

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl⁷

C22C 21/12

C22C 21/16

C22F 1/057



[12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 03819585.2

[43] 公开日 2005 年 9 月 28 日

[11] 公开号 CN 1675389A

[22] 申请日 2003.8.19 [21] 申请号 03819585.2

[30] 优先权

[32] 2002.8.20 [33] EP [31] 02078445.0

[86] 国际申请 PCT/EP2003/009535 2003.8.19

[87] 国际公布 WO2004/018721 英 2004.3.4

[85] 进入国家阶段日期 2005.2.18

[71] 申请人 克里斯铝轧制品有限公司

地址 德国科布伦茨

[72] 发明人 R·贝内迪克托斯 C·J·凯德尔

A·L·海因茨

A·J·P·哈斯勒

H·J·W·哈加特尔

[74] 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利商
标事务所

代理人 蔡胜有

权利要求书 4 页 说明书 12 页

[54] 发明名称 具有高韧性的 Al-Cu 合金

[57] 摘要

公开了具有高韧性和改良强度的 AA2000 系列合金的 Al-Cu 合金, 该合金包含下列成分(按重量百分比): Cu4.5-5.5, Mg0.5-1.6, Mn \leq 0.80, Zr \leq 0.18, Cr \leq 0.18, Si \leq 0.15, Fe \leq 0.15, 余量基本上是铝和附带元素和杂质, 且其中镁量(按重量百分比)的范围是(a)1.0 至 1.6%, 或者是(b)0.50 至 1.2%, 此时将弥散物形成元素例如 Cr, Zr 或 Mn 的量(按重量百分比)控制在 0.10 至 0.70% 的范围内。

I S S N 1 0 0 8 - 4 2 7 4

1. 具有高韧性和改良强度的 Al-Cu 合金轧制产品, 该合金包含下列成分 (按重量百分比):

Cu	4.5-5.5
Mg	0.5-1.6
Mn	≤ 0.80, 优选 ≤ 0.60
Zr	≤ 0.18
Cr	≤ 0.18
Si	≤ 0.15, 且优选 < 0.10
Fe	≤ 0.15, 且优选 < 0.10

余量基本上是铝和附带元素和杂质, 且其中限制条件选自如下所述:

- a) 镁含量 (按重量百分比) 的范围是 1.0 至 1.6%, 或
- b) 镁含量 (按重量百分比) 的范围是 0.50 至 1.2%, 且控制弥散物形成元素例如 Cr, Zr 和 Mn 的总量 (按重量百分比) 且该总量在 0.10 至 0.70% 的范围内。

2. 根据权利要求 1 的合金产品, 其中, a) 镁含量 (按重量百分比) 的范围是 1.0 至 1.6, 并控制弥散物形成元素例如 Cr, Zr 和 Mn 的总量 (按重量百分比) 且该总量在 0.10 至 0.70% 的范围内。

3. 根据权利要求 1 的合金产品, 其中, a) 镁含量 (按重量百分比) 的范围是 1.0 至 1.5%, 且优选 1.0 至 1.2%。

4. 根据权利要求 1 至 3 任何一个的合金产品, 其中 Mn 含量 (按重量百分比) 的范围是 0.30 至 0.60%, 且更优选 0.45 至 0.55%。

5. 根据权利要求 1 的合金产品, 其中, b) 镁含量 (按重量百分比) 的范围是 0.9 至 1.2%, 且更优选 1.0 至 1.2%, 且控制弥散物形成元素例如 Cr, Zr 和 Mn 的总量 (按重量百分比) 且该总量在 0.10 至 0.70% 的范围内。

6. 根据权利要求 1 至 5 任何一个的合金产品, 其中由

[Cr]+[Zr]+[Mn]组成的弥散物形成元素的总量（按重量百分比）的范围是 0.20 至 0.70%。

7. 根据权利要求 6 的合金产品,其中 [Cr]+[Zr]+[Mn]的总量(按重量百分比)的范围是 0.35 至 0.55%, 且优选 0.35 至 0.45%。

8. 根据前述权利要求任何一个的合金产品,其中 Zr 含量(按重量百分比)的范围是 0.08 至 0.15%。

9. 根据前述权利要求任何一个的合金产品,其中 Cr 含量(按重量百分比)的范围是 0.08 至 0.15%。

10. 根据权利要求 8 或 9 的合金产品,其中用 Cr 至少部分取代 Zr, 且其中 [Zr]+[Cr]<0.30%。

11. 根据权利要求 1 至 10 任何一个的合金产品,其中 Cu 含量(按重量百分比)的范围是 4.6 至 5.1%。

12. 根据权利要求 1 至 11 任何一个的合金产品,其中该合金产品基本上不含 Ag。

13. 根据前述权利要求任何一个的合金产品,其中所述合金另外包含元素 Zn, Hf, V, Sc, Ti 或 Li 中的一种或多种,其总量小于 1.00 (按重量百分比)。

14. 根据权利要求 1 至 13 任何一个的合金产品,其中该合金产品处于 T3 回火状态,且优选处于 T39 或 T351 回火状态。

15. 根据前述权利要求任何一个的合金产品,其中将所述合金产品再结晶至至少 75%, 且优选至 80%以上。

16. 根据前述权利要求任何一个的合金产品,该产品的显微组织中晶粒具有小于约 4 比 1, 且优选小于 3 比 1 的平均长宽比。

17. 用于制造根据权利要求 1 至 16 任何一个且具有高韧性和改良强度的 Al-Cu 合金的方法,该方法包括下列步骤:

a) 铸造具有下列成分(按重量百分比)的坯锭:

Cu 4.5-5.5

Mg 0.5-1.6

Mn < 0.80, 且优选 < 0.60

- Zr ≤ 0.18
Cr ≤ 0.18
Si ≤ 0.15 , 且优选 <0.10
Fe ≤ 0.15 , 且优选 <0.10

余量基本上是铝和附带的元素和杂质, 其中

- a1) 镁含量(按重量百分比)的范围是 1.0 至 1.6%, 或
a2) 镁含量(按重量百分比)的范围是 0.50 至 1.2%并控制弥散物形成元素例如 Cr, Zr 或 Mn 的量(按重量百分比)且该量在 0.10 至 0.70%的范围内。
b) 铸造后对该坯锭进行均匀化和/或预热,
c) 对该坯锭进行热轧或热变形和可选冷轧, 成为轧制产品,
d) 固溶热处理,
e) 可选对该热处理产品进行淬火,
f) 对该淬火产品进行拉伸, 和
g) 对该轧制且热处理的产品进行自然时效。

18. 根据要求 17 的方法, 其中对坯锭进行热轧之后, 对该热轧坯锭进行退火和/或再次加热并再次对该轧制坯锭进行热轧。

19. 根据要求 17 或 18 的方法, 其中在冷轧之前和/或期间对所述热轧坯锭进行中间退火。

20. 根据要求 17 至 19 任何一个的方法, 其中将所述轧制和热处理产品拉伸最多 10%然后自然时效 5 天以上。

21. 根据要求 17 至 20 任何一个的方法, 其中在步骤 f) 中, 该轧制和热处理产品的自然时效可提供 T3 状态, 特别是 T39 或 T351 的回火状态。

22. 高破坏容限轧制 Al-Cu 合金轧制产品, 该产品具有高韧性和改良的抗疲劳裂纹生长性, 该产品具有根据权利要求 1 至 16 任何一个的合金成分和显微组织和/或依照权利要求 17 至 20 任何一个制成。

23. 根据权利要求 22 的轧制产品, 其中该产品具有 2.0 至 12mm 范围的最终厚度。

24. 根据权利要求 22 的轧制产品, 其中该产品具有 25 至 50mm 范围的最终厚度。

25. 根据权利要求 22 至 24 任何一个的轧制 Al-Cu-Mg-Si 合金薄板产品, 其中所述产品是飞机或飞船的结构部件。

26. 根据权利要求 25 的轧制薄板产品, 其中所述产品是飞机的机身蒙皮。

27. 根据权利要求 25 的轧制薄板产品, 其中所述产品是飞机的下机翼部件。

28. 由轧制 Al-Cu 合金产品制成的飞机机身薄板或飞机下机翼部件薄板, 该轧制 Al-Cu 合金产品是根据权利要求 1 至 16 任何一个的产品和/或依照权利要求 17 至 21 任何一个制成。

具有高韧性的 Al-Cu 合金

发明领域

本发明涉及具有韧性和强度的改良组合同时维持良好的抗疲劳裂纹生长性的铝-铜合金，和制造具有高韧性和改良强度的铜-铜合金的方法，并涉及可用于航空应用的具有高韧性和改良的强度的轧制，锻造或挤压铜-铜合金薄板或厚板 (plate) 产品。更具体地，本发明涉及通过铝业协会 (“AA”) 2xxx 系列标明的高破坏容限 (“HDT”) 铜-铜合金，该合金具有改良的性质例如抗疲劳裂纹生长性，强度和断裂韧性而且可用于结构航空应用。根据本发明的合金优选适用于航空厚板应用。更具体地，本发明涉及适合用作飞机的机身蒙皮或下机翼蒙皮的轧制，锻造或挤压合金产品。

发明背景

据了解本领域中在许多涉及相对高强度的应用例如飞机机身，车辆部件和其它应用中使用了可热处理铝合金。铝合金 AA2024，AA2324 和 AA2524 是众所周知的可热处理铝合金，这些合金具有有效的强度和 T3，T39 和 T351 回火状态的韧性。热处理是用于提高铝合金强度的重要方法。据了解在本领域中通过改变存在的合金成分的类型和量来改变提高的程度。铜和镁是两种重要的合金成分。

商用飞机的设计要求飞机上不同类型的结构具有不同的性能。特别是对于机身蒙皮或下机翼蒙皮，必须具有断裂韧性或疲劳裂纹生长形式的良好裂纹生长抵抗性。同时不应降低该合金的强度。以薄板 (sheet) 或厚板 (plate) 形式使用且具有改良破坏容限的轧制合金产品可提高乘客的安全，减少飞机的重量由此提高燃料的经济性，这可转化为更长的飞行范围，更低的成本和更低维护频率。

据了解在本领域中使 AA2x24 合金的组成具有如下的宽的化学组成范围 (按重量百分比)：

Cu	3.7-4.4
Mg	1.2-1.8
Mn	0.15-0.9
Cr	0.05-0.10
Si	< 0.50
Fe	< 0.50
Zn	< 0.25
Ti	< 0.15

余量是铝和附带的杂质。

US-5, 593, 516 公开了具有平衡化学组成的高破坏容限 Al-Cu 合金，该合金基本上包含下列成分（按重量百分比）：

Cu	2.5-5.5
Mg	0.1-2.3
Cu_{max}	$-0.91Mg+5.59$
Cu_{min}	$-0.91Mg+4.59$
Zr	最高至 0.2 或
Mn	最高至 0.8

余量是铝和不可避免的杂质。同时公开了这种合金的 T6 和 T8 回火，该回火可以向由这种合金制成的轧产品提供高的强度。

US-5, 897, 720 和 US-5, 938, 867 公开了具有“AA2024”-化学组成的高破坏容限 Al-Cu 合金，其中基本上包含下列成分（按重量百分比）：

Cu	3.8-4.9
Mg	1.2-1.8
Mn	0.3-0.9

余量是铝和不可避免的杂质，其中在热轧制之后在该金属间化合物基本不溶解的温度下对该合金进行退火。该退火温度在 398℃ 和 455℃ 之间。US-5, 938, 867 还公开了一种合金，其中在热轧之后使用 385℃ 至 468℃ 的退火温度对坯锭进行中间退火。

EP-0473122 及 US-5, 213, 639 公开了基本上包含下列成分的铝基

合金（按重量百分比）：

Cu 3.8-4.5

Mg 1.2-1.8

Mn 0.3-0.9

Fe < 0.12

Si < 0.10

余量是铝，附带元素和杂质，其中对这种铝基合金进行热轧，加热和再次热轧，由此得到了强度与高断裂韧性和低疲劳裂纹生长速率的良好组合。更具体地，US-5, 213, 639 公开了在热轧铸锭之后使用 479 °C 至 524 °C 范围的温度进行中间退火处理，然后对该中间退火的合金再次进行热轧。相比上述的传统 2024 合金，这种合金在 T-L 断裂韧性上显示出 5% 的提高，并且显示出在某些 ΔK 水平上改良的抗疲劳裂纹生长性。

EP-1045043 公开了一般的 2024 型的铜-铜合金，该合金高度可变形并且基本上包含下列成分（按重量百分比）：

Cu 3.8-4.5

Mg 1.2-1.5

Mn 0.3-0.5

余量是铝，附带的元素和杂质，其中这种铝合金优选用于厚度为 1.6-5.9mm 的薄板应用。给出的大部分实例是针对于降低的铜含量，即 3.9-4.2（按重量百分比）的量，由此使镁的量保持在 1.2 以上。

EP-1026270 公开了另一种 2024 型铜-铜合金，该合金可用于航空下机翼应用。这种合金基本上包含下列成分（按重量百分比）：

Cu 3.8-4.4

Mg 1.0-1.5

Mn 0.5-0.8

Zr 0.08-0.15

余量是铝，附带元素和杂质。这种合金表现出强度，抗疲劳裂纹生长性，韧性和抗腐蚀性的增强组合。该合金可以用作轧制，挤压或

锻造产品，其中向合金组成中加入锆可提高合金的强度 ($R_m/R_p(L) > 1.25$)。

EP-A-1114877 公开了另一种 AA2xxx 型合金的铝合金组成，该合金可用于机身蒙皮和下机翼应用，该合金主要包含下列成分（按重量百分比）：

Cu 4.6-5.3

Mg 0.1-0.5

Mn 0.15-0.45

余量是铝，附带元素和杂质。该方法包括固溶热处理，拉伸和退火。已提出将这种合金用于厚板应用例如飞机的机翼结构。镁的水平小于 0.5wt%，其中根据公开这种低的镁水平有利于时效可成形性。然而，据认为这种低的镁水平对该合金的抗腐蚀性，自然时效响应和强度水平具有不利影响。

US-5,879,475 公开了一种可时效硬化的镁-铜-镁合金，该合金适用于航空应用。这种合金主要包含下列成分（按重量百分比）：

Cu 4.85-5.3

Mg 0.5-1.0

Mn 0.4-0.8

Ag 0.2-0.8

Zr 0.05-0.25

Fe ≤ 0.10

Si ≤ 0.10

余量是铝，附带元素和杂质。该合金基本上不包含钒和锂，而且据报道其中不存在钒有利于观察到的典型强度值。同时银的加入据报道可提高 T6 型回火的可获得的强度水平。然而，这种合金的缺点是对例如飞机结构部件的应用它相当昂贵，虽然据报道它适合用于较高温度的应用例如飞机盘形转子 (disc rotor)，蝶形制动器 (calipers)，制动鼓或其它高温车辆应用。

发明概述

本发明的一个目的是提供高破坏容限的 AA2xxx 型合金的轧制产品，该产品具有韧性和强度的改良组合，同时维持良好的疲劳裂纹生长和腐蚀抵抗性。

本发明的另一个优选的目的是提供铝合金薄板产品和厚板产品，该产品具有改良的断裂韧性和抗疲劳裂纹生长性，可用于飞机应用例如机身蒙皮或下机翼蒙皮。

本发明的又一个目的是提供轧制铝合金薄板或厚板产品，以及制造这些产品的方法以便提供可用于飞机的结构部件，该部件具有增强的韧性和抗疲劳裂纹生长性，同时维持高的强度水平。

更具体地，对于 2024 至 2524 合金范围内的轧制 AA2000 系列铝合金，当用于航空应用时通常要求其疲劳裂纹生长速率（“FCGR”）应当不大于规定的最大值。满足高破坏容限 2024 系列合金产品要求的 FCGR 是例如 $\Delta K = 20\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 下低于 $0.001\text{mm}/\text{循环}$ 和 $\Delta K = 40\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 下低于 $0.01\text{mm}/\text{循环}$ 的 FCGR。

本发明优选解决上述目的中的一个或多个。

依照本发明，公开了具有高韧性和改良强度的铜-铜合金轧制产品，该产品包含下列成分（按重量百分比）：

Cu	4.5-5.5
Mg	0.5-1.6
Mn	≤ 0.80 ，优选 ≤ 0.60
Zr	≤ 0.18
Cr	≤ 0.18
Si	≤ 0.15 ，且优选 < 0.10
Fe	≤ 0.15 ，且优选 < 0.10

a) 余量基本上是铝和附带元素和杂质，该合金基本上不含 Ag，且其中

b) 镁量（按重量百分比）的范围是 1.0 至 1.6，或者

镁量（按重量百分比）的范围是 0.50 至 1.2，并且控制弥散物形成元素例如 Cr, Zr 或 Mn 的量（按重量百分比），使其在 0.10 至

0.70 的范围内。

本发明的合金产品优选含有一种或多种弥散物形成元素，其中将这些优选自 Cr, Zr 和 Mn 的弥散物形成元素的量控制在 0.10 至 0.70 的范围内（按重量百分比）。通过控制弥散物形成元素的量和/或通过选择特定的镁量，可以得到非常高的韧性，通过使用高的铜水平从而可维持良好的强度水平，良好的抗疲劳裂纹生长性并维持该合金产品的抗腐蚀性。因此，本发明或者使用 (i) 大于 1.0（按重量百分比）但低于 1.6 的镁量，并包含或不包含弥散物形成元素例如 Cr, Zr 和 Mn，或者使用 (ii) 低于 1.2 的镁量同时加入一种或多种弥散物形成元素，并将其控制在下文详述的特定范围内。

加入的弥散物形成元素 $[Cr]+[Zr]+[Mn]$ 的总量（按重量百分比）的范围优选为 0.20 至 0.70，更优选 0.35 至 0.55，且最优选 0.35 至 0.45。本发明的合金优选包括含 Mn 弥散物，其中在更优选的实施方案中，用含 Zr 弥散物和/或含 Cr 弥散物至少部分取代所述的含 Mn 弥散物。意外发现较低的锰水平可导致较高的韧性和改良的抗疲劳裂纹生长性。更具体地，当使用低的锰量并控制镁量时，本发明的合金产品具有显著提高的韧性。因此，仔细控制合金的化学组成是重要的。

锰含量（按重量百分比）的范围优选是 0.30 至 0.60，最优选 0.45 至 0.55。当不存在其它弥散物形成元素时，特别优选该较高的范围。在能引起合金显微组织再结晶的操作期间，锰有助于或者可帮助控制晶粒的尺寸。优选的锰水平低于 AA2x24 型合金中通常所用的锰水平，然而仍可产生足够的强度和改良的韧性。这里，控制锰及其相对于其它弥散物形成元素例如锆或铬的量是重要的。

铜含量（按重量百分比）的范围优选是 4.6 至 5.1。铜是提高合金强度的重要元素。已发现大于 4.5 的铜含量可以增加合金的强度和韧性，同时可利用镁和弥散物形成元素的水平来平衡可成形性和抗腐蚀性。

优选的镁含量（按重量百分比）范围或者是 (i) 1.0 至 1.5，更优选 1.0 至 1.2，或者是 (ii) 当将弥散物形成元素例如 Cr, Zr 或 Mn 的

量控制在 0.10 至 0.70 的范围内时, Mg 含量优选为 0.9 至 1.2, 最优选 1.0 至 1.2。镁也可以为合金产品提供强度。

优选的锆含量(按重量百分比)范围是 0.08 至 0.15, 最优选约 0.10。优选的铬含量(按重量百分比)范围也是 0.08 至 0.15, 最优选约 0.10。在优选 $[Zr]+[Cr]<0.30$, 且更优选 <0.25 的条件下, 可以用铬至少部分取代锆。通过添加锆, 可以得到更多伸长的晶粒, 这也可导致改良的抗疲劳裂纹生长性。锆和铬的平衡以及含 Mn 弥散物和含 Zr 弥散物的部分取代会产生改良的再结晶行为。

此外, 通过仔细控制弥散物形成元素例如锰, 铬和/或锆, 可以平衡强度与韧性。通过控制这些弥散物形成元素, 可以进一步将铜和镁的范围扩展到更低的水平。虽然 US-5, 593, 516 提出将铜和镁的水平维持在溶解度极限以下, 意外地发现通过控制弥散物形成元素可以选择铜和镁的水平在溶解度极限之上, 由此得到极高的韧性值并维持良好的强度水平。

本发明的一种优选合金组成包含下列成分(按重量百分比):

Cu	4.6-4.9
Mn	0.48-0.52
Mg	1.0-1.2
Fe	<0.10
Si	<0.10

另一种根据本发明的优选合金包含下列成分(按重量百分比):

Cu	约 4.2
Mn	0.45-0.65
Mg	1.14-1.17
Fe	<0.10
Si	<0.10

根据本发明的更优选合金包含下列成分(按重量百分比):

Cu	4.0-4.2
Mn	0.30-0.32

Mg	1.12-1.16
Zr	约 0.10
Cr	约 0.10
Fe	<0.10
Si	<0.10

根据本发明的合金产品中的余量由铝和不可避免的杂质和附带元素组成。典型地，每种杂质元素的最大含量为 0.05%，且杂质的总量最大应小于 0.20%。

根据本发明的合金可以另外包含元素 Zn, Hf, V, Sc, Ti 或 Li 中的一种或多种，其总量小于 1.00（按重量百分比），且优选小于 0.50%。可以加入这些附加元素来进一步改善化学组成的均衡和/或提高弥散物的形成。

当该合金轧制产品具有再结晶显微组织，即 75%或更多，且优选 80%以上的晶粒在 T3 回火如 T39 或 T351 下再结晶时，得到了最好的结果。该显微组织的另一个方面，它具有平均长宽比小于约 4 比 1 的晶粒，且典型小于约 3 比 1，且更优选小于约 2 比 1。可以对这些晶粒进行观测，例如利用 50× 至 100× 的光学显微镜对适当抛光和腐蚀的试样通过纵向的厚度来观察。

用于制造上述根据本发明且具有高韧性和改良强度的铜-铜合金的方法，该方法包括下列步骤：

a) 铸造具有下列成分（按重量百分比）的坯锭：

Cu	4.5-5.5
Mg	0.5-1.6
Mn	<0.80, 且优选 <0.60
Zr	<0.18
Cr	<0.18
Si	<0.15, 且优选 <0.10
Fe	<0.15, 且优选 <0.10

余量主要是铝和附带元素和杂质，其中

- a1) 镁量（按重量百分比）的范围是 1.0 至 1.6，或
- a2) 镁量（按重量百分比）的范围是 0.50 至 1.2，并将弥散物形成元素例如 Cr, Zr 或 Mn 的量（按重量百分比）控制在 0.10 至 0.70 的范围内。
- b) 铸造后对该坯锭进行均匀化和/或预热，
- c) 对该坯锭进行热轧或热变形和可选冷轧，成为轧制产品，
- d) 固溶热处理，
- e) 可选对该热处理产品进行淬火，
- f) 对该淬火产品进行拉伸，和
- g) 对该轧制和热处理的产品进行自然时效。

热轧坯锭之后，可以对该热轧坯锭进行退火和/或再次加热，并再一次对该轧制坯锭进行热轧。据认为这种再次加热或退火可通过产生伸长晶粒来增强抗疲劳裂纹生长性；当发生再结晶时，该晶粒可维持高水平的韧性和良好的强度。此外可以在热轧和冷轧之间以与均匀化期间的相同温度和时间进行热处理，例如 460℃下 1 至 5 小时和 490℃下约 24 小时。优选在冷轧之前和/或期间对该热轧坯锭进行中间退火以便进一步提高晶粒的有序化。优选以 4.0mm 的厚度（gauge）进行这个中间退火并在 350℃下持续 1 小时。此外，建议将该轧制和热处理产品拉伸最大到最多 10%，且优选拉伸到最多 4%，更优选至 1-2% 的范围。然后将该拉伸的产品自然时效 5 天以上，优选约 10 至 15 天。

本发明此外提供了轧制，锻造或挤压铜-铜合金薄板或厚板产品，该产品具有高韧性和改良的强度且具有如上文所述的合金组成或者是依照上文所述的方法制成。该轧制合金薄板产品优选具有用于例如机身蒙皮应用的约 2.0mm 至 12mm 的厚度和用于例如下机翼蒙皮应用的约 25mm 至 50mm 的厚度。对于其它飞机结构部件，可以使用根据本发明的轧制厚板产品来加工航空结构部件。因此，本发明还提供了由轧制，锻造或挤压铜-铜合金厚板或薄板制成的改良飞机结构部件，该合金具有上文所述的合金组成和/或依照上文所述的方法制成。

由下列若干优选实施例的详述，依照本发明的合金产品的前述和

其它特征和优点将变得明显。

实施例

以工业规模将 7 种不同铝合金铸造成具有表 1 所示的下列化学组成的坯锭。

表 1: DC 铸造铝合金的化学组成, 以重量百分比表示, Si 约 0.05%, Fe 约 0.06%, 余量是铝和不可避免的杂质。

合金	Cu	Mn	Mg	Zr	Cr
AA2024	4.4	0.59	1.51	0	0
AA2524	4.3	0.51	1.39	0	0
1	4.7	0.51	1.05	0	0
2	4.6	0.44	1.20	0.09	0
3	4.8	0.51	1.02	0	0
4	4.9	0.50	1.20	0	0
5*	4.2	0.46	1.15	0	0
6*	4.2	0.31	1.15	0	0.10
7	4.0	0.30	1.13	0.10	0

*在不同温度下的热变形

将该合金加工成 T351 回火下 2.0mm 的薄板。对该铸锭在约 490°C 下进行均匀化, 然后在 410°C 下热轧。在约 460°C 下对合金 5 和 6 进行热变形。

此后, 对该厚板进一步进行冷轧, 固溶热处理并拉伸约 1%。在至少 10 天的自然时效以后对所有的合金进行测试。相对于两种参照合金对所有合金进行测试。如表 1 所示使用 AA2024 和 AA2524 合金作为参照合金。依照上述方法对两种参照合金进行处理。

此后, 测量了强度和韧性。如表 2 和表 3 所示, 测量了 L 方向和 LT 方向的拉伸屈服强度以及 L 方向和 LT 方向的极限拉伸强度。此外,

测量了 LT 方向的单位扩展能 (UPE) 和 LT 方向和 TL 方向的缺口韧性 (TS/R_p)。

对于 Kahn 抗裂试验, 依照 ASTM-B871 进行该测试, 而对于拉伸试验依照 EN-10.002。

表 2. 表 1 中合金 1 至 7 和参照合金在 L 和 LT 方向的拉伸性能 (拉伸屈服强度 R_p; 极限拉伸强度 R_m)

合金	L		LT	
	R _p (MPa)	R _m (MPa)	R _p (MPa)	R _m (MPa)
AA2024	344	465	304	465
AA2524	338	447	301	439
1	337	458	296	444
2	336	461	303	449
3	322	444	285	432
4	434	457	309	453
5	296	463	-	-
6	301	459	-	-
7	324	438	301	433

从表 2 的实例可以看出, 对于本发明的合金可以获得与参考合金 AA2024 和 AA2524 大致相同的强度水平。

表 3 显示, 合金 1 至 7 表现出远高于参照合金 AA2024 和 AA2524 的韧性。由合金 6 和 7 可以看出, 较低水平的锰并通过用 Cr 形成的弥散物和/或 Zr 形成的弥散物代替 Mn 形成的弥散物, 可表现出优于具有较高水平锰的合金的性质。同时, 当铜的水平大于 4.5 时, 仍可以将锰的水平维持在 0.50 至 0.55 的范围内。在这种情形下, 韧性与加入弥散物形成元素并使用较低水平的铜和锰的情形相当。

表 3. 表 1 中的合金 1 至 7 与参照合金在 LT 方向和 TL 方向的韧性(单位扩展能, UPE; 缺口断裂韧性, TS/R_p)

合金	L-T		T-L
	(UPE) (kJ/m ²)	TS/R _p	TS/R _p
AA2024	219	1.70	1.74
AA2524	320	1.86	1.99
1	416	2.03	2.09
2	375	2.09	2.21
3	322	1.99	2.18
4	332	1.96	2.08
5	329	2.20	-
6	355	2.19	-
7	448	2.05	2.11

通过平衡铜, 镁和锰的水平, 可以由 AA2000 系列得到一组新合金, 该合金具有比现有技术的合金高很多的韧性。这些合金特别有利于航空机身应用和下机翼蒙皮的应用。

现在已全部描述了本发明, 本领域的普通技术人员明白在不背离下面所述的本方面的范围的情况下可以做出多种变化和改变。