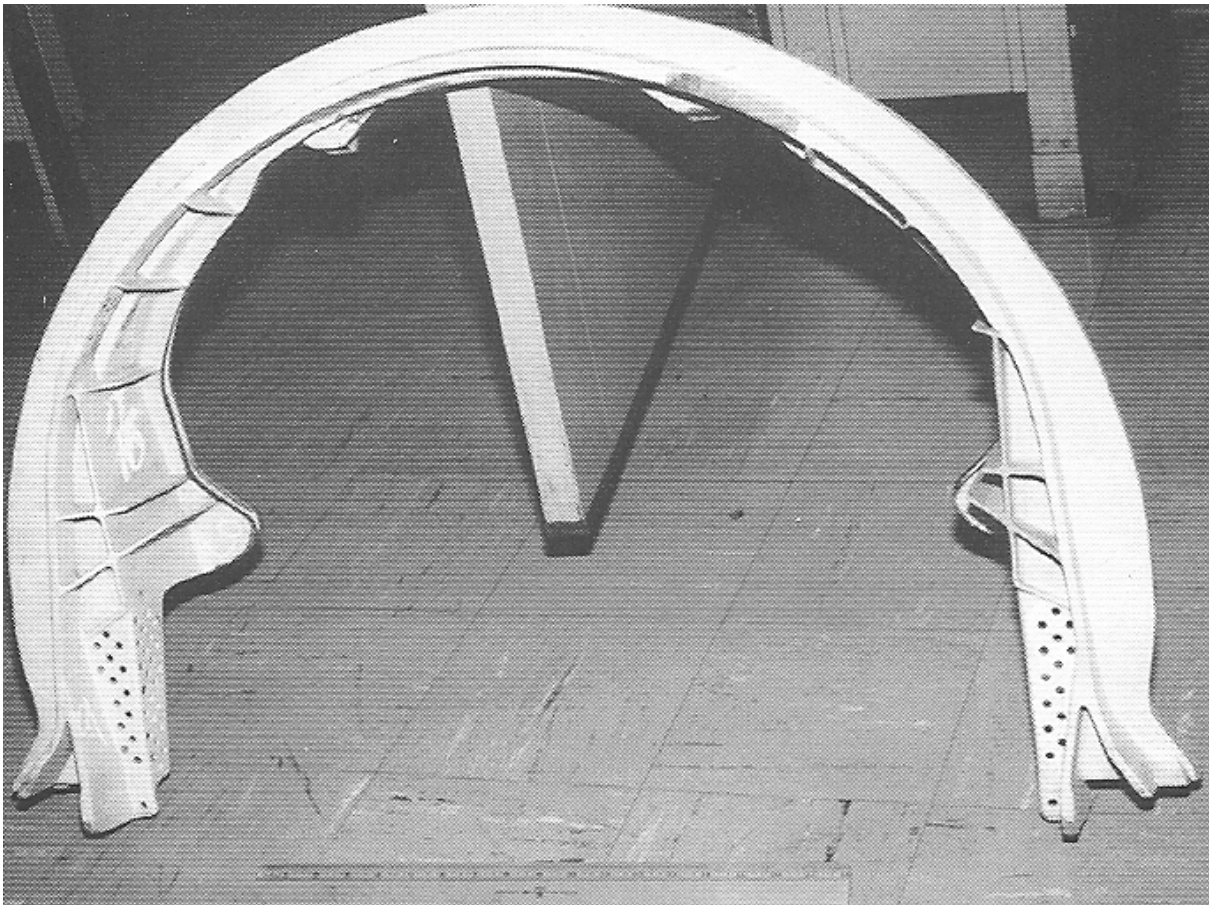


Figura 3.8 Marco de parabrisas.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A356 – T6	Colada a presión	40	F-5

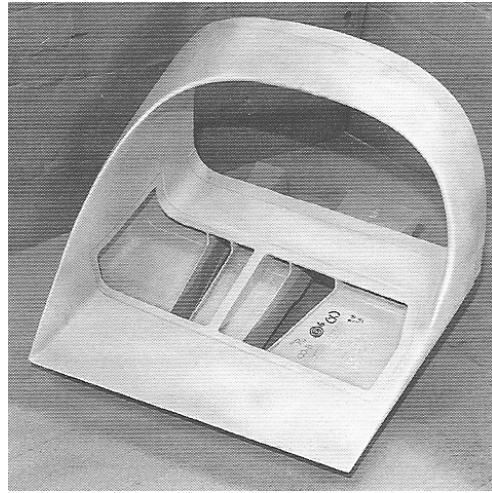


Figura 3.9 Ducto de toma de aire.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada en arena	45	Bell-Boeing V-22

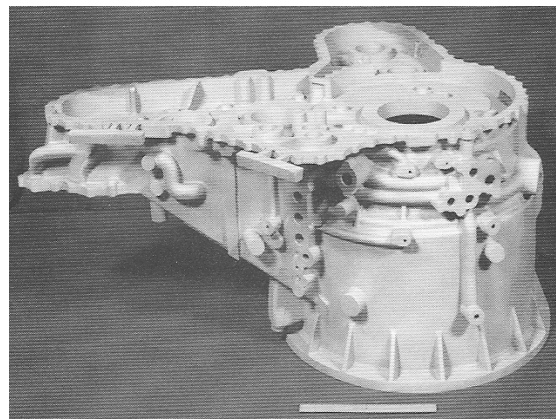


Figura 3.10 Carcasa principal del embrague.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T7	Colada en arena	36	Bell-Boeing V-22

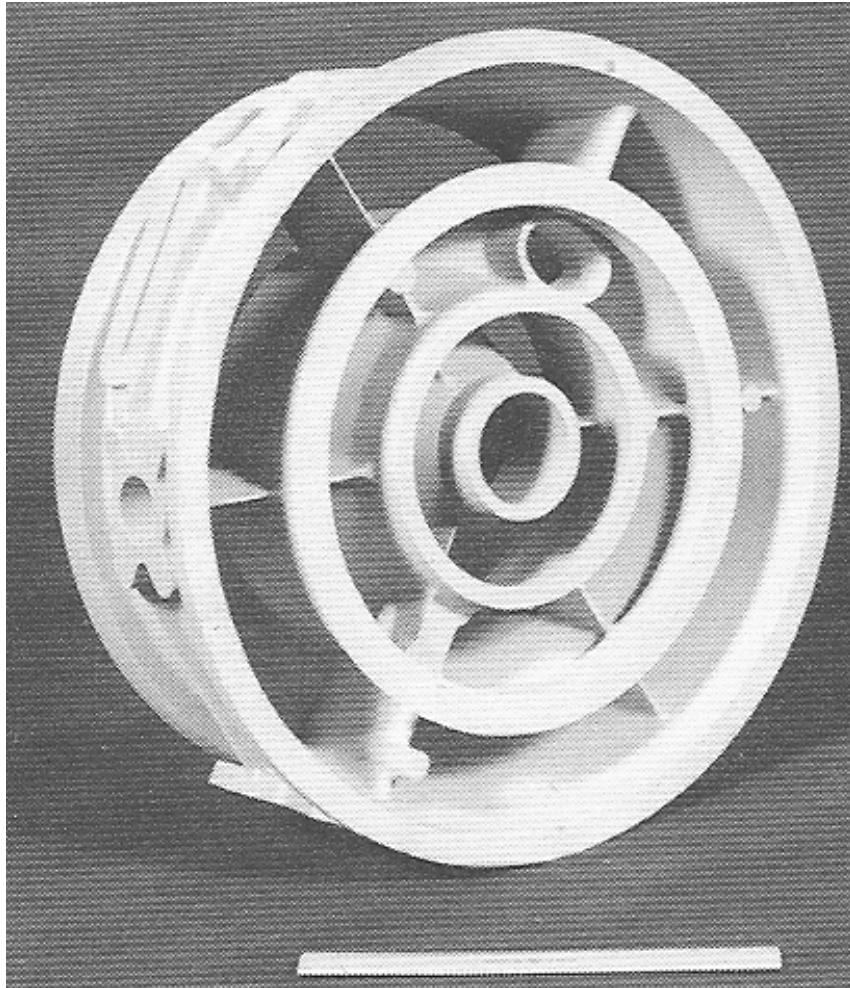
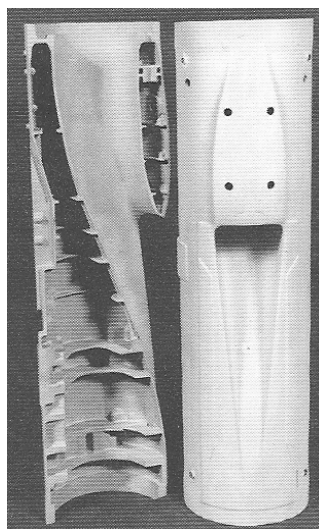
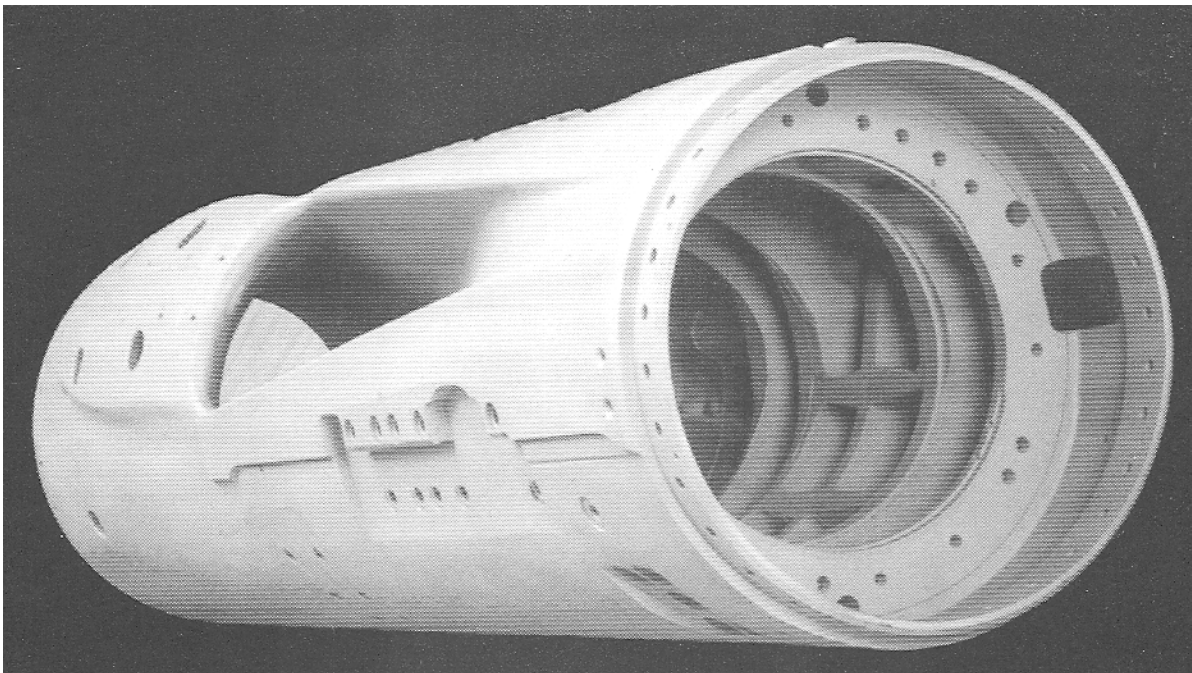


Figura 3.11 Cubierta de la turbina de gas.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Molde permanente	41	Mc Donnell Douglas



Figuras 3.12 Depósito de combustible.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada a presión	45	Boeing

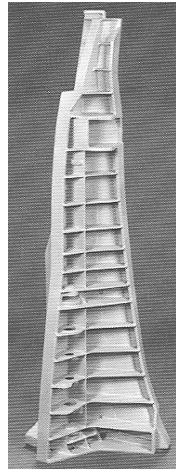


Figura 3.13 Bifurcaciones.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T7	Moldeo en arena	45	F-11

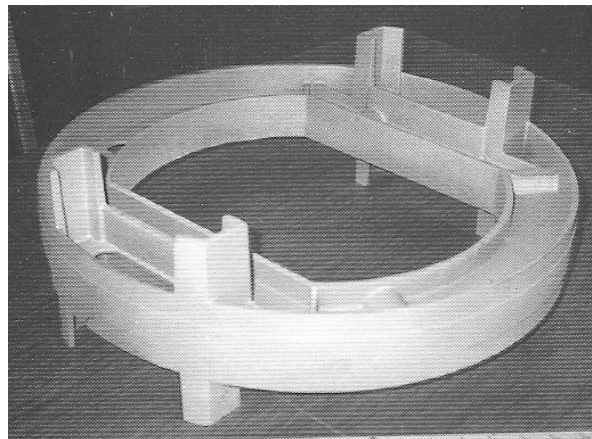


Figura 3.14 Componente estructural para armamento.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada a presión	50	Grumman F-14

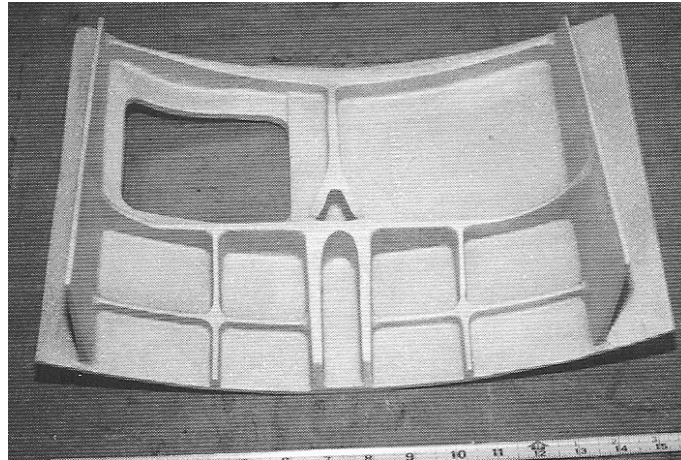


Figura 3.15 Componente de la escotilla.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Colada a presión	48	F-11

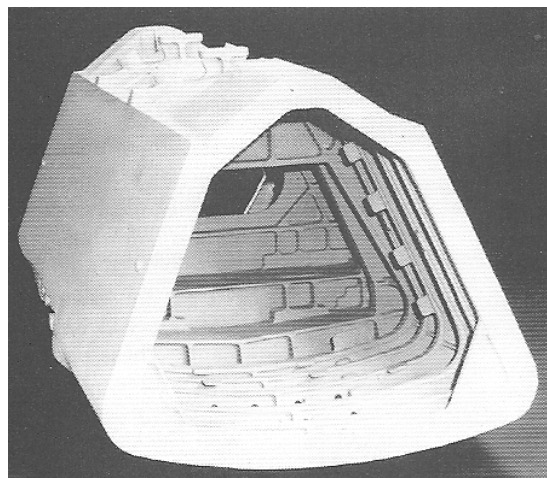


Figura 3.16 Aplicación para cuerpo de misil.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A357 – T6	Moldeo a presión	45	F-5

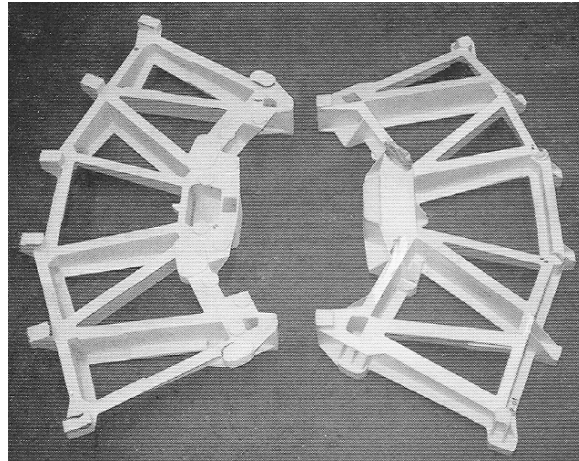


Figura 3.17 Marco estructural.

Aleación y tratamiento térmico	Proceso de fabricación	Resistencia a la tracción (ksi)	Aeronave
A356 – T6	Colada a presión	45	F-5



Figura 3.18 Colector de abastecimiento de combustible.

Tradicionalmente, las piezas de aleaciones de aluminio obtenidas por procesos de fundición, tienen un uso que se limita a la fabricación de componentes del tipo no estructural en aviones, tales como soportes de la polea, clips, conductos, guías, etc. También se han usado ampliamente en organismos complejos como válvulas hidráulicas de sistemas de control.

Algunos fabricantes de aviones especifican el uso de aleaciones de fundición solo en lugares en donde la falla del material no pueda causar daños en el avión; los cables y sistemas de control hidráulico permiten el uso de piezas moldeadas.

La tecnología en fundición ha hecho grandes avances en la última década, las aleaciones 355 y 356 se han modificado para producir mayores niveles de resistencia y ductilidad. Nuevas aleaciones como la 354, A356, A357, 359 y 350 se han desarrollado como piezas de fundición para estas aplicaciones, su alta resistencia acompañada de una mayor integridad estructural aumenta la confiabilidad del funcionamiento de este tipo de componentes.

3.2 Componentes para aeronáutica fabricados de aleaciones metalmecánicas base aluminio.

La selección de materiales para aplicaciones estructurales en aeronaves, dependen principalmente de varios requerimientos de funcionalidad. La tabla 3.1 resume algunas aplicaciones estructurales de aleaciones base aluminio con el tratamiento térmico respectivo, obtenidas por procesos metalmecánicos

Tabla 3.1 Aleaciones de aluminio metalmecánicas (AWA) utilizadas en un aeronave.

Componente	Aleación y condición
Piel del Fuselaje	2024T-3, 7075-T6, 7475-T6
Largueros del fuselaje	7075-T6, 7075-T73, 7476-T76, 7150-T77
Recuadro de contención del fuselaje	2024-T3, 7076-T6, 7050-T6
Piel superior del ala	7075-T6, 7150-T6, 7055-T77
Largueros superiores del ala	7075-T6, 7150-T6, 7055-T77, 7150-T77
Piel inferior del ala	2024-T3, 7475-T73
Larguero inferior del ala	2024-T3, 7075-T6, 2224-T39
Tableros inferiores del ala	2024-T6, 7075-T6, 7175-T73
Mástil y costillas	2024-T6, 7010-T76, 7150-T77
Cola del aeronave o empenaje	2024-T3, 7075-T6, 7050-T76

Para el fuselaje de una aeronave es necesario el desarrollo de aleaciones de alta resistencia. Las series 2XXX, 6XXX y 7XXX, así como algunas aleaciones Al-Li tienen un amplio uso en aplicaciones estructurales de aeronaves.

La serie 2XXX, aleaciones que contiene cobre como principal elemento de aleación, producen un alta resistencia mecánica, pero susceptibles a corrosión bajo esfuerzos (stress-corrosion cracking). La aleación 2024 es probablemente la más usada en aplicaciones para las aeronaves, tiene gran resistencia por lo que es tolerante a daños en las estructuras. Las aleaciones de la serie 2XXX no son fácilmente soldables, pero las avanzada tecnología en soldadura ha permitido que esta serie sea manejable.

De la serie 7XXX cuyo elemento aleante es el zinc, la cual incluye las aleaciones de más alta resistencia como son la 7075 y 7178, son explotadas para componentes estructurales de aviones, las aleaciones de esta serie en general son tratables térmicamente.

Las propiedades mecánicas que estas aleaciones deben reunir para una adecuada funcionalidad son las siguientes:

- Resistencia a la corrosión.
- Resistencia a la fatiga.
- Resistencia a la compresión.
- Módulo de elasticidad.
- Resistencia a la tensión.
- Resistencia al corte.
- Requerimientos particulares de diseño.

Las zonas o áreas de la aeronave que requieren de estas propiedades mecánicas se muestran en la figura 3.19

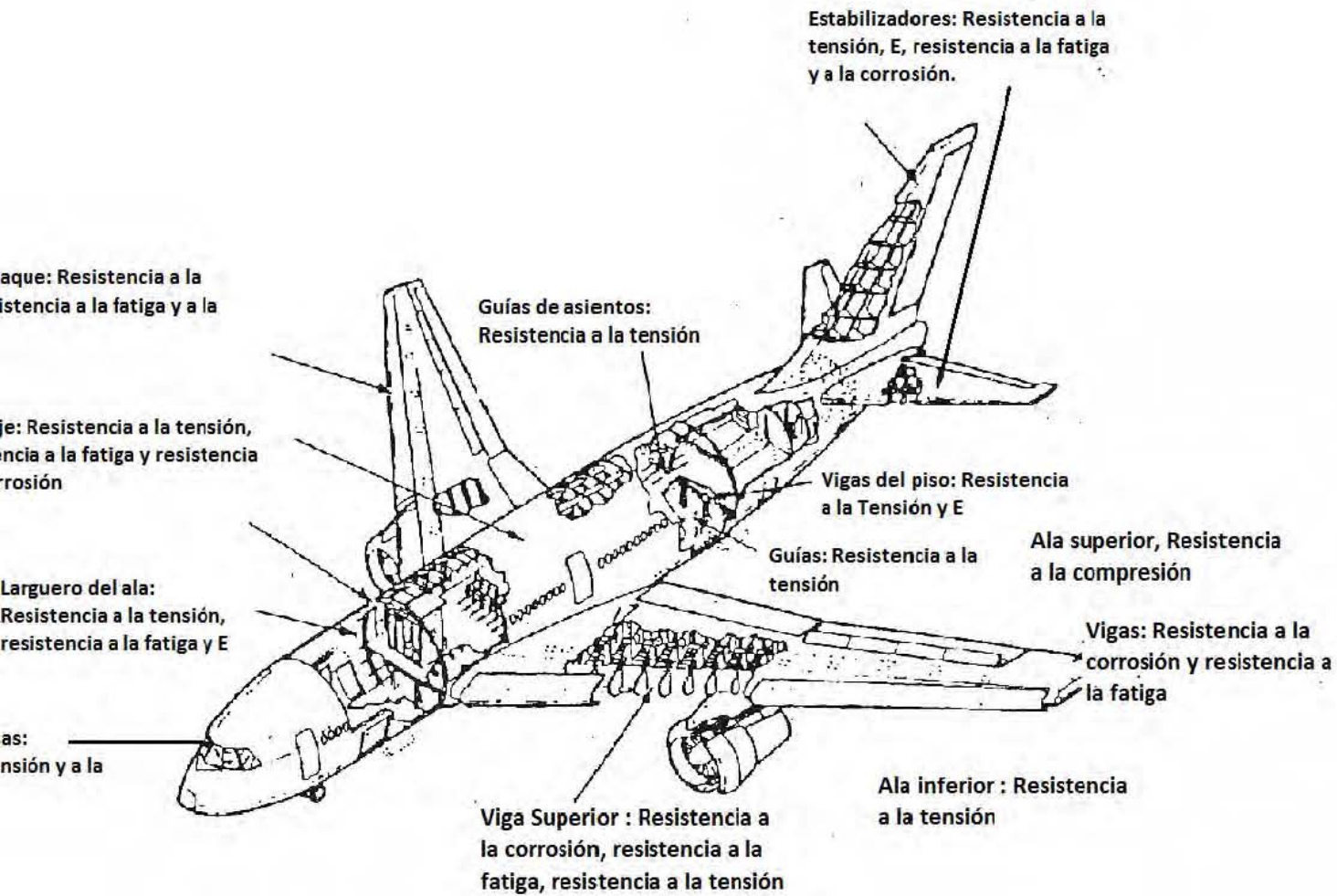


Figura 3.19. Propiedades requeridas en diferentes zonas estructurales para un avión comercial de pasajeros. Las aleaciones de aluminio metalmecánicas antes mencionadas son usadas exclusivamente en la construcción aeronáutica. Todas estas aplicaciones varían desde las cubiertas del motor de formas especiales que requieren un material dúctil, hasta las vigas del ala altamente resistentes que soportan grandes esfuerzos y fatiga.

3.3 Breve descripción de los tratamientos térmicos usados en las aleaciones de aluminio.

Para obtener las propiedades óptimas del aluminio y sus aleaciones, generalmente es necesario someterlas a tratamientos térmicos.

Un tratamiento térmico es un proceso industrial de mejora de propiedades mediante el control de las temperaturas, los tiempos de permanencia y las velocidades de enfriamiento. Cuando se aplica a aleaciones de aluminio, el término tratamiento térmico se refiere usualmente a las operaciones empleadas para incrementar la resistencia y la dureza de las aleaciones metalmecánicas o de moldeo endurecibles por precipitación.

En este apartado se citan los tratamientos térmicos más comunes aplicados a aleaciones base aluminio para aplicaciones de aeronáutica.

En la Tabla 3.2 aparecen las designaciones que se utilizan en los tratamientos de las aleaciones de aluminio.

Tabla 3.2. Designaciones de tratamientos térmicos de aluminio.

F	En Estado bruto.
O	Temple, recristalización (sólo para productos forjados).
H	Endurecimiento por deformación
T	Tratado térmicamente para producir temple estable.
T1	Enfriamiento desde una temperatura elevada, provocando un proceso de envejecimiento.
T2	Temple (sólo productos de fundición).
T3	Tratamiento de solubilizado, trabajo en frío.
T4	Tratamiento de solubilizado, envejecimiento natural.
T5	Enfriamiento desde una temperatura elevada en el proceso de conformado y envejecimiento artificial (tratamiento térmico de precipitación).

T6	Solubilizado, envejecimiento artificial.
T7	Solubilizado, estabilización.
T8	Solubilizado, trabajo en frío, envejecimiento artificial.
T9	Solubilizado, envejecimiento artificial, trabajo en frío.
T10	Enfriamiento desde una temperatura elevada, envejecimiento artificial, trabajo en frío.

*"The Aluminium Association"*¹

Existen dos tipos de tratamiento térmico aplicables a las aleaciones de aluminio en aeronáutica, que son:

- Tratamiento térmico de solución.
- Tratamiento térmico de precipitación.

En el tratamiento térmico de solución los elementos aleantes entran en solución sólida en el aluminio, estos elementos de aleación que aumentan la resistencia y la dureza son más solubles en aluminio sólido a altas temperaturas. Después el material es mantenido a alta temperatura por tiempo suficiente para completar la solución, se temple rápidamente en agua fría para retener esta condición.

El tratamiento térmico de precipitación consiste en envejecer el material solubilizado-templado, manteniéndolo a una temperatura elevada por ciertos tiempos controlados. Durante el tratamiento, una porción de los constituyentes en solución sólida precipitan.

El tratamiento T6 (de solución), se utiliza generalmente para incrementar el límite elástico y la resistencia a la tracción. Si se desea un producto que tenga buena

¹ El sistema de designación del temple tiene la aprobación de la American Standard Association.

maquinabilidad hay que incrementar la dureza. El tratamiento T6 es ideal para elevar la dureza.

La metodología del tratamiento T6 a las aleaciones de aluminio A356 y A357 es:

1. Solubilizado.

La finalidad de este tratamiento de solubilización es obtener una solución sólida con la máxima concentración del elemento endurecedor, esto se consigue a una temperatura elevada, de entre 520°C y 550°C durante un tiempo determinado que va desde 2 a 8 horas.

2. Enfriamiento en agua (temple).

La aleación es enfriada para obtener la solución sólida sobresaturada a temperatura ambiente, el temple es muy importante ya que afecta directamente a la última fase del tratamiento térmico, si se enfría de forma rápida se puede conseguir retener el máximo de elementos endurecedores, la temperatura ideal para el temple oscila en 20 a 30°C.

3. Envejecimiento artificial 150-180 °C durante 2-8 horas.

Consiste en someter a la pieza a un calentamiento a una temperatura moderada durante cierto tiempo. Para cada temperatura de envejecimiento existe un tiempo óptimo, el cual propicia las mejores propiedades mecánicas, si este tiempo se sobrepasa entonces se produce una pérdida de las propiedades, y se produce el sobre-envejecimiento, con la pérdida de la coherencia de las fases precipitadas con la matriz de aluminio.

En la figura 3.20 se observa un esquema con las diferentes etapas del tratamiento térmico T6 y a las temperaturas a las que se llevan a cabo, la figura 3.21 muestra el efecto del tiempo de tratamiento en las propiedades mecánicas.

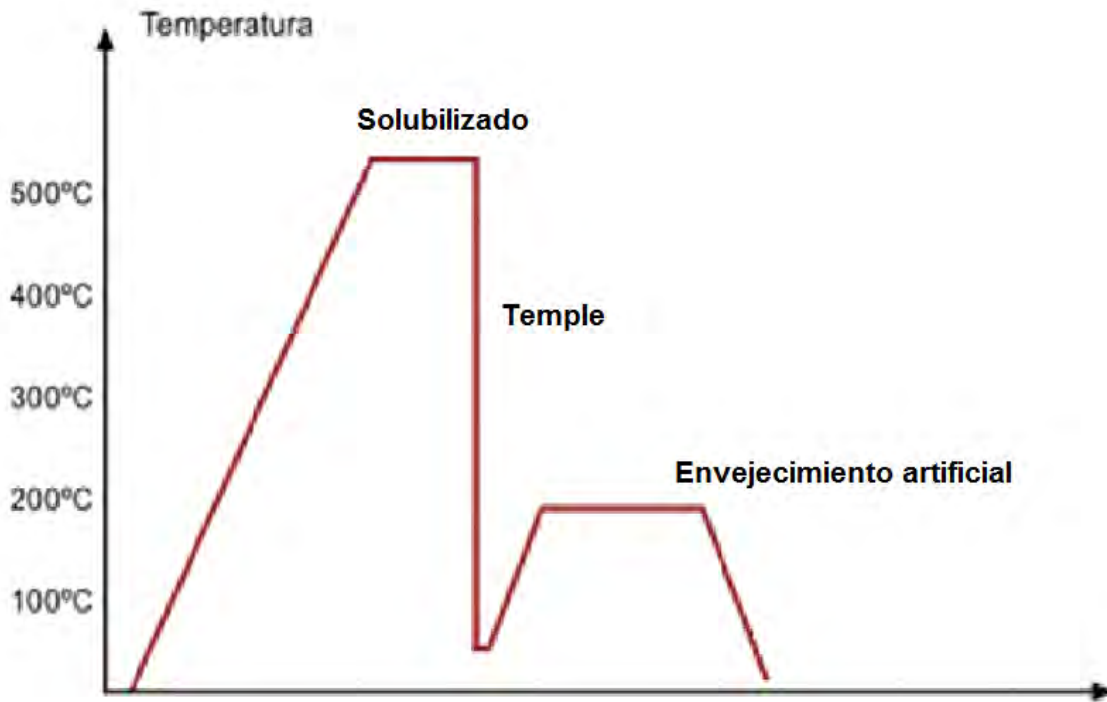


Figura 3.20 Etapas del tratamiento térmico T6

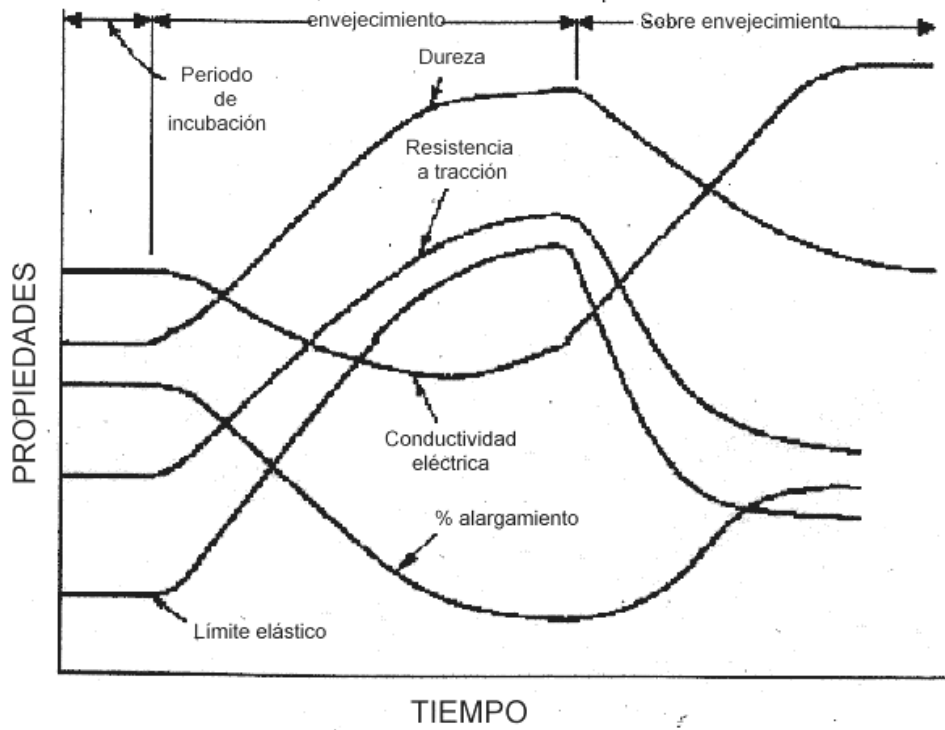


Figura 3.21 Efecto del tiempo de calentamiento en las propiedades mecánicas.

En la Fig. 3.21 se pone en forma gráfica el efecto del envejecimiento en las propiedades mecánicas, donde se observa que en un rango de tiempo de tratamiento térmico, las propiedades como son dureza, resistencia a la tracción y el límite elástico tienen un máximo en su valor, pasado este rango de tiempo, las propiedades decaen; lo que es el caso contrario en el porcentaje de alargamiento y conductividad eléctrica, el sobre-envejecimiento en el material aumenta de forma exponencial a estas propiedades.

CAPÍTULO IV

4.1 Desarrollo experimental.

Parte A. Fabricación de aleaciones, caracterización metalográfica y propiedades mecánicas.

Se fabricaron aleaciones complejas con elementos aleantes (Cu, Mg y Ni) con porcentajes superiores a los indicados por la norma para la aleación A356 (la composición química se muestra en la tabla 4.1) y se aplicó tratamiento del metal líquido de refinación y modificación con Ti y Sr respectivamente. Las composiciones químicas de las aleaciones fabricadas se presentan en la tabla 4.2

Tabla 4.1 Composición química de la aleación base A356.

Aleación	%Si	%Cu	%Mg	%Ni	%Ti	%Sr
A356	7	0.2	0.45	0.008	--	--

Tabla 4.2 Composición química de las aleaciones experimentales.

Aleación	%Si	%Cu	%Mg	%Ni	%Ti	%Sr
A	7	2	1	0.50	--	--
A RM	7	2	1	0.50	0.25	0.03
B	7	2	2	0.50	--	--
B RM	7	2	2	0.50	0.25	0.03

***RM es referido al tratamiento de refinación y modificación.**

4.1.1 Fabricación de aleaciones.

Las aleaciones complejas se fabricaron tomando como aleación base a la A356, se realizó un balance de carga para los elementos Cu, Mg y Ni, partiendo de una base de cálculo de 1.250 Kg y se realizó otro balance para alcanzar los niveles deseados de Ti y Sr usando aleaciones maestras (Al-5Ti-1B y Al-10Sr).

4.1.2 Material y equipo.

Para la fabricación de las aleaciones fue necesario disponer del material necesario, desde la aleación base (A356), los elementos aleantes (Cu, Mg, Ni y silicio para ajuste de composición química) y aleaciones maestras para la refinación y modificación (Al-5Ti, Al-10Sr). El instrumental y equipo de trabajo utilizados para la realización de esta tesis, están localizados en el laboratorio de arenas del edificio D de la Facultad de Química.

Para realizar la experimentación se usaron los siguientes materiales y equipos:

- Horno de resistencia eléctrica.
- Mufla.
- Espectrómetro de emisión atómica (SPECTROLAB M8)
- Crisol de carburo de silicio.
- Pinzas y maneral.
- Moldes de acero para elaboración de barras de tensión.
- Pinzas de soporte.
- Escorificante.
- Gas argón.
- Lanza para desgasificar.
- Campana para introducir elementos aleantes.
- Cucharón para toma de muestras.
- Cucharilla para retirar escoria.

- Multímetro.
- Termopar tipo K (CHROMEL-ALUMEL).
- Lingotera.

4.2 Procedimiento Experimental.

Se fundieron cargas totales de 1.250 Kg de metal y se ajustó a la composición deseada de cada aleación, adicionalmente se realizó el cálculo para las aleaciones sin y con tratamiento de refinación y modificación. Esta carga fue suficiente para obtener 4 piezas cilíndricas de 2.5 cm de diámetro por 20 cm de altura, las cuales se maquinaron posteriormente para realizar ensayos de tensión y toma de dureza a las aleaciones sin y con tratamiento térmico.

4.2.1 Técnica de Fusión.

Las aleaciones fabricadas se construyeron en base a los siguientes pasos:

La fusión de las aleaciones consideró los siguientes pasos, con el propósito de evitar pérdidas de elementos de aleación, evitar porosidades y obtener una buena calidad metalúrgica de las piezas.

- Precalentamiento del horno de resistencia a una temperatura de 650°C
- Precalentamiento de la carga de aleación A356 en una mufla a una temperatura de 450°C
- Carga del crisol con la aleación A356.
- Para fundir la carga se dejó alcanzar una temperatura dentro del horno de 780°C (temperatura de trabajo).
- Desgasificación del baño de metal líquido con gas argón durante 5 minutos con un flujo de 1L/min.
- Se dejó alcanzar nuevamente la temperatura de trabajo.
- Se incorporaron los elementos aleantes, en primera instancia el níquel y al terminar de disolverse se incorporó el cobre.
- Posteriormente se desgasificó el baño de metal líquido con gas argón durante 2 minutos.

- Se agregó la carga de magnesio y seguido a esto un fundente para evitar la pérdida de magnesio.
- Después de desescorificar se tomó una muestra para análisis químico.
- Una vez ajustada la composición química se llenaron dos moldes para obtener las correspondientes 2 piezas en forma de barras, quedando aproximadamente la mitad de la carga en el crisol.
- Se dejó alcanzar nuevamente la temperatura de trabajo a la carga restante y se agrega escorificante.
- Una vez retirada la escoria se incorporaron refinador y modificador con movimientos suaves.
- Se desgasificó durante 2 minutos y se tomó una muestra para análisis químico.
- Obtenida la composición química deseada se llenaron otros dos moldes.
- Se desmoldaron y marcaron las barras.

Se repitió la técnica de fusión para la segunda aleación.

4.2.2 Obtención de muestras para evaluación de dureza y micro-macro estructura a barras provenientes de colada.

- Se colaron en total 4 barras por cada aleación, 2 sin tratamiento en el metal líquido (refinación y modificación) y 2 con tratamiento en el metal líquido.
- Se eligieron las barras de mejor calidad para su maquinado para el ensayo de tensión, una barra con refinación y modificación y otra sin tratamiento en el metal líquido.
- Se cortó una muestra de cada barra de espesor entre 1 y 1.5 cm, para evaluar la dureza de colada.
- Se tomó otra muestra de cada barra para su análisis microestructural y macroestructural.
- A las dos barras restantes se les hicieron cortes transversales de un espesor suficiente para obtener 6 muestras.

Estos pasos se siguieron para la segunda aleación experimental.

4.2.3 Tratamiento térmico a aleaciones experimentales.

Después de cortar las 6 muestras de cada barra, se sometieron al tratamiento térmico T6, con el propósito de evaluar la respuesta de estas aleaciones complejas. Se realizaron los siguientes pasos:

- Una vez alcanzada la temperatura de 300°C dentro del horno, se introdujeron las muestras al horno hasta llegar a los 425°C.
- Tiempo de permanencia a 425°C de 6 horas (tratamiento de homogeneizado).
- Extracción de las muestras del horno y enfriamiento en agua (temple).
- Envejecimiento natural por al menos 24 horas.
- Una vez templadas y envejecidas las muestras fueron llevadas nuevamente a la mufla a una temperatura de 150°C, para realizar el envejecimiento artificial de una a 6 horas.
- Se extrajo una muestra a intervalos de una hora, obteniéndose un total de 6 muestras.

Pasos similares se siguieron para la segunda aleación experimental.

4.2.4 Preparación de barras de tensión.

Considerando los resultados de dureza obtenidos en respuesta al tratamiento térmico, se escogió el tiempo de tratamiento que mayor dureza mostró para aplicarlo a las probetas destinadas al ensayo de tensión.

Se aplicó el el tratamiento térmico T6 a las barras y finalmente se maquinaron de acuerdo a normas ASTM. Una vez maquinadas se realizó el ensayo de tracción.

4.2.5 Ensayo de dureza.

Se determinó Dureza Brinell a las muestras de colada y las muestras con tratamiento térmico T6.

El ensayo se llevó a cabo en base a la norma ASTM E10 para materiales no ferrosos. Se usó un durómetro “Shimidazu” con un indentador de carburo de 10 mm de diámetro y una carga de 500 Kg, en base a la relación $P= 5D^2$ y un tiempo de 30 segundos para materiales no ferrosos. Se realizaron 6 mediciones y se obtuvo un valor representativo para cada muestra.

4.2.6 Ensayo de tracción.

Se obtuvieron 2 probetas maquinadas de cada aleación para ambas condiciones con tratamiento del metal líquido (refinación y modificación) y sin tratamiento en el metal líquido, a las cuales se les aplicó tratamiento térmico T6. Se realizaron los ensayos de tracción en base a la norma ASTM B557 a cada una de las probetas y se obtuvieron los valores de resistencia a la tracción, resistencia a la cedencia y % de elongación.

Metodología y reactivos para revelar micro y macro estructura.

Se realizó la preparación metalográfica convencional para las aleaciones experimentales, para revelar la microestructura de las muestras en condiciones de colada se usó el reactivo Graffen-Sargent (77.5ml HNO₃, 2.5ml HF, 1.5g CrO₃ en 420 ml de H₂O), se sumergió una parte de la muestra durante 15 segundos, se enjuagó y secó. Este reactivo dio un buen contraste de las fases presentes en la microestructura.

Para revelar macroestructura a las muestras de colada se usó el reactivo Keller, se sumergió parte de la muestra dentro del reactivo durante 20 segundos, se enjuagó y secó.

4.2.7 Determinación del nivel de modificación.

Se seleccionaron diversas áreas de las muestras provenientes de colada ya atacadas y se capturó cada imagen a 500X y 200X, mediante la comparación con el patrón AFS-Gruzleski (Anexo 2) se determinó el nivel de modificación de las muestras de cada aleación experimental.

4.2.8 Determinación del tamaño de grano ASTM.

Se obtuvieron imágenes escaneadas de cada muestra en condiciones de colada y se compararon contra un patrón elaborado en el Departamento de Ingeniería Metalúrgica, que considera la norma AFS para tal propósito. Por comparación se determinó el tamaño de macrograno ASTM, de acuerdo al anexo 3. Ya que el tamaño de grano no fue homogéneo se analizaron diversas áreas de la muestra para determinar el tamaño promedio de grano.

4.3 Desarrollo Experimental.

Parte B. Elaboración de componente prototipo para aeronáutica (semiala).

Se elaboró un componente prototipo (semiala) colado en molde de arena en verde y con la aleación experimental que presentó las propiedades mecánicas más altas. Se utilizó un modelo suelto de madera y posteriormente se reprodujo en arena sílica-silicato de sodio-CO₂ el cual sirvió como base para la elaboración de corazones para el moldeo. Se prepararon 50 kg de mezcla de arena para el molde con 4% de humedad, 6% de bentonita cálcica y 4% de bentonita sódica, el balance fue arena sílica de granulometría AFS 80-90. Preparada la arena se moldeo y una vez fabricado el molde se preparó la carga de metal aplicando la técnica de fusión adecuada para posteriormente colar el material dentro del molde y desmoldar una vez solidificado el metal.

4.3.1 Material y equipo.

El material y equipos usados para la fabricación del molde se describen a continuación:

- Arena para moldeo, arena sílica No. AFS 80-90.
- Modelo de la pieza prototipo.
- Caja para moldeo.
- Molino.
- Apisonador.
- Cucharillas y madera para diseñar sistema de colada.

4.3.2 Técnica de Fusión.

Para la preparación de la aleación se usó la siguiente técnica de fusión:

- Precalentamiento del horno de resistencia a una temperatura de 650°C
- Precalentamiento de la carga de aleación A356 en una mufla a una temperatura de 450°C
- Se cargó el crisol con la aleación experimental seleccionada.
- Para fundir la carga se dejó alcanzar una temperatura dentro del horno de 780°C (temperatura de trabajo).
- Fundida la carga se procedió a la desgasificación del baño de metal líquido con gas argón durante 5 minutos con un flujo de 1L/min.
- Se dejó alcanzar nuevamente la temperatura de trabajo.
- Se incorporaron los elementos aleantes, en primera instancia el níquel y al terminar de disolverse se incorporó el cobre.
- Posteriormente se desgasificó el baño de metal líquido con gas argón durante 2 minutos.
- Se agregó la carga de magnesio y seguido a esto escorificante para evitar la pérdida de magnesio.
- Después de escorificar se tomó una muestra para análisis químico.

- Se dejó alcanzar nuevamente la temperatura de trabajo a la carga restante y se agrega escorificante.
- Una vez retirada la escoria se incorporó refinador y modificador con movimientos suaves.
- Se desgasificó durante 2 minutos y se tomó una muestra para análisis químico.
- Obtenida la composición química deseada se coló el material dentro del molde de arena en verde.
- El metal restante se vació en un molde para barra una barra cilíndrica, el resto se vació en una lingotera.
- Una vez solidificado el metal se desmoldó la pieza y se retiró la arena adherida.

4.3.3 Tratamiento térmico a componente prototipo para aeronáutica (semiala).

Una vez desmoldada y limpia, se realizó el tratamiento térmico T6:

- Se precalentó la mufla y se incorporó dentro el componente prototipo.
- Se dejó alcanzar una temperatura de 425°C.
- El componente prototipo se mantuvo en la mufla durante 6 horas.
- Una vez concluido el tiempo, el componente se templó en agua y se dejó envejecer naturalmente por 24 horas.
- Se incorporó al componente nuevamente en una mufla a 150°C durante 4 horas.
- Terminado el tiempo de precipitación se enfrió el componente en agua a 50°C.

CAPÍTULO V

5.1 Resultados y Discusión.

Parte A. Fabricación de aleaciones, caracterización metalográfica y propiedades mecánicas

Las composiciones químicas de las aleaciones experimentales fabricadas y la aleación de referencia (A356) se muestran en la tabla 5.1, el análisis químico se realizó mediante Espectrometría de Emisión Atómica (EEA).

Tabla 5.1 Composición química nominal y experimental de las aleaciones fabricadas.

Aleación	%Si	%Cu	%Mg	%Ni	%Ti	%Sr
A356 nominal	6.5-7.5	0.25	0.20-0.45	----	0.25	----
A356 experimental	7.10	0.1686	0.2833	0.008	0.0019	0.0002
A nominal	7	2	1	0.50	--	--
A experimental	7.02	2.16	1.21	0.53	0.12	0.0002
A RM experimental	6.72	1.86	1.22	0.53	0.35	0.023
B nominal	7	2	2	0.50	--	--
B experimental	6.88	2.33	2.19	0.65	0.019	0.0002
B RM experimental	6.75	2.21	1.99	0.63	0.30	0.011

En la tabla 5.2 se encuentra resumida la experimentación llevada a cabo.

Tabla 5.2 Tabla de experimentación.

Aleación experimental	Composición química	Tratamiento de refinación y modificación	Ensayo de dureza	Ensayo de tracción
A	A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni	No	De colada	De colada
			Con tratamiento térmico T6	Con tratamiento térmico T6
A RM	A356, 2Cu-1Mg-Ni	0.25%Ti, 0.03%Sr	De colada	De colada
			Con tratamiento térmico T6	Con tratamiento térmico T6
B	A356, 2Cu-2Mg-Ni	No	De colada	De colada
			Con tratamiento térmico T6	Con tratamiento térmico T6
B RM	A356, 2Cu-2Mg-Ni	0.25%Ti, 0.03%Sr	De colada	De colada
			Con tratamiento térmico T6	Con tratamiento térmico T6

5.2 Nivel de modificación.

Las siguientes figuras 5.1 a 5.8 muestran las microestructuras obtenidas y el nivel de modificación de las aleaciones base A356 y experimentales en condiciones de colada y las figuras 5.9 a 5.10 muestran las microestructuras obtenidas y nivel de modificación de las aleaciones experimentales con tratamiento térmico T6.

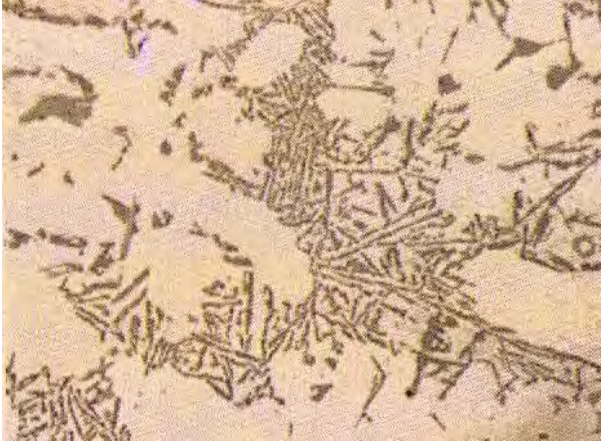
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.0002	1	

Figura 5.1 Aleación A356

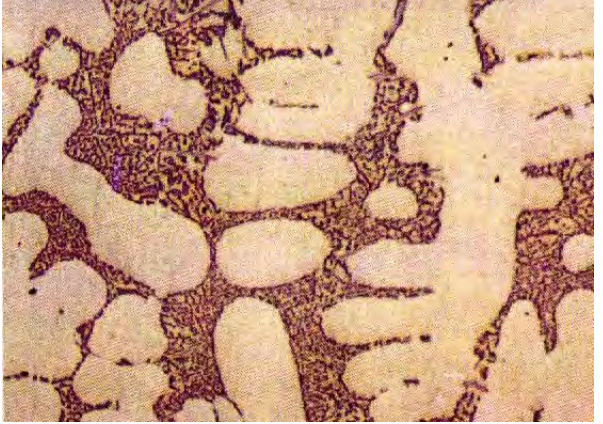
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.012	4	

Figura 5.2 Aleación A356 RM

En la **figura 5.1** correspondiente a la aleación A356 experimental se observa el silicio eutéctico (Al-Si) en forma de placas delgadas y se observan también placas gruesas en menor proporción. En la **figura 5.2** se puede ver que las placas de la aleación sin modificador se fragmentaron en partes pequeñas, dando lugar a formas de partículas fibrosas redondeadas.

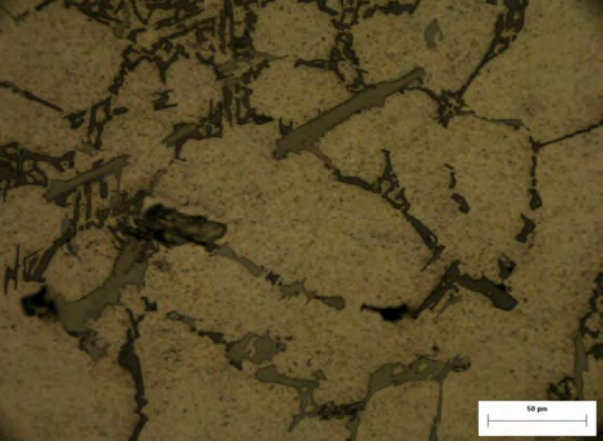
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.0002	1	

Figura 5.3 Aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

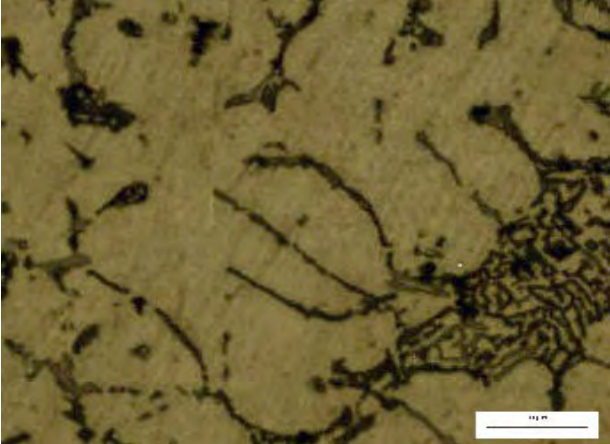
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.023	4	

Figura 5.4 Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

En la **figura 5.3** se pueden distinguir 3 fases precipitadas, la primera fase se observa en forma de pequeñas y finas placas aciculares y está en mayor proporción en comparación con las demás fases, esta corresponde al silicio del

eutéctico principal Al-Si. Se observa una segunda fase masiva de color gris más claro en forma de

placas gruesas localizada en la región interdendrítica (Al_5FeSi) y la tercera fase de color negro en forma de placas más finas (Mg_2Si) en menor fracción. Estas fases fueron identificadas mediante análisis EDS (Espectrometría Dispersiva de Electrones) en los trabajos de: José A. García-Hinojosa, M. A. Ramírez A, E. Trejo E., A. Hernández G., Yvan Houbaert, “Efecto de Cu, Ni y Mg en la aleación Al-7Si en condiciones de colada y modificada con aleación maestra Al-10Sr”, Carolina Constantino Guzmán, “Cuantificación de microconstituyentes de aleaciones coladas A356-Cu-Mg-Ni aplicando metalografía en color asistida por análisis de imágenes digitalizadas, (tesis en proceso), 2010.

En la **figura 5.4** se observa que la fase de color más claro que se distinguía en la **figura 5.3** ya no está presente y que la fase en dónde se observaban pequeñas placas, se fragmentaron en pequeños pedazos bien distribuidos o en conglomerados fibrosos, lo que corresponde al silicio modificado.

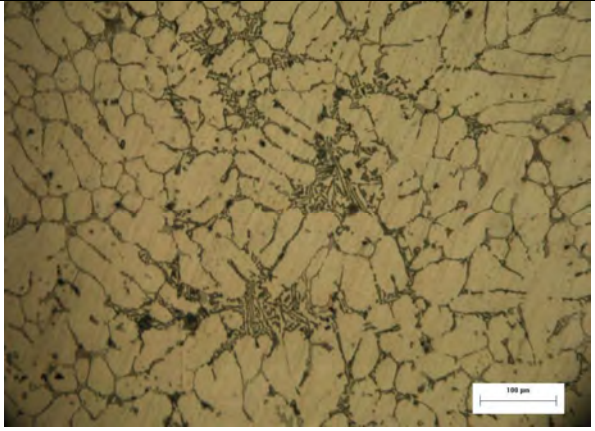
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
100 μm	0.023	4	

Figura 5.5 Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni tomada a 100X

En la **figura 5.5** se observa que en la muestra existe un valor medio de porcentaje del área de porosidad correspondiente a 0.84%, el cual se comparó con el patrón de porosidad del anexo 4.

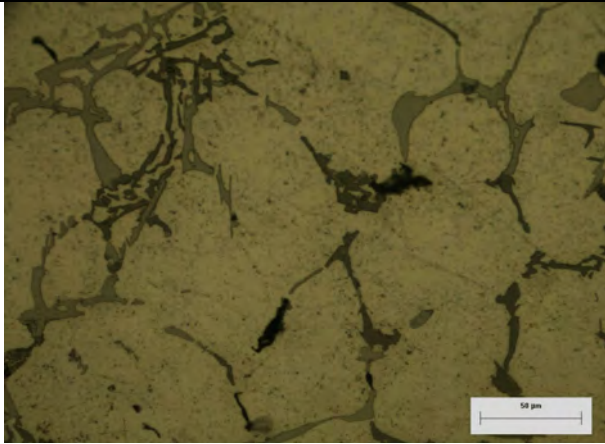
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.0002	1	

Figura 5.6 Aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

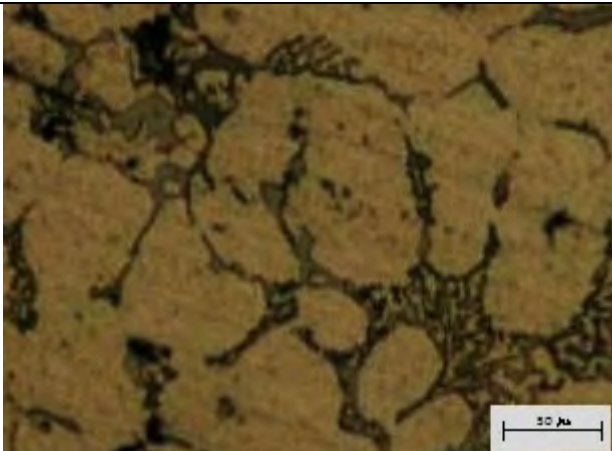
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.011	4	

Figura 5.7 Aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

En la **figura 5.6**, correspondiente a la aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni sin modificar y refinar aparece nuevamente la fracción de silicio eutéctico y otra fase que se observa como placas gruesas de color gris (Al_5FeSi), se observa también otra fase de color negro en forma acicular, esta fase se encuentra en menor fracción. En la **figura 5.7** (aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni refinada y modificada) la fase de color gris se encuentra en menor proporción y se observa otra fase de color más oscuro de formas masivas. Las pequeñas placas de silicio eutéctico que se veían en la aleación experimental B sin refinar y modificar, aparecen en menor tamaño y en forma de conglomerados fibrosos en mayor proporción.

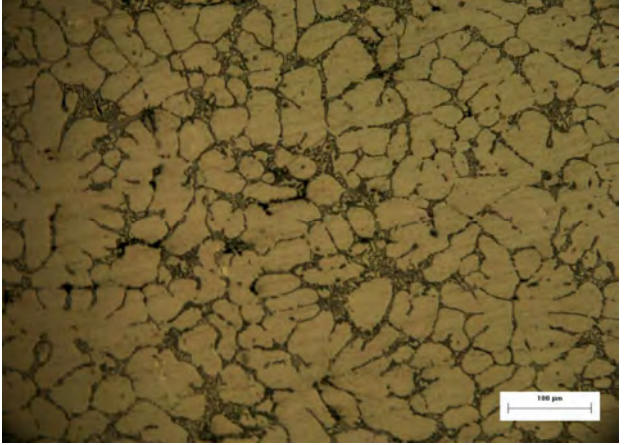
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
100 μm	0.011	4	

Figura 5.8 Aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

En las imágenes anteriores se observan las microestructuras de las dos aleaciones experimentales modificadas y no modificadas, a 500X es más sencillo identificar el rango de modificación de la muestra, así como la porosidad en la muestra, el silicio en la matriz de aluminio que no fue modificado se observa en forma de placas o agujas gruesas. En contra parte, al modificar las aleaciones experimentales las placas de silicio se observan redondeadas y de menor tamaño, en forma de conglomerados, lo cual indica que hubo una buena modificación con el nivel adicionado de Sr.

Ya que las aleaciones fabricadas son hipoeutécticas, la literatura menciona que la modificación se lleva a cabo entre el 5 % de Si y la concentración eutéctica (12.6 % Si).

El nivel de porosidad en la aleación experimental B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni, se encuentra en 0.18% de área de porosidad, esto por la comparación con el patrón de porosidad ubicado en el anexo 4 de ésta tesis.

Las figuras 5.9 a 5.12 muestran las microestructuras obtenidas de las aleaciones experimentales con tratamiento térmico T6.

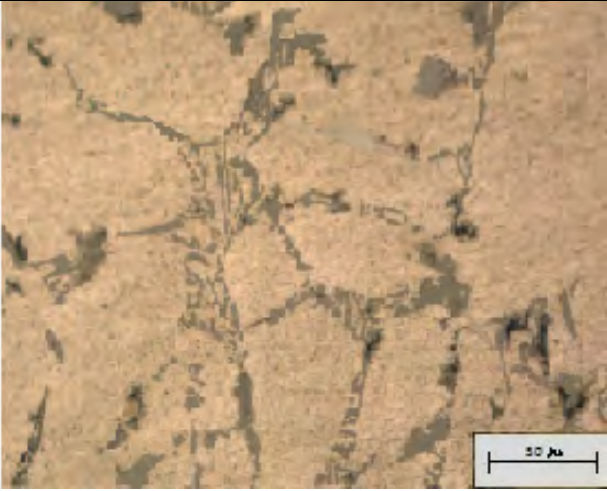
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.011	2	

Figura 5.9 Aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura

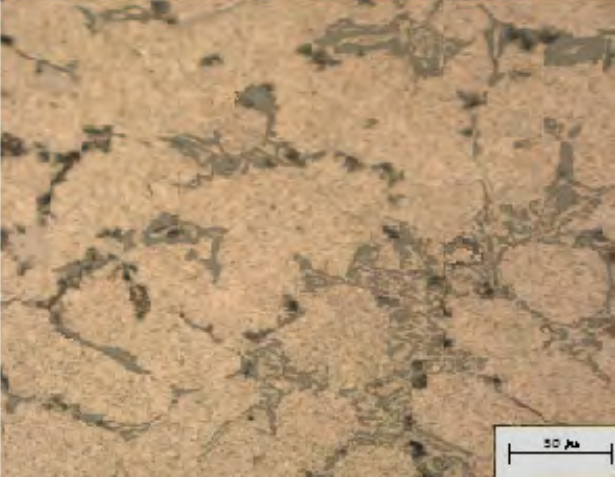
50 μm	0.011	3	
------------------	-------	---	--

Figura 5.10 Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

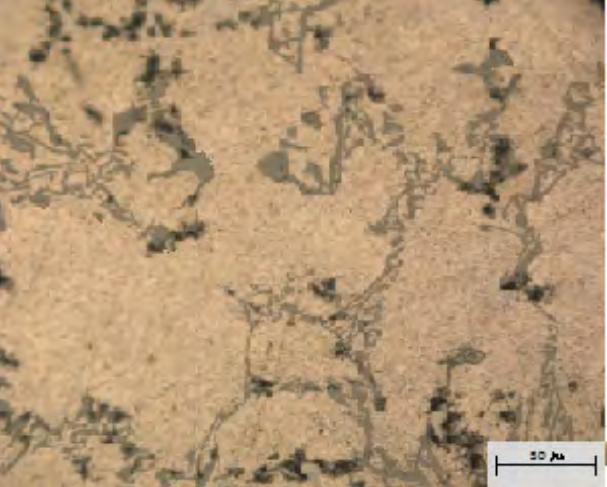
Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura
50 μm	0.011	2	

Figura 5.11 Aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Escala	%Sr	Rango de modificación	Microestructura

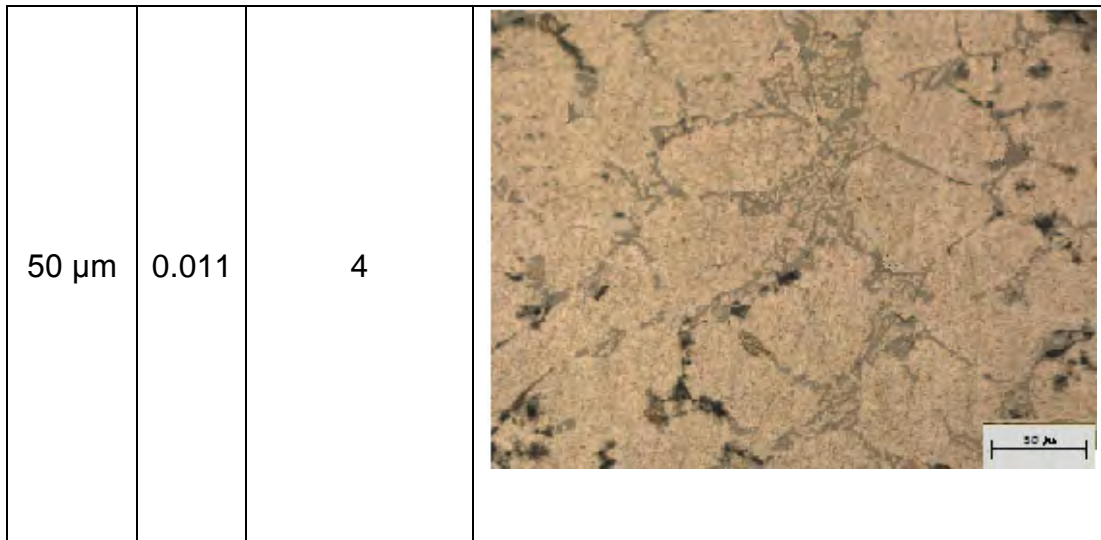


Figura 5.12 Aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

De las figuras anteriores se observa que el nivel de modificación fue un tanto bajo, ya que las placas de silicio no están globulizadas; conservando la forma acicular (Figura 5.9). En la figura 5.10 las placas de silicio se ven fragmentadas y se observan pequeñas formas globulares, correspondientes al silicio con la morfología globular asociada al tratamiento térmico. La figura 5.11 muestra placas de silicio finas y una fase en forma de script chino (Al_3CuNi), la cual corresponde a una fase rica en Cu y Ni, fases identificadas en trabajos anteriores; en ésta figura se observa claramente la ausencia del cambio del silicio eutéctico asociada al tratamiento térmico. En la figura 5.12 se observa una disminución en el tamaño de las placas de silicio las cuales tienen una forma fibrosa se observa también una fase de color café, lo que corresponde a la precipitación de una fase rica en cobre, generalmente (CuAl_2).

En todas las imágenes de las aleaciones experimentales se observa una disminución en la cantidad de silicio eutéctico, esto se debe a que las fases precipitadas contienen silicio en su composición química.

La porosidad en las muestras varió un poco, pero en cuanto a densidad de poros las muestras sometidas a tratamiento térmico T6 presentaron mayor cantidad de

poros, alrededor de 1.3% de área de porosidad en relación al patrón de porosidad ubicado en el anexo 4.

5.3 Tamaño de grano (Macroestructura).

Se evaluó el tamaño de grano de las muestras provenientes de colada, con base al patrón de tamaño de grano ASTM y con la determinación del tamaño de grano promedio de cada muestra.

La figura 5.13 muestra el tamaño de grano para la aleación base A356 y A356 RM, en las figuras 5.14 a 5.17 se observan los tamaños de grano ASTM obtenidos en las muestras de cada aleación experimental, el % de Ti residual, así como el diámetro promedio de grano.

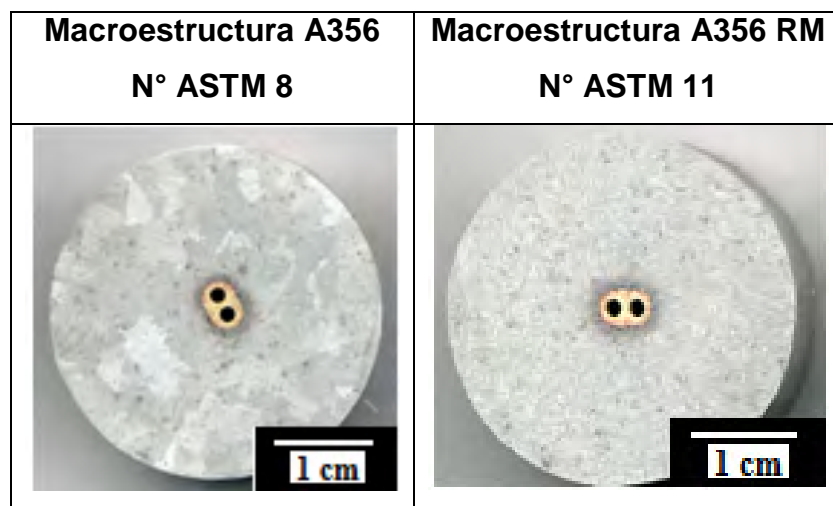


Figura 5.13 Macroestructuras de la aleación de referencia A356 y A356 RM.

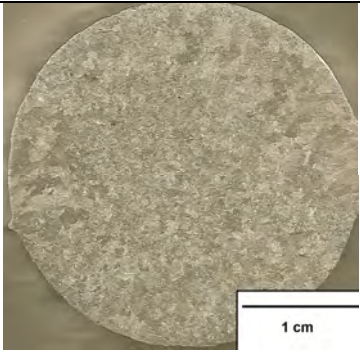
Macrograno N° ASTM	%Ti	Diámetro promedio (mm)	Granos por cm ²	Macroestructura
M 10	0.16	1.12	79.31	

Figura 5.14 Macroestructura de la aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

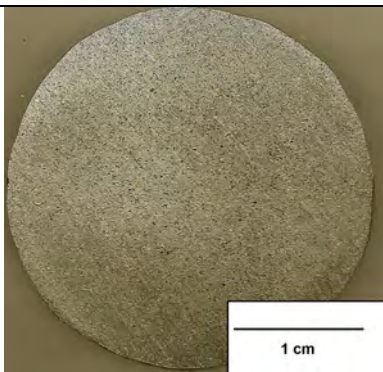
Macrograno N° ASTM	%Ti	Diámetro promedio (mm)	Granos por cm ²	Macroestructura
M 14	0.30	0.29	1269	

Figura 5.15 Macroestructura de la aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

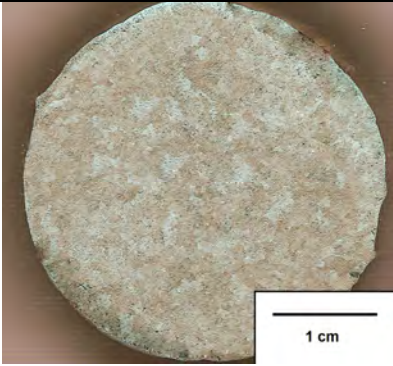
Macrograno N° ASTM	%Ti	Diámetro promedio (mm)	Granos por cm ²	Macroestructura
M 9	0.019	1.74	39.67	

Figura 5.16 Macroestructura de la aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

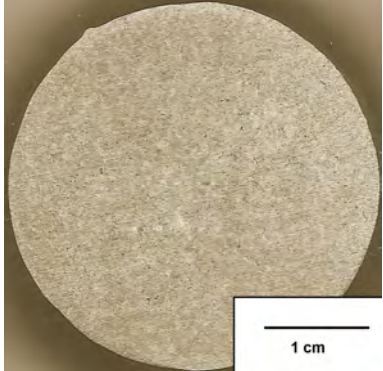
Macrograno N° ASTM	%Ti	Diámetro promedio (mm)	Granos por cm ²	Macroestructura
M 13-13.5	0.25	0.36	775	

Figura 5.17 Macroestructura de la aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

En las muestras sin refinar se observan macroestructuras heterogéneas como es el caso de la aleación A (A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni), es decir diferentes tamaños de grano, lo cual indica que es necesario adicionar refinador para lograr así una estructura con granos uniformes. Para la aleación B (A356, 2Cu-2Mg-0.5Ni), la macroestructura es menos homogénea pero el tamaño de grano es grande, por lo que también es necesaria la adición de Ti como refinador de grano.

En las aleaciones experimentales tratadas con Ti se puede observar que el tamaño de grano disminuyó en un 80% y de forma uniforme en la probeta.

5.4 Propiedades mecánicas.

Ensayo de Dureza

La dureza de las aleaciones en condiciones de colada se presenta en la tabla 5.3

Tabla 5.3 Dureza Brinell (HB) de las aleaciones experimentales en condiciones colada.

Aleación	Diámetro de la huella (mm)	Dureza Brinell (HB)
A356	--	54
A356 RM	--	55
A	3.96	77.80
A RM	3.70	89.76

B	3.88	81.31
B RM	3.68	90.72

De la tabla anterior se observa que la dureza de las aleaciones experimentales aumentó en comparación a la aleación A356, la adición de elementos aleantes, independientemente del tratamiento en el metal líquido, impactó en gran manera a la dureza. Este aumento en la dureza se debe principalmente a la precipitación de fases. El tratamiento de refinación y modificación de grano contribuyó también en el aumento en la dureza de las aleaciones experimentales, ya que al tener un tamaño de grano pequeño y tener el silicio eutéctico en pequeños fragmentos bien distribuidos las propiedades en nuestro material, en este caso la dureza se elevan.

5.4.1 Ensayo de dureza en muestras con tratamiento térmico.

En la tabla 5.4 se presentan los resultados de Dureza Brinell (HB) para cada aleación experimental a los respectivos tiempos de tratamiento térmico T6. La figura 5.18 muestra el comportamiento de cada aleación con respecto al tiempo de tratamiento térmico T6.

Tabla 5.4 Dureza Brinell (HB) de las aleaciones experimentales con Tratamiento térmico T6

Tiempo (hrs)	A	A RM	B	B RM
1	65.52	76.25	68.21	73.16
2	67.14	85.59	83.69	69.71
3	74.29	86.28	72.27	83.95
4	93.33	89.70	95.25	91.75
5	80.39	108.16	98.77	72.41
6	68.50	56.80	90.24	77.05

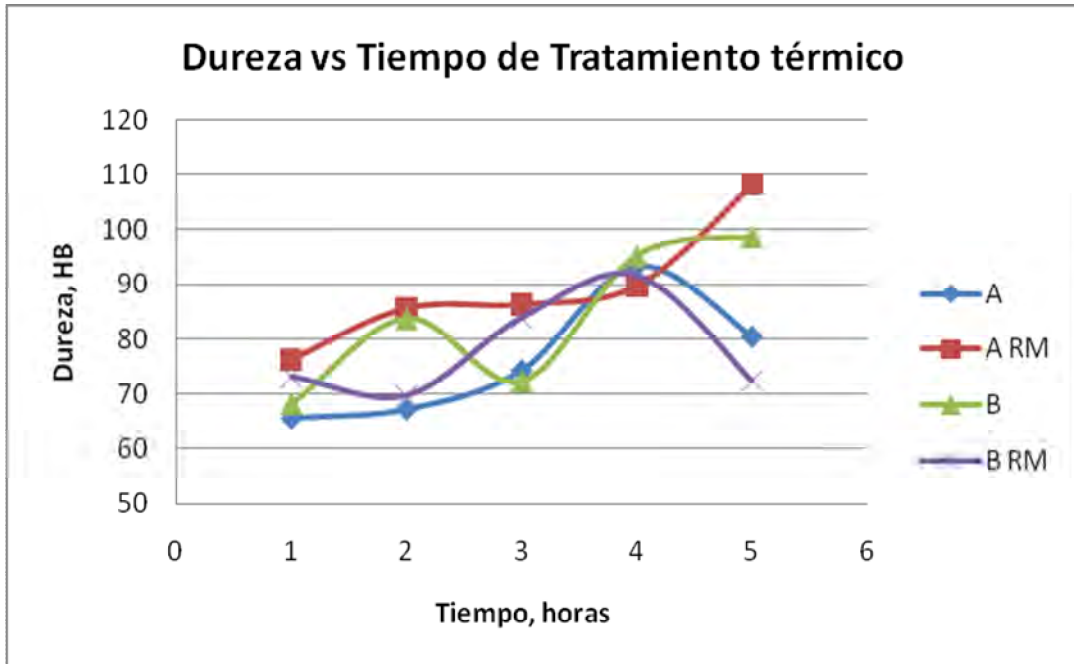


Figura 5.18 Dureza en función del tiempo de tratamiento térmico

De la figura 5.18 se observa que la aleación experimental A con tratamiento de refinación y modificación presentó la mayor tendencia (exponencial) al incremento de dureza, así como los mayores valores de dureza, esto en comparación a las aleaciones que no tuvieron tratamiento de refinación y modificación. Se puede observar que a un tiempo de 4 horas de tratamiento convergen las aleaciones en el valor de dureza alcanzado (80-90 HB), después de éste tiempo la dureza decae para las aleaciones A (A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni) y B RM (A356, 2Cu-2Mg-0.5Ni). También se observa que para la aleación B (A356, 2Cu-2Mg-0.5Ni) y para la aleación A RM (A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni) la dureza se incrementa.

La explicación de este comportamiento es que la morfología de las fases precipitadas y del silicio eutéctico cambia cuando la aleación es tratada térmicamente, durante éste período las agujas de silicio se fragmentan y redondean.

5.4.2 Ensayo de tracción en probetas con tratamiento térmico.

Se realizó el ensayo de tracción a las probetas con tratamiento térmico T6 con 4 horas de envejecimiento artificial. Los resultados obtenidos en base a la norma ASTM B557 se describen en la tabla 5.5.

Tabla 5.5 Ensayo de tracción de aleaciones experimentales con tratamiento térmico T6.

Aleación	Punto de fluencia (MPa)	Resistencia a la tracción (MPa)	% Elongación
A356	125	133	3
A356 RM	116	135	5
A	103.16	128.69	4.35
A RM	129.70	143.63	5.31
B	110.58	126.99	4.78
B RM	96.42	112.90	4.62

Las curvas Esfuerzo-Deformación para las aleaciones experimentales se presentan en el anexo 5.

Los resultados obtenidos del ensayo de tracción en las aleaciones experimentales muestran que los valores de resistencia a la tracción son menores a la aleación A356, esto se debe a que el nivel de porosidad que presentaron las aleaciones experimentales fue alto. La cantidad de hidrógeno disuelto en las muestras propició la disminución en éstas propiedades mecánicas, ya que éste actuó como concentrador de esfuerzos.

La disminución en las propiedades tensiles se puede deber también a la precipitación de fases concentradas en ciertos lugares en las aleaciones, lo que puede ocasionar que el material sea más rígido.

5.5 Resultados y discusión.

Parte B. Elaboración de componente prototipo para aeronáutica (semiala).

Con base en los valores de dureza obtenidos de las aleaciones experimentales y con los datos obtenidos en el ensayo de tracción, se eligió la **aleación A RM**

(A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni) para la fabricación del componente prototipo (semiala) por tener los valores de propiedades mecánicas más altos.

Se siguió la metodología de trabajo descrita en el punto 4.3 del capítulo anterior para la fabricación del componente prototipo para aeronáutica (semiala), tomando la aleación **A RM** como se describió anteriormente y posteriormente aplicando tratamiento térmico T6 para evaluar la dureza en el componente . Las figuras 5.19 a 5.23 ilustran cómo se llevó a cabo la elaboración del componente prototipo para aeronáutica (semiala).

Modelo en madera



Figura 5.19 Modelo en madera

Se diseñó un modelo prototipo de madera a partir de una semiala de avión real, las proporciones del modelo son una réplica exacta, por lo que las propiedades mecánicas obtenidas son aplicables a aeronaves reales.

Elaboración de corazones.

Se fabricaron a partir de un bloque de arena sílica-silicato de sodio y en base al modelo de madera se dio la forma para así cortar los corazones, para que quedaran del espesor y grosor requeridos. Los corazones fueron enumerados para así poder identificar su posición dentro del molde y fueron fijados con clavos de acero para evitar el movimiento de los corazones a causa del movimiento del metal líquido dentro del molde.



Figura 5.20 Corazones de arena sílica-silicato de sodio fijados con clavos en el molde de arena.

Molde de arena en verde.

En la imagen siguiente se observa el molde de arena ya cerrado y listo para vaciar el metal líquido dentro de este, En este se puede observar la forma de la “tina” del molde. Las prensas que se aprecian son para evitar fugas de metal líquido o para evitar que la pieza solidificada pierda su forma debido a la expansión de la arena.



Figura 5.21 Molde de arena cerrado

Componente prototipo (semiala).

Solidificada la pieza se desmoldó y limpió, fue necesario recortar las rebabas generadas, así como cortar el sistema de alimentación de la pieza. En la figura 5.17 y 5.18 se observa el componente prototipo para aeronáutica (semiala) fabricado a partir de la aleación experimental que presentó las mayores propiedades mecánicas de las dos aleaciones.



Figura 5.22 Vista superior del componente prototipo para aeronáutica (semiala).



Figura 5.23 Vista lateral del componente prototipo para aeronáutica (semiala).

En las imágenes anteriores se observa que el componente prototipo para aeronáutica (semiala) fabricado, tiene las dimensiones deseadas y el espacio entre cada hueco (costillas) tiene un espesor uniforme, lo cual nos indica que el moldeo y fundición de la pieza fueron realizados de manera eficiente.

Se coló una barra con la aleación fabricada para el componente prototipo para aeronáutica, se realizó tartamiento térmico y se maquinó. Se aplicó el ensayo de tensión para medir las propiedades equivalentes al componente prototipo, la dureza se midió sobre el componente en una sección plana. Las propiedades

mecánicas que se obtuvieron a partir de realizar el tratamiento térmico T6, con un tiempo de precipitación de 4 horas al componente prototipo se muestran en la tabla 5.6.

Tabla 5.6 Propiedades mecánicas del componente prototipo para aeronáutica (semiala).

Aleación del componente	Punto de fluencia (Mpa)	Resistencia a la tracción (Mpa)	Dureza Brinell (HB)
A RM	132.22	147.15	93.64

En la tabla anterior se observa un incremento en las propiedades mecánicas de la aleación, esto se puede deber a que hubo un mejor tratamiento en el metal líquido, como es el tiempo de desgasificación, ya que esto influye de gran manera a la calidad del metal, al existir menos defectos en la pieza las propiedades mecánicas como son el punto de fluencia y resistencia a la tensión en el ensayo de tracción, se ven menos afectadas y se obtiene un incremento en ellas, lo que nos garantiza que el material puede cumplir las funciones para las que fue diseñadas, esto de acuerdo a los criterios de calidad que se tengan en el diseño de la pieza.

CAPÍTULO VI

6.1 Conclusiones.

- En ésta tesis se realizó una amplia revisión bibliográfica de componentes para aeronáutica de aleaciones coladas base aluminio, destacando las aleaciones A356 y A357 con tratamientos térmicos T6 y T7.

Los componentes para aeronáutica contenidos en ésta tesis generalmente son colados en molde de arena, molde permanente y por moldeo a presión; el método de colada dependerá del tipo de componente, dimensiones y esfuerzos a los que son sometidos durante su uso.

- La presencia de elementos aleantes en niveles superiores a los nominales en las aleaciones complejas , promueve la precipitación de distintas fases también complejas.
- Las microestructuras de las aleaciones experimentales sin modificar, presentan placas gruesas de silicio y las aleaciones modificadas presentan al silicio de forma globular. Las macroestructuras de las aleaciones experimentales, en general presentan tamaño de grano grande, lo que indica la necesidad de incorporar refinador de grano para proveer de centros de nucleación heterogénea, lo cual favorece el crecimiento de granos equiaxiales y a su vez estructuras más homogéneas y una mejor distribución de microrechupes.
- La combinación entre los elementos aleantes y los tratamientos de refinación de grano y modificación, elevan la dureza de las aleaciones en mas de un 70% comparando con la aleación de referencia A356 y A356 refinada y modificada.

- Al aplicar tratamiento térmico T6 a las aleaciones experimentales, se observó un cambio significativo en la dureza; en relación al tiempo de tratamiento térmico, presentando un máximo a partir de las 4 horas, después de éste tiempo la dureza aumenta para las aleaciones A RM (A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni refinada y modificada) y B (A356, 2Cu-2Mg-0.5Ni) y disminuye para las aleaciones A (A356, 2Cu-1Mg-0.5 Ni) y B RM (A356, 2Cu-2Mg-0.5Ni refinada y modificada)
- La presencia de alta porosidad (0.84 – 1.3%) contribuyó a la disminución de resistencia a la tensión, a pesar de estar presentes elementos alantes y aplicar refinador de grano y modificador.
- Se obtuvieron mayores propiedades que la aleación A356 y A356 refinada y modificada para el componente prototipo para aeronáutica (semiala), lo que garantiza su funcionalidad.
La aleación experimental seleccionada A RM (A356, 2Cu-1Mg-0.5Ni refinada y modificada), para la elaboración del componente prototipo cumple con las altas propiedades mecánicas que se necesitan para poder sustituir componentes actualmente fabricados.

6.2 Comentarios Generales.

En la industria Aeronáutica cada vez son más solicitadas las aleaciones de aluminio, esto debido a la elevada resistencia específica (resistencia-densidad).

El uso de componentes de aeronáutica fabricados por fundición es una alternativa debido a el ahorro de energía, asociado a la fabricación de componentes sin ensambles (uniones y soldaduras), menor mantenimiento de componentes, ahorro de material, reducción de maquinado, etc.

El ahorro en tiempo de producción en la fabricación de componentes de aeronáutica obtenidos por fundición es mayor debido a que se usa sólo un

proceso de manufactura y el maquinado puede ser mínimo ya que algunos procesos de fundición propician un buen acabado superficial.

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Sistemas de aleaciones base aluminio

Tabla 1.2. Especificaciones de aleaciones de aluminio para fundición

Tabla 1.3. Propiedades mecánicas típicas para algunas aleaciones de aluminio para fundición

Tabla 3.1. Aleaciones de aluminio metalmecánicas (AWA) utilizadas en un aeronave

Tabla 3.2. Designación de los tratamientos térmicos de aluminio

Tabla 4.1. Composición química de la aleación A356

Tabla 4.2. Composición química de las aleaciones experimentales

Tabla 5.1. Composición química nominal y experimental de las aleaciones fabricadas

Tabla 5.2. Tabla de experimentación

Tabla 5.3. Dureza Brinell (HB) de las aleaciones experimentales de colada

Tabla 5.4. Dureza Brinell de las aleaciones experimentales con tratamiento térmico T6

Tabla 5.5. Ensayo de tracción de las aleaciones experimentales con tratamiento térmico T6

Tabla 5.6. Propiedades mecánicas del componente prototipo para aeronáutica (semiala)

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Comparación de la Resistencia específica (Resistencia/densidad) del aluminio con otras aleaciones para ingeniería

Figura 1.2. Costo específico del aluminio

Figura 2.1. Colada a presión

Figura 2.2. Colada en molde permanente

Figura 2.3. Colada en molde de arena

Figura 3.1. Cortadores de velocidad de alto esfuerzo

Figura 3.2. Vigas de retropropulsión

Figura 3.3. Borde del conducto de la aleta

Figura 3.4. Acceso eléctrico de la puerta

Figura 3.5. Estabilizador vertical

Figura 3.6. Soporte del toldo

Figura 3.7. Soportes o pilones

Figura 3.8. Marco de parabrisas

Figura 3.9. Ducto de toma de aire

Figura 3.10. Carcasa principal del embrague

Figura 3.11. Cubierta de la turbina de gas

Figura 3.12. Depósito de combustible

Figura 3.13. Bifurcaciones

Figura 3.14. Componente estructural para armamento

Figura 3.15. Componente de la escotilla

Figura 3.16. Aplicación para cuerpo del misil

Figura 3.17. Marco estructural

Figura 3.18. Colector de abastecimiento de combustible

Figura 3.19. Propiedades requeridas en diferentes zonas estructurales para un aeronave comercial de pasajeros

Figura 3.20. Etapas del tratamiento térmico T6

Figura 3.21. Efecto del tiempo de calentamiento en las propiedades

Figura 5.1. Aleación A356

Figura 5.2. Aleación A356 RM

Figura 5.3. Aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

Figura 5.4. Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

Figura 5.5. Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni tomada a 100X

Figura 5.6. Aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

Figura 5.7. Aleación B RM, A356-2Cu-2Cu-0.5Ni

Figura 5.8. Aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni tomada a 100X

Figura 5.9. Aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Figura 5.10. Aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Figura 5.11. Aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Figura 5.12 Aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni con tratamiento térmico T6

Figura 5.13. Macroestructura de la aleación de referencia (A356 y A356 RM)

Figura 5.14. Macroestructura de la aleación A, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

Figura 5.15. Macroestructura de la aleación A RM, A356-2Cu-1Mg-0.5Ni

Figura 5.16. Macroestructura de la aleación B, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

Figura 5.17. Macroestructura de la aleación B RM, A356-2Cu-2Mg-0.5Ni

Figura 5.18. Dureza en función del tiempo de tratamiento térmico

Figura 5.19. Modelo en arena

Figura 5.20. Corazones de arena sílica-silicato de sodio fijados con clavos en el molde de arena

Figura 5.21. Molde de arena cerrado

Figura 5.22. Vista superior del componente prototipo para aeronáutica (semiala)

Figura 5.23. Vista lateral del componente prototipo para aeronáutica (semiala)

BIBLIOGRAFÍA.

- A.J Kennedy, Ph.D. , A.M.I.E.E., F.I.M., A.R. Sollars “Aluminum and Aircraft Engineering: The Third of a Series of Articles Describing the Materials Used in Aircraft Construction”, Journal: Aircraft Engineer and Aerospace Technology, Vol. 32, pp.100 – 105, 1960.
- ASM METALS HANDBOOK “Properties and Selection: Nonferrous alloys and Special – Purpose materials” Ninth Edition, Vol. 2 Metals, Park Ohio, pp. 619 – 631, 1990.
- ASM METALS HANDBOOK “Mechanical Testing and Evaluation” Ninth Edition, Vol. 8 Metals, Park Ohio, pp. 237 – 262, 416 – 428, 2000.
- ASM METALS HANDBOOK “Casting” Ninth Edition, Vol. 15 Metals, Park Ohio, pp. 1622 – 1695, 1998.
- Asociación de Ingeniería Civil “La Aeronáutica en México y su participación en la Economía” Moldeo y Fundición, Revista de la Sociedad Mexicana de Fundidores. No. 189 – Junio 2009.
- Baser, T. Pehlke R. Sachdev, A. The Effect of Microstructure on the T6 Mechanical Properties of Semi-Solid formed A357 Aluminium, Proceedings from Material Solutions Conference, pp. 27-34, 2001.
- E. A. Starke, Jr. and J. T. Staley “Application of modern aluminum alloys to aircraft” University of Virginia, Charlottesville, U.S.A. Alcoa Technical Center, Alcoa Center, 2007.
- H.A Holl “Aircraft engineering and aerospace technology” New high strength aluminium alloy, Vol. 47, pp. 25-32, 1975.
- J. Gilbert Kaufman, Elwin L. Rooy “Aluminum Alloys Castings: Properties, Processes and Applications” The American Foundrymen’s Society, 2004.
- John E. Gruzleski, Bernard M. “The Treatment of Liquid Aluminum – Silicon Alloy” The American Foundrymen’s Society. Inc., pp. 13 – 23, 1990.
- José A. García-Hinojosa, M. A. Ramírez A, E. Trejo E., A. Hernández G., Yvan Houbaert, “Efecto de Cu, Ni y Mg en la aleación Al-7Si en condiciones

de colada y modificada con aleación maestra Al-10Sr”, Departamento de Ingeniería Metalúrgica, Facultad de Química, UNAM, 2008

- Journal of Metallurgical and Materials Transactions A. “Cast Alloys with Regard to Aircraft Structure Design Requirements”1998.
- Kitahara Yasuhisa, Nakata Mamoru, Shibata Akinori “Trends in Aluminum Alloy Casting for Aircraft Parts” Journal: Kobe Steel Engineering Reports, pp. 54 – 58, 2004.
- Mikell P. Groover “Fundamentos de manufactura moderna: Materiales, Procesos y Sistemas” Aluminium Casting Technology 2ed, The American Foundrymen’s Society, pp 287 – 294, 1997.
- N.F. Budgen, M.Sc. “Aluminum and Aluminum Alloys” Journal: Aircraft Engineering and Aerospace Technology Vol. 6, pp. 207 – 214, 1934.
- S.D. McDonald, A.K. Dahle, J.A. Taylor et al, Microstructural evolution of an Al-Si-Mg foundry alloy during solidification, www.Al-Si-Mg cast alloys.
- S. Shivkumar, S. Ricci, Jr., C. Keller and D. Apelian “Effect of Solution Treatment, Parameters on Tensile Properties of Cast Aluminum Alloys”, Springer – Verlag New York Inc.1990.
- Tesis Constantino Guzmán Carolina, “Cuantificación de microconstituyentes de aleaciones coladas A356-Cu-Mg-Ni aplicando metalografía en color asistida por análisis de imágenes digitalizadas, (en proceso), 2010.
- The American Foundrymen’s Society Inc. “Design and Procurement of High – Strength Structural Aluminum Castings” Aluminum division premium casting committee 2-D, pp. 6 – 17, 2002.
- Tristan Burg and Alan Crosky “Aeronautical Materials” School of Material Science and Engineering University of New South Wales, pp. 4 – 19, 2001.
- X Tana,¹ J Wang a, Y Xua, R Currana, S Raghunathana D Goreb and J Dohertyc “Cost – Efficient Materials in Aerospace: Composite vs Aluminium” Centre of Excellence for Integrated Aircraft Technology, School of Mechanical and Aerospace Engineering, Queen’s University Belfast, 2008.

Anexo 1. Balance de carga para las aleaciones experimentales.

Cálculo para el balance de carga de cada aleación.

Se tomó como aleación base a la A356, la composición química de dicha aleación se presenta en seguida:

Aleación	% Si	%Cu	%Mg	%Ni	%Ti	%Sr
A 356	7.10	0.1686	0.2833	0.0086	0.0197	0.0002

Para la fabricación de la aleación A fue necesario ajustar los niveles de Si, Cu, Mg y Ni con elementos puros y en el caso de A RM, se ajustó con aleaciones maestras, en la siguiente tabla se observan los rendimientos de cada elemento y aleación maestra.

Elemento	Cu	Mg	Ni	Al-5Ti	Al-10 Sr
%Eficiencia	98	90	98	95	85

El cálculo para el balance de carga para la aleación experimental **A /A RM** se muestra a continuación:

Composición química requerida:

Aleación	%Si	%Cu	%Mg	%Ni	%Ti	%Sr
A	7	2	1	0.50	--	--
A RM	7	2	1	0.50	0.25	0.03
B	7	2	2	0.50	--	--
B RM	7	2	2	0.50	0.25	0.03

Carga=1250g.

$$\text{Si} = 1250g \left(\frac{(7/100)}{(98/100)} \right) = 89.28g$$

$$\text{Cu} = 1250g \left(\frac{(2/100)}{(98/100)} \right) = 25.51g$$

$$\text{Mg} = 1250g \left(\frac{(1/100)}{(90/100)} \right) = 13.20g$$

$$\text{Ni} = 1250g \left(\frac{(0.5/100)}{(98/100)} \right) = 6.38g$$

En base a la aleación A356 se realizó el siguiente balance para ajustar. Se tomó en cuenta un rendimiento del 96.38% de la aleación A356.

$$\text{Si} = 1204.5g \left(\frac{7.10}{100} \right) = 85.52g$$

$$\text{Cu} = 1204.5g \left(\frac{0.1686}{100} \right) = 2.03g$$

$$\text{Mg} = 1204.5g \left(\frac{0.2833}{100} \right) = 3.41g$$

$$\text{Ni} = 1204.5g \left(\frac{0.0086}{100} \right) = 0.103g$$

Balance de elementos.

Para Si:

$$89.28g - 85.52g = 3.76g \text{ de silicio}$$

Para Cu:

$$25.51g - 2.03g = 23.48g \text{ de cobre}$$

Para Mg:

$$13.89g - 3.41g = 10.48g \text{ de magnesio}$$

Para Ni:

$$6.38g - 0.103g = 6.27g \text{ de niquel}$$

Para la aleación B / B RM el porcentaje de Magnesio cambia de 1% a 2%, los cálculos se muestran a continuación.

Carga= 1250g.

$$\text{Mg} = 1250g \left(\frac{2/100}{90/100} \right) = 27.77g$$

En base a la aleación A356 se realizó el siguiente balance para ajustar. Se tomó en cuenta un rendimiento del 96.38% de la aleación A356.

$$\text{Mg} = 1204.5g \left(\frac{0.2833}{100} \right) = 3.41g$$

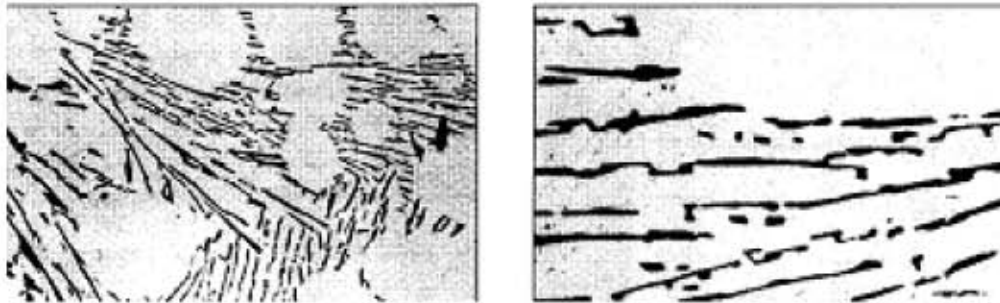
Balance de magnesio:

$27.77g - 3.41g = 24.36g$ de magnesio

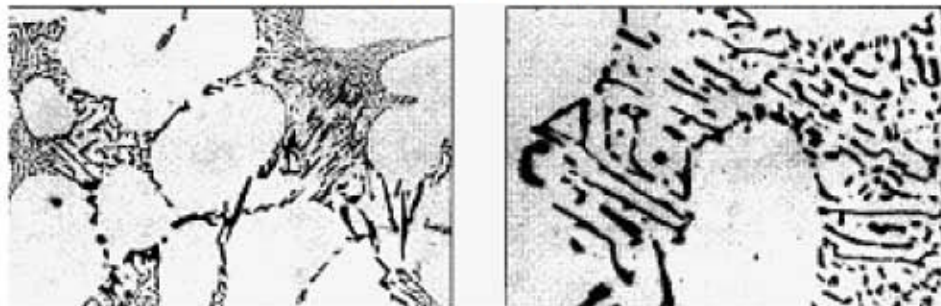
Anexo 2. Patrón de rango de modificación AFS



Clase 1: Estructura sin modificar. El silicio está presente como láminas largas, gruesas y de forma acicular.



Clase 2: Estructura mal modificada. El silicio está presente en su mayoría en forma de láminas finas y también de forma acicular.



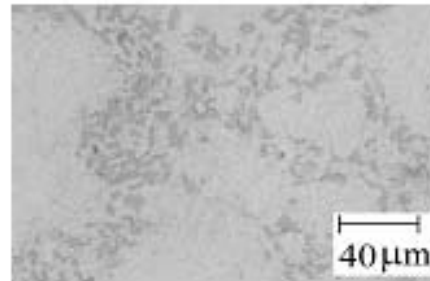
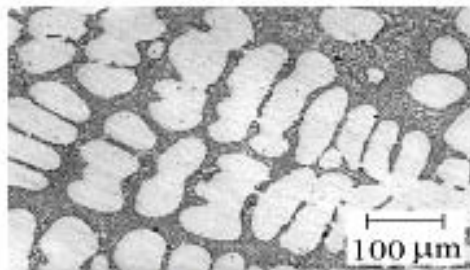
Clase 3: Estructura ligeramente modificada. La estructura laminar empieza a romperse en pequeñas partes, aunque todavía existen algunas estructuras aciculares.



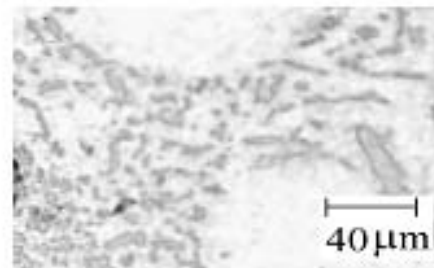
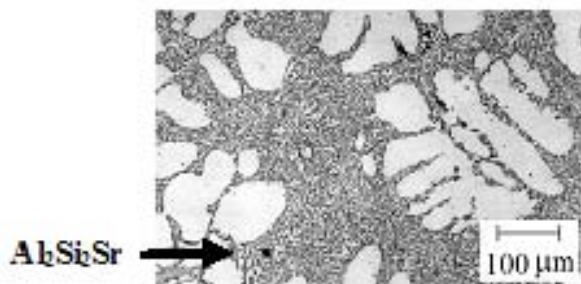
Clase 4: Estructura suficientemente modificada. La estructura laminar se ha fracturado completamente, pero pequeñas cantidades de fase acicular permanecen.



Clase 5: Estructura bien modificada. El silicio está presente en forma de partículas fibrosas redondeadas.



Clase 6: Estructura super modificada. El silicio está presente en forma de partículas globulizadas muy finas.



Clase 7: Estructura sobremodificada. El silicio está presente como una mezcla de partículas gruesas y finas y partículas de Al_2Si_2Sr .

Anexo 3. Tamaño de grano ASTM.

Tabla comparativa de tamaño de grano.

TABLA COMPARATIVA DE TAMAÑOS DE GRANO
(MACRO Y MICROGRANO)

METODO DE COMPARACION
AUMENTOS 1X

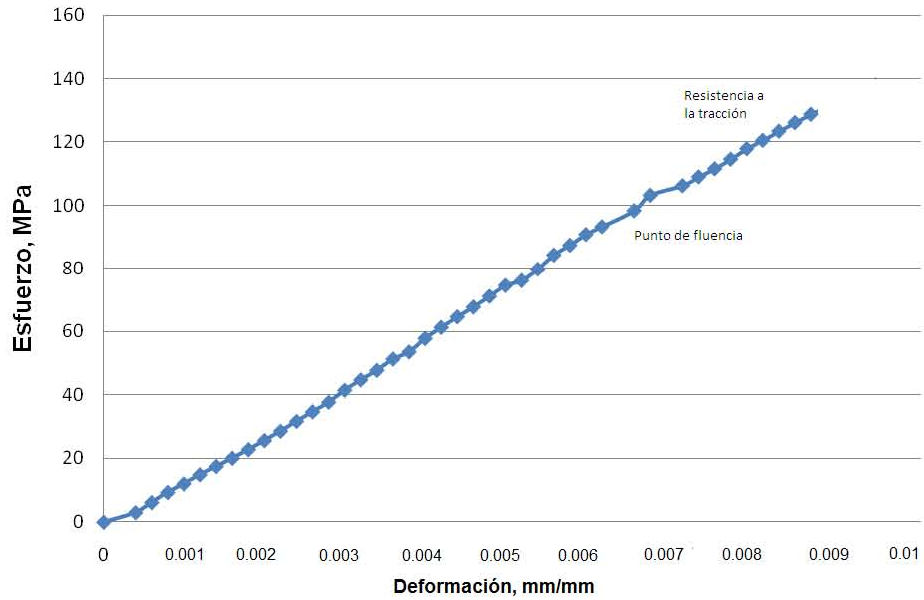
MACROGRANO N° ASTM	MICROGRANO N° ASTM	DIAMETRO DEL in	PROMEDIO GRANO mm	GRANOS POR in ²
M0	----	1.40	36	0.5
M0.5	----	1.20	30	0.7
M1.0	----	1.00	25	1.0
M1.5	----	0.80	21	1.4
M2	----	0.70	18	2.0
M2.5	----	0.60	15	2.8
M3	----	0.50	13	4.0
M3.5	----	0.40	11	5.7
M4	----	0.35	9	8.0
M4.5	----	0.30	7.5	11.3
M5	----	0.25	6.5	16.0
M5.5	----	0.20	5.5	22.6
M6	----	0.18	4.5	32.0
M6.5	----	0.15	3.5	45.2
M7	----	0.12	3.0	64.0
M7.5	----	0.10	2.6	90.5
M8	----	0.090	2.2	128
M8.5	----	0.075	1.9	181
M9	----	0.060	1.6	256
M9.5	----	0.055	1.3	362
M10	----	0.045	1.1	512
M10.5	----	0.035	0.95	724
M11	----	0.030	0.80	1044
M11.5	----	0.025	0.65	1448
M12	----	0.022	0.55	2048
	0	0.020	0.50	2500
M12.5	----	0.019	0.45	2896
M13	----	0.016	0.40	4096
	0	0.014	0.36	5000
M13.5	----	0.013	0.33	5792
	0.5	0.012	0.30	7071
M14	----	0.011	0.28	8192
	1.0	0.010	0.25	10000
M14.5	----	0.009	0.23	11584
	1.5	0.008	0.21	14142
M15	----	0.0075	0.20	16384
	2	0.007	0.18	20000
M15.5	----	0.0065	0.16	23168

Anexo 4. Patrón de nivel de porosidad, el número del centro indica el porcentaje de porosidad en el centro de la muestra.

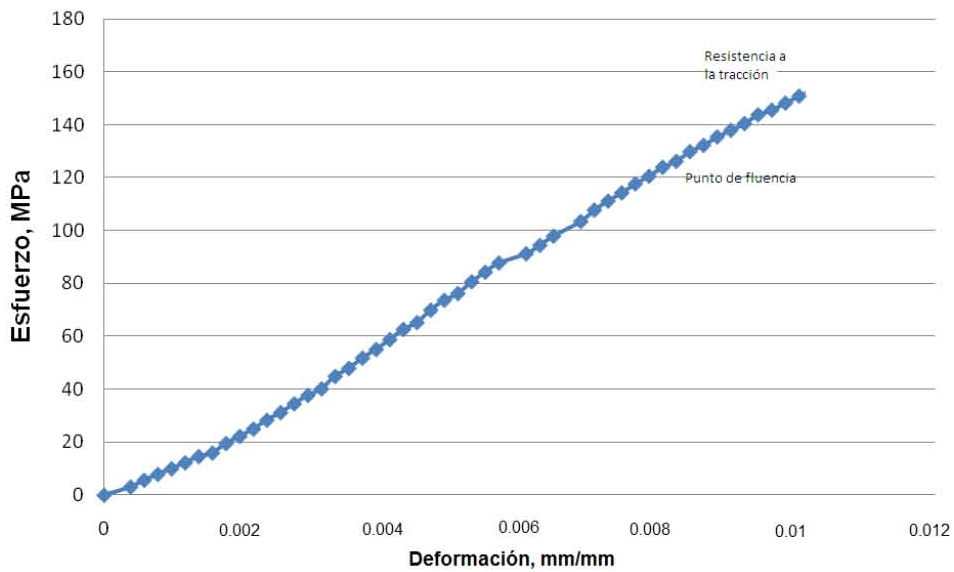


ANEXO 5. Curvas esfuerzo-deformación de las aleaciones experimentales

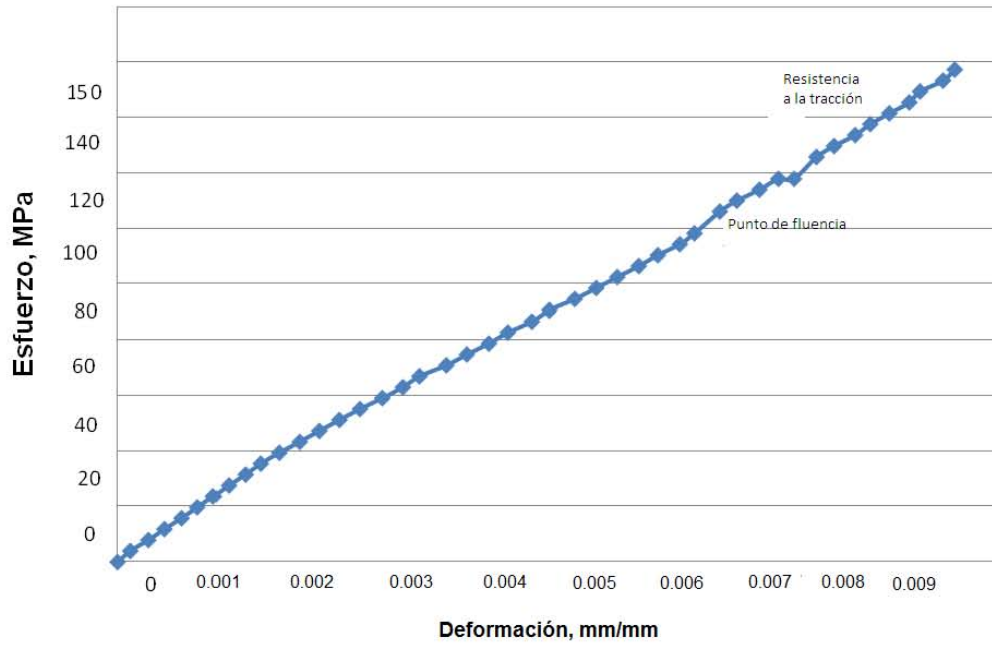
Curva esfuerzo-deformación. Aleación A



Curva esfuerzo-deformación. Aleación ARM



Curva esfuerzo-deformación. Aleación B



Curva esfuerzo-deformación. Aleación BRM

