

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
C22C 21/10 (2006.01)
C22F 1/053 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200480009566.5

[45] 授权公告日 2009年10月7日

[11] 授权公告号 CN 100547098C

[22] 申请日 2004.4.9

[21] 申请号 200480009566.5

[30] 优先权

[32] 2003.4.10 [33] EP [31] 03076048.2

[86] 国际申请 PCT/EP2004/003994 2004.4.9

[87] 国际公布 WO2004/090185 英 2004.10.21

[85] 进入国家阶段日期 2005.10.10

[73] 专利权人 克里斯铝轧制品有限公司

地址 德国科布伦茨

[72] 发明人 R·贝内迪克斯特斯 C·J·凯德尔

A·L·海因茨 N·泰利奥

[56] 参考文献

US5221377A 1993.6.22

US5560789A 1996.10.1

WO02032053A1 2002.7.4

EP0587274A 1994.3.16

US6315842B1 2000.11.13

US6027582A 2000.2.22

US5865911A 1999.2.2

审查员 吴琛琛

[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

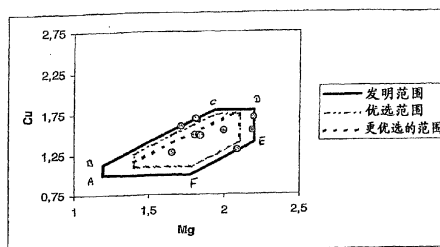
权利要求书5页 说明书21页 附图2页

[54] 发明名称

一种铝-锌-镁-铜合金

[57] 摘要

本发明涉及一种铝合金产品，该合金的基本组成为，以重量%计，约6.5~9.5的锌(Zn)，约1.2~2.2%镁(Mg)，约1.0~1.9%铜(Cu)，优选 $(0.9Mg - 0.6) \leq Cu \leq (0.9Mg + 0.05)$ ，约0~0.5%锆(Zr)，约0~0.7%钪(Sc)，约0~0.4%铬(Cr)，约0~0.3%铪(Hf)，约0~0.4%钛(Ti)，约0~0.8%的锰(Mn)，余量为铝和其他附带元素。本发明还涉及该合金的制造方法。



1、 一种具有高的强度、断裂韧性和良好耐腐蚀性的铝合金产品，所述合金主要包含，以重量百分比计：

Zn 6.5~7.9

Mg 1.92~2.2

Cu 1.2~1.8

Mn 0.05~0.40

Fe <0.3

Si <0.20

以及下列成分中的一种或多种：

Zr <0.5

Sc <0.7

Cr <0.4

Hf <0.3

Ti <0.4

V <0.4,

和其它杂质或附带元素每种<0.05，总量<0.15，且余量为铝，

其中，当Cr与Zr结合时，Zr+Cr的总量不高于0.20%；

当Zr与Sc结合时，Sc+Zr的总量低于0.3%；

当Mn与Zr结合时，Mn+Zr的总量低于0.4%。

2、 根据权利要求1所述的铝合金产品，其中：

Fe <0.14且Si <0.12。

3、 根据权利要求1所述的铝合金产品，其中
 $[(0.9 \times \text{Mg}) - 0.6] \leq \text{Cu} \leq [(0.9 \times \text{Mg}) + 0.05]$ 。

4、 根据权利要求1所述的铝合金产品，其中
 $[(0.9 \times \text{Mg}) - 0.5] \leq \text{Cu} \leq [0.9 \times \text{Mg}]$ 。

5、 根据权利要求1所述的铝合金产品，其中
 $[(0.9 \times \text{Mg}) - 0.5] \leq \text{Cu} \leq [(0.9 \times \text{Mg}) - 0.1]$ 。

- 6、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中镁含量的上限是2.1%。
- 7、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中锌含量的下限是6.7%。
- 8、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中锌含量的下限值为6.9%。
- 9、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中锆含量的范围最高为0.3%。
- 10、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中锆含量的范围最高为0.15%。
- 11、 根据权利要求9所述的铝合金产品,其中锆含量的范围是0.04~0.15%。
- 12、 根据权利要求9所述的铝合金产品,其中锆含量的范围是0.04~0.11%。
- 13、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中铬含量的范围最高为0.3%。
- 14、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中铬含量的范围最高为0.15%。
- 15、 根据权利要求13所述的铝合金产品,其中铬含量的范围是0.04~0.15%。
- 16、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中锰含量的范围是0.05~0.30%。

17、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中该合金的基本组成为,以重量百分比计:

Zn 7.2~7.7

Mg 1.92~1.97

Cu 1.43~1.52

Zr 或 Cr 0.04~0.15

Mn 0.05~0.19

Si <0.07

Fe <0.08

Ti <0.05,

每种杂质<0.05,总量<0.15,且余量为铝。

18、 根据权利要求1所述的铝合金产品,其中该合金的基本组成为,以

重量百分比计:

Zn 7.2~7.7

Mg 1.92~1.97

Cu 1.43~1.52

Zr 或 Cr 0.06~0.10

Mn 0.09~0.19

Si <0.07

Fe <0.08

Ti <0.01,

每种杂质<0.05, 总量<0.15, 且余量为铝。

19、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品处在选自 T6、T74、T76、T751、T7451、T7651、T77 和 T79 中的回火。

20、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品的形式为片材、板材、锻件或挤压件。

21、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品是作为航空结构部件的一部分的片材、板材、锻件或挤压件的形式。

22、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品是机身薄片、上翼板、下翼板、用于机械加工的零件的厚板、或用于桁条的锻造薄片。

23、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品在其最厚的剖面点处的厚度范围为 1.78~7.62 厘米 (0.7~3 英寸)。

24、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品的厚度小于 3.81 厘米 (1.5 英寸)。

25、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品的厚度小于 2.54 厘米 (1.0 英寸)。

26、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品的厚度大于 6.35 厘米 (2.5 英寸)。

27、 根据权利要求1所述的铝合金产品, 其中该产品的厚度范围是 6.35-27.94 厘米 (2.5~11 英寸)。

28、 一种用于商业喷气式飞机的铝合金结构部件, 所述结构部件由权利

要求1所述的铝合金产品制成。

29、由根据权利要求27所述的厚铝合金板产品制成的模具板。

30、生产高强度，高韧性、具有良好抗腐蚀性能 AA7xxx 系列合金产品的方法，该方法包括以下工艺步骤：

a) 铸造具有根据权利要求1所述的组成的铸锭；

b) 对铸造后的铸锭进行均匀化和/或预热；

c) 通过选自轧制、挤压和锻造中的一种或多种方法，将铸锭热加工成预加工产品；

d) 可选地对预加工产品进行再加热，并或者，

e) 热加工和/或冷加工成需要的工件形式；

f) 对所述成型工件进行固溶热处理，处理的温度和时间足以将合金中基本上所有的可溶性组分置于固溶体中；

g) 采用喷液淬火，或在水中或其它淬火介质中进行浸淬的一种对已进行固溶热处理的工件淬火；

h) 可选地对已淬火的工件进行拉伸或压制处理；

i) 对已淬火以及可选地经过拉伸或压制的工件进行人工时效处理，以便获得所需的回火。

31、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成机身薄片。

32、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成厚度小于3.81厘米（1.5英寸）的机身薄片。

33、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成下翼板。

34、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成上翼板。

35、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成挤压产品。

36、根据权利要求30所述的生产方法，其中将所述的合金产品加工成锻造产品。

37、 根据权利要求 30 所述的生产方法, 其中将所述的合金产品加工成厚度范围为 1.78-7.62 厘米 (0.7~3 英寸) 的薄板。

38、 根据权利要求 30 所述的生产方法, 其中将所述的合金产品加工成厚度最高达 27.94 厘米 (11 英寸) 的厚板。

一种铝-锌-镁-铜合金

发明领域

本发明涉及可锻铝-锌-镁-铜铝类型（或铝类协会所命名的 7000-或 7xxx-系列铝合金）。更具体的，本发明涉及一种可时效硬化、高强度、高断裂韧性和高耐腐蚀性的铝合金以及由这种合金制造的产品。由这种合金制造的产品非常适用于航空应用，但并不局限于此。这种合金可以加工成各种不同的产品形式，如片材、薄板、厚板、挤压产品或锻造产品。

在由这种合金制造的各种产品形式中，可获得性能组合优于由目前已知合金制造的产品。正是因为本发明，单一合金（uni-alloy）概念现在也能用于航空领域的应用。这将显著的降低航空航天工业的成本。在结构零件的生产期间或在结构件的寿命周期末期产生的铝废料的再循环能力将因为单一合金概念而变得更加容易。

发明背景

过去使用不同类型的铝合金形成多种用于航空航天工业中结构应用的产品。航空航天工业中的设计者和制造者一直致力于提高燃料效率、产品性能，并且一直致力于降低制造和维护成本，实现改良和降低成本的优选方法就是单一合金概念，即：在相关产品形式中可具有改良的性能平衡的铝合金。

这里所用的合金构件和回火标识与众所周知的铝业协会铝合金产品标准相一致。除非特别指出，所有的百分数均为重量百分比。

现有技术水平是用于机身板的高破坏容限的 AA2×24（即 AA2524）或 AA6×13 或 AA7×75，用于下翼的 AA2324 或 AA7×75，用于上翼的 AA7055 或 AA7449 以及用于翼梁和肋材或由厚板加工的其它部件的 AA7050 或 AA7010 或 AA7040。对于各种不同应用而采用不同合金的主要原因是整个结构部件的最佳性能的性能平衡存在差异。

对于机身蒙皮，认为在拉伸负荷下的破坏容限性能是非常重要的，即是疲劳裂纹扩展速率（“FCGR”）、平面应力断裂韧性和腐蚀的组合。基于这些所需的性能，高破坏容限性能的 AA2×24-T351（参见例如：US-5,213,639 或

EP1026270-A1)或含铜的AA6xxx-T6(参见例如US-4,589,932,US-5,888,320,US-2002/0039664-A1或EP-1143027-A1)将成为民用飞机制造的优选选择。

对于下翼蒙皮需要类似的性能平衡,但是为了获得更高的抗拉强度可允许牺牲一些韧性。因此认为T39或T8X回火下的A2×24是合理的选择(参见,例如:US-5,865,914,US-5,593,516或EP-1114877-A1),虽然有时也使用相同回火的AA7×75。

对于上翼,其压缩载荷比拉伸载荷更重要,抗压强度、疲劳(SN-疲劳或寿命)以及断裂韧性是最重要的性能。目前优选的选择是AA7150、AA7055、AA7449或AA7×75(参见,例如US-5,221,377,US-5,865,911,US5,560,789或US5,312,498)。这些合金具有高的抗压屈服强度同时具有可接受的耐腐蚀性和断裂韧性,尽管飞机设计者仍希望这些性能组合有所提高。

对于厚度超过3英寸的厚部件或由这种厚部件机加工而成的零件,其整个厚度上均匀且可靠的性能平衡是重要的。目前,AA7050或AA7010或AA7040(参见US-6,027,582)或C80A(参见US-2002/0150498-A1)都用于这些类型的应用。飞机制造者非常希望能降低淬火敏感性,该淬火敏感性是淬火速度较低或产品较厚时性能沿厚度的恶化。特别是ST-方向的性能是结构部件的设计者和制造者的主要顾虑。

为使飞机性能更好,即减少制造成本和减少操作成本,可以提高用于结构部件的铝合金的性能平衡,且优选仅采用一种类型的合金以降低合金成本和降低再回收利用铝废料和废品的成本。

因此,认为对于能够获得各个相应产品形式中的改良的恰当性能平衡的铝合金存在需求。

发明概述

本发明针对于AA7xxx-系列铝合金,该合金能够在任何相关产品中获得性能平衡,该性能平衡优于目前用于这些产品的各种商业铝合金(AA2xxx,AA6xxx,AA7xxx)的性能平衡。

本发明合金的优选组成包含或主要基本上由下列成分组成:以重量%计,约6.5~9.5的锌(Zn),约1.2~2.2%镁(Mg),约1.0~1.9%铜(Cu),约0~0.5%锆(Zr),约0~0.7%铪(Hf),约0~0.4%铬(Cr),约0~0.3%铪(Hf),约0~0.4%钛(Ti),约0~0.8%的锰(Mn),余量为铝和其他附带元素。优选(0.9Mg-0.6)

$\leq \text{Cu} \leq (0.9\text{Mg} + 0.05)$ 。

本发明更优选的合金组成的基本组成为：以重量%计，约 6.5~7.9%的 Zn，约 1.4~2.10%的 Mg，约 1.2~1.80%的 Cu，且优选其中 $(0.9\text{Mg} - 0.5) \leq \text{Cu} \leq 0.9\text{Mg}$ ，约 0~0.5%的 Zr，约 0~0.7%的 Sc，约 0~0.4%的 Cr，约 0~0.3%的 Hf，约 0~0.4%的 Ti，约 0~0.8%的 Mn，余量为铝和其他附带元素。

本发明更优选组成的基本组成为：以重量%计，约 6.5~7.9%的 Zn，约 1.4~1.95%的 Mg，约 1.2~1.75%的 Cu，且优选其中 $(0.9\text{Mg} - 0.5) \leq \text{Cu} \leq (0.9\text{Mg} - 0.1)$ ，约 0~0.5%的 Zr，约 0~0.7%的 Sc，约 0~0.4%的 Cr，约 0~0.3%的 Hf，约 0~0.4%的 Ti，约 0~0.8%的 Mn，余量为铝和其他附带元素。

在更优选的实施方案中，锌含量的下限为 6.7%，且更优选 6.9%。

在更优选的实施方案中，镁含量的下限为 1.90%，且更优选 1.92%。当该合金产品用于薄片产品时，如机身薄片，以及当用于由厚板制成的部件时，特别优选镁含量的这个下限。

上述铝合金可能包括杂质或附带添加物或有目的添加物，例如最高至 0.3%的铁，优选最高至 0.14%的铁，最高至 0.2%的硅 (Si)，并优选最高至 0.12%的硅，最高至 1%的银 (Ag)，最高至 1%的锗 (Ge)，最高至 0.4%的钒 (V)。其他添加物通常控制在铝业协会所规定的 0.05~0.15 重量%的范围内，因而各种不可避免的杂质的范围 $< 0.05\%$ ，并且总杂质含量 $< 0.15\%$ 。

铁和硅含量应保持非常低，例如不超过约 0.08%的铁和约 0.07%或更低的硅。在任何情况下，可以想象这两种杂质的含量水平稍微更高，最高约为 0.14%的铁和最高约为 0.12%硅也是可以接受的，尽管在这里优选程度较低。尤其是对于其模具板材或工具板材的实施方案，甚至最高为 0.3%的铁或最高为 0.2%或更低的硅的较高含量水平也是可以接受的。

添加分散体形成元素如 Zr、Sc、Hf、Cr 和 Mn，以便控制晶粒结构和淬火敏感度。分散体形成剂的最优水平的确依赖于工艺，但当在优选范围内选择主要元素 (Zn、Cu 和 Mg) 中的一个单一化学成分，且将该化学成分用于所有相关产品形式，这时 Zr 的含量优选低于 0.11%。

Zr 的最高含量优选为最大 0.15%。Zr 含量的适当范围为 0.04~0.15%。Zr 加入量的上限更优选为 0.13%，甚至更优选的是不高于 0.11%。

Sc 的加入量优选不高于 0.3%，且优选不高于 0.18%。当与 Sc 结合时，Sc+Zr

的总量应低于 0.3%，优选低于 0.2%，更优选最多 0.17%，特别是当 Zr 和 Sc 的比例介于 0.7~1.4 之间时。

另外一种可单独添加也可与其它分散体形成剂一同添加的分散体形成剂是 Cr。Cr 含量优选低于 0.3%，更优选最高 0.20%，甚至更优选 0.15%。当与 Zr 结合时，Zr+Cr 的总量应不高于 0.20%，优选不高于 0.17%。

Sc+Zr+Cr 的总量优选不高于 0.40%，更优选不高于 0.27%。

Mn 也可以单独添加或与其它分散体形成剂结合起来添加。Mn 的优选最高添加量为 0.4%。Mn 添加量的合适范围是 0.05~0.40%，且优选范围是 0.05%~0.30%，更优选 0.12%~0.30%。Mn 添加量的优选下限是 0.12%，更优选 0.15%。当与 Zr 结合时，Mn+Zr 总量应低于 0.4%，优选低于 0.32%，且合适的下限是 0.14%。

在依照本发明的铝合金产品的另一个实施方案中，该合金不含 Mn，实际上这意味着 Mn 含量 <0.02%，优选 <0.01%，且更优选该合金基本上不含 Mn 或大体上不含 Mn。这里的“大体上不含”和“基本上不含”是指组成中不有意加入该种合金元素，但由于杂质和/或与制造设备接触产生的浸析，然而仍有痕量元素进入最终的合金产品中。

根据本发明的可锻合金产品的一个特定实施方案中，该合金的基本组成为，以重量百分比计：

Zn 7.2~7.7，典型约为 7.43

Mg 1.79~1.92，典型约为 1.83

Cu 1.43~1.52，典型约为 1.48

Zr 或 Cr 0.04~0.15，优选 0.06~0.10，典型的为 0.08

Mn 可选地，范围为 0.05~0.19，且优选 0.09~0.19，或在一个可供选择的实施方案中 <0.02，优选 <0.01

Si <0.07，且典型约为 0.04

Fe <0.08，且典型约为 0.05

Ti <0.05，且典型约为 0.01

余量为 Al 和不可避免的杂质，每种杂质 <0.05，杂质总量 <0.15。

根据本发明的可锻合金产品的另一个特定实施方案中，该合金的基本组成为，以重量百分比计：

Zn 7.2~7.7，且典型约为 7.43

Mg	1.90 ~ 1.97, 优选 1.92 ~ 1.97, 且典型约为 1.94
Cu	1.43 ~ 1.52, 且典型约为 1.48
Zr 或 Cr	0.04 ~ 0.15, 优选 0.06 ~ 0.10, 且典型为 0.08
Mn	可选地, 范围为 0.05 ~ 0.19, 且优选 0.09 ~ 0.19, 或在一个可供选择的实施方案中 < 0.02, 优选 < 0.01
Si	< 0.07, 且典型约为 0.05
Fe	< 0.08, 且典型约为 0.06
Ti	< 0.05, 且典型约为 0.01

余量为 Al 和不可避免的杂质, 每种杂质 < 0.05, 杂质总量 < 0.15。

根据本发明所述合金产品可通过常规熔化进行制备并且可将其(直接冷硬, D. C.) 铸造成铸锭形式。还可以使用诸如硼化钛或碳化钛的晶粒细化剂。在修整和可能的均匀化之后, 以一个或多个阶段通过诸如挤压、锻造或热轧进一步处理铸锭。加工可能会被中间退火打断。进一步的加工可能是冷轧或拉伸的冷加工。对产品进行固溶热处理并通过浸入冷水、喷射冷水或快速冷却至低于 95°C 来对产品进行和淬火。可以进一步加工产品, 例如通过轧制或拉伸, 例如最高达 8%, 或可能通过拉伸或压缩最高约 8% 来释放应力, 如 1 - 3%, 和/或时效处理至最终或中间回火。可能在最终时效处理之前或之后、甚至在固溶热处理之前对产品进行成型或机加工成最终或中间结构。

发明详述

商业飞机的设计要求不同类型的结构件具有不同的性能组合。但当一种合金被加工成不同的产品形式(也就是片材、板材、厚板, 锻件或挤压型材等)、并用于多种结构部件, 其中该部件在使用寿命内具有不同负载序列并因此满足所有这些产品形式对材料的不同要求, 这时该合金必须是无比通用的。

对于机身薄片产品而言材料的重要性能是拉伸载荷下的破坏容限性能(即: FCGR, 断裂韧性和耐腐蚀性)。

对于大型商业喷气式飞机的下翼蒙皮而言, 材料的重要性能与机身薄片的要求类似, 但飞机制造商特别希望有更高的抗拉强度。此外疲劳寿命也是一项主要的材料性能。

由于飞机在寒冷的高空飞行, 在商业飞行器的新设计中, 零下 65°F 的断裂韧性是一个考虑因素。其它需要的特性包括时效可成型性, 可以通过该性能使

材料在人工时效期间成型，以及在抗应力腐蚀开裂和抗剥离腐蚀方面的良好腐蚀性能。

对于上翼蒙皮产品而言重要的材料性能是压缩载荷下的性能，即抗压屈服强度、疲劳寿命和耐腐蚀性。

对于由厚板机加工的部件材料的重要性能取决于该机加工的部件。但一般来说，材料性能在厚度方向上的梯度必须很小而且诸如强度、断裂韧性、抗疲劳和耐腐蚀性的材料性能必须在高的水平上。

本发明针对于一种合金组成，当该合金组成被加工成诸如片材、板材和厚板等但又不局限于这些的产品时，将满足或超过要求的材料性能。该产品的性能平衡将优于由现有商业使用合金生产的产品。

非常意外地发现，在 AA7000 范围内的化学成分范围可以满足这种独特要求，这是以前从未发现的。

本发明源于对与不同水平和类型的分散体形成剂（例如 Zr、Cr、Sc、Mn）结合的 Cu、Mg 和 Zn 的含量对加工过程中所形成的相的影响的研究。将这些合金中的一部分加工成薄片和板材并检测抗拉强度、Kahn-撕裂韧性和耐腐蚀性。通过对这些实验结果的分析得出了一个惊人的发现，具有某一范围内的化学组成的铝合金对于薄片、板材、厚板、挤压件和锻件均表现出良好的性能。

本发明另一方面提供了一种制造本发明所述铝合金产品的方法。生产具有良好耐腐蚀性的高强度、高韧性 AA7000 系列合金产品的方法包含以下加工步骤：

- a) 铸造具有本说明中所述组成的铸锭；
- b) 在铸造后均匀化和/或预热铸锭；
- c) 通过选自轧制、挤压和锻造的一种或多方法将铸锭热加工成预加工产品；
- d) 可选再次加热该预加工产品并或者，
- e) 热加工和/或冷加工成要求的工件形式；
- f) 在使合金中基本上所有可溶组分进入固溶体的足够的温度和时间下，对成型的工件进行固溶热处理（SHT）；
- g) 通过喷液淬火或者在水或其它淬火介质中浸没淬火中的一种对固溶热处理后的工件进行淬火；
- h) 可选地，对淬火后的工件进行拉伸或压缩或其它冷加工以便释放应力，

例如对薄片产品进行矫平；

i) 对淬火和选择地拉伸、压缩后的工件进行人工时效以获得需要的回火，例如选自 T6、T74、T76、T751、T7451、T7651、T77 和 T79 中的回火。

可通过熔化然后直接冷硬 (D. C.) 铸造成铸锭或其它合适的铸造技术常规制备本发明的合金。典型通过一步或多步进行均匀化处理，每步具有优选的温度范围 460~490℃。预热温度涉及将轧制铸锭加热至热轧机入口温度，其典型温度范围是 400~460℃。可通过选自轧制、挤压和锻造中的一种或几种方法来进行合金产品的热加工。对于本合金，优选进行热轧。固溶热处理的温度类型与均匀化使用的温度范围相同，尽管可选择稍短的保温时间。

在本发明所述方法的一个实施方案中，人工时效步骤 i) 包含在 105~135℃ 温度范围内优选进行 2~20 小时的第一次时效步骤，和在 135~210℃ 温度范围内优选进行 4~20 小时的第二次时效步骤。在另外一个实施方案中，可在 105~135℃ 温度范围内优选进行 20~30 小时的第三次时效步骤。

无论产生怎样的厚度，均获得了出人意料的优异性能平衡。厚度最大 1.5 英寸的片材其性能非常适合于机身薄片，并优选厚度最大 1 英寸。厚度范围 0.7~3 英寸的薄板材其性能非常适合于机翼板材，例如下机翼板材。薄板材厚度范围还可用于桁条或构造用于飞行器机翼结构的完整翼片和桁条。进行更多峰值时效处理的材料将提供优异的上翼板，反之进行更多略微更多过时效处理将为下翼板提供优异的性能。当被加工为大于 2.5 至约 11 英寸或更厚的较厚规格时，将会得到优良的性能，适宜用于由板材加工成的整体部件，或构造用于飞机机翼结构的整体翼梁，或构造用于机翼结构的肋材。较厚规格产品也可用作工具板或模具板，例如用于通过比如模铸或注塑制造成型塑料制品的模具。当给出上文的厚度范围时，对于本领域技术人员来说显而易见地认识到其是采用薄片、薄板材或厚板生产的合金产品的最厚剖面点的厚度。本发明所述合金产品也可以是用于飞行器结构的阶段式挤压件或挤压成型翼梁形式，或是用于飞行器机翼结构的锻压翼梁形式。出人意料的是，可以用单一化学成分的一种合金制造所有这些具有优异性能的产品。

在由 2.5 英寸或更厚的本发明所述合金产品生产诸如肋材的结构件的实施方案中，相对于 AA7050 铝合金的结构件其延伸率得到了提高。特别是 ST 试验方向的延伸率 (或 A50) 为 5% 或更高，最好的结果是 5.5% 或更高。

另外，在由 2.5 英寸或更厚的本发明所述合金产品生产结构件的实施方案中，室温下在 L-T 测试方向该部件具有断裂韧性 K_{Ic} ，当使用 16 英寸中心开裂面板 (M(T) 或 CC(T)) 按照 ASTM E561 在 S/4 处测试时与采用 AA7050 铝合金制造的部件相比至少提高 20%，在最好的例子中发现提高了 25% 或更高。

在对合金产品进行挤压的实施方案中，优选将合金产品挤压成其最厚截面处的厚度最大为 10mm，优选在 1~7mm 的范围内的板型。然而，挤压形式的合金产品也可以代替厚板材料，后者通常通过高速机加工和铣削技术加工成成型结构部件。本实施方案中挤压合金产品的最厚截面处的厚度优选为 2~6 英寸。

附图简述

图 1 是说明本发明合金的 Cu-Mg 范围的 Mg-Cu 示图，同时给出了较窄的优选范围；

图 2 是本发明合金产品与几个参照物的断裂韧性与抗拉屈服强度关系对比示图；

图 3 是 30mm 规格的本发明合金产品与两个参照物的断裂韧性与抗拉屈服强度关系对比示图；

图 4 是使用不同加工途径的本发明合金产品的平面应变断裂韧性与抗拉屈服强度关系的对比示图。

图 1 图解显示了从属权利要求 2-4 中所述的优选实施方案中本发明合金中 Cu 和 Mg 的范围。图中还给出了两个较窄的更优选范围。该范围也可以通过使用六边形框的顶点 A、B、C、D、E 和 F 来确定。优选范围可使用 A'~F' 确定，更优选范围可使用 A''~F'' 确定。各点坐标列于表 1 中。在图 1 中还以单个点的形式给出了下文实施例中本发明合金的组成。

表 1

本发明合金产品优选范围的 Cu-Mg 范围的顶点坐标 (重量百分比)。

顶点	(Mg, Cu) 宽范围	顶点	(Mg, Cu) 优选范围	顶点	(Mg, Cu) 更优选范围
A	1.20, 1.00	A'	1.40, 1.10	A''	1.40, 1.10
B	1.20, 1.13	B'	1.40, 1.26	B''	1.40, 1.16
C	2.05, 1.90	C'	2.05, 1.80	C''	2.05, 1.75
D	2.20, 1.90	D'	2.10, 1.80	D''	2.10, 1.75
E	2.20, 1.40	E'	2.10, 1.40	E''	2.10, 1.40
F	1.77, 1.00	F'	1.78, 1.10	F''	1.87, 1.10

实施例

实施例 1

以实验室规模铸造合金以便证明本发明的原理, 并加工为 4.0mm 片材或 30mm 的板材。合金组成列于表 2 中, 对于所有铸锭 $Fe < 0.06$, $Si < 0.04$, Ti 为 0.01, 余量为 Al。从约 12kg 的圆形实验室铸锭上锯下大约 $80 \times 80 \times 100$ mm (高 \times 宽 \times 长)的轧制坯料。铸锭的均匀化是在 $460 \pm 5^\circ C$ 下大约 12 小时, 接着在 $475 \pm 5^\circ C$ 下大约 24 小时, 接着在空气中缓冷以模仿工业均匀化工艺。将轧制铸锭在 $410 \pm 5^\circ C$ 下预热大约 6 小时。在大约 40~50mm 的中间厚度范围, 在 $410 \pm 5^\circ C$ 下重新加热坯块。部分坯块被热轧为 30mm 的最终规格, 其余被热轧为 4.0mm 的最终规格。在整个热轧过程中, 注意模仿工业规模的热轧。对热轧产品进行固溶热处理和淬火。绝大多数在水中进行淬火, 但部分也在油中淬火以模仿 6 英寸厚的板材的中间和四分之一厚度的淬火速度。对产品进行大约 1.5% 的冷拉伸以释放残余应力。对合金的时效行为进行了研究。将最终产品过时效至近峰时效强度 (例如 T76 或 T77 回火)。

参照 EN10.002 进行了抗拉特性测试。从 4mm 厚片材上取得的抗拉试样是 4mm 厚的平整 EURO-NORM 试样。从 30mm 板材上取得的抗拉试样是从中间厚度处取得的圆形抗拉试样。表 1 中抗拉试验结果是 L-向的。根据 ASTM B871-96 测试 Kahn-断裂韧性。表 2 中的结果的测试方向是 T-L 向的。可通过用 Kahn-撕裂测试得到的撕裂强度除以抗拉屈服强度 (“TS/Rp”) 得到所谓的切口韧性。本领域中众所周知, 这一来自 Kahn-撕裂测试的典型结果是断裂韧性的一个良好标志。同时由 Kahn-撕裂测试获得的单位扩散能 (“UPE”), 是裂纹扩展所需要的能量。

据认为 UPE 越高, 裂纹越难扩展, 这是材料需要的性能。

为证明具有良好的抗腐蚀性能, 参照 ASTM G34-97 测量时抗剥落腐蚀性能 (“EXCO”) 应至少为 “EA” 或更好。参照 MIL-H-6088 测试时优选不出现晶粒间腐蚀 (“IGC”)。出现一些点蚀是可以接受的, 但仍优选不出现。

为了得到适用于多种产品的有希望的候选合金, 它必须在实验室规模下符合以下要求: 抗拉屈服强度至少 510MPa, 极限强度至少 560MPa, 切口韧性至少 1.5 且 UPE 至少 200KJ/m²。表 2 中还列出作为一些处理工艺的函数的不同合金的测试结果。

为了满足所有要求的材料性能, 对合金的化学成分进行了仔细的权衡。按照当前的结果, 发现 Cu、Mg 和 Zn 含量过高对韧性和抗腐蚀性能是有害的。反之, 发现过低对于高的强度水平是有害的。

表 2

试样编号	本发明合金 (是/否)	厚度 (mm)	回火	Mg (重量%)	Cu (重量%)	Zn (重量%)	Zr (重量%)	其他 (重量%)
1	是	30	T77	1.84	1.47	7.4	0.10	-
2	是	30	T76	1.66	1.27	8.1	0.09	-
3	是	4	T76	2.00	1.54	6.8	0.11	-
4	否	4	T76	2.00	1.52	5.6	0.01	0.16Cr
5	否	4	T76	2.00	1.53	5.6	0.06	0.08Cr
6	是	4	T76	1.82	1.68	7.4	0.10	-
7	是	30	T76	2.09	1.30	8.2	0.09	-
8	是	4	T77	2.20	1.70	8.7	0.11	-
9	是	4	T77	1.81	1.69	8.7	0.10	-
10	否	4	T76	2.10	1.54	5.6	0.07	-
11	否	4	T76	2.20	1.90	6.7	0.10	-
12	否	4	T76	1.98	1.90	6.8	0.09	-
13	否	4	T77	2.10	2.10	8.6	0.10	-
14	否	4	T77	2.50	1.70	8.7	0.10	-
15	否	4	T77	1.70	2.10	8.6	0.12	-
16	否	4	T77	1.70	2.40	8.6	0.11	-
17	否	4	T76	2.40	1.54	5.6	0.01	-
18	否	4	T76	2.30	1.54	5.6	0.07	-
19	否	4	T76	2.30	1.52	5.5	0.14	-
20	是	4	T76	2.19	1.54	6.7	0.11	0.16Mn
21	否	4	T76	2.12	1.51	5.6	0.12	-

表 2 续上

试样编号	发明合金 (是/否)	Rp (MPa)	Rm (MPa)	UPE (KJ/m ²)	Ts/Rp
1	是	587	627	312	1.53
2	是	530	556	259	1.76
3	是	517	563	297	1.62
4	否	473	528	232	1.45
5	否	464	529	212	1.59
6	是	594	617	224	1.44
7	是	562	590	304	1.64
8	是	614	626	115	1.38
9	是	574	594	200	1.47
10	否	490	535	245	1.53
11	否	563	608	-	1.07
12	否	559	592	-	1.32
13	否	623	639	159	1.31
14	否	627	643	117	1.33
15	否	584	605	139	1.44
16	否	598	619	151	1.42
17	否	476	530	64	1.42
18	否	488	542	52	1.54
19	否	496	543	155	1.66
20	是	521	571	241	1.65
21	否	471	516	178	1.42

但是，非常意外的是，更高的锌含量水平能提高韧性和抗裂纹扩展能力。因此，希望使用较高锌含量水平并将这些与较低的镁和铜含量水平结合。已经发现锌含量不应低于 6.5%，且优选不低于 6.7%，且更优选不低于 6.9%。

需要镁以获得合格的强度水平。已经发现镁/锌的比值约为 0.27 或更低时具有最佳强度-韧性组合。然而，镁含量水平不应超过 2.2%，并且优选不超过

2.1%，并且甚至更优选不超过1.97%，更优选的上限水平为1.95%。该上限值低于传统的AA-范围或现在使用的商业航空合金如AA7050，AA7010，和AA7075的范围。

为了获得一个需要的极高抗裂纹扩展性能(或UPE)必须仔细平衡Mg含量，且优选与Cu含量水平处于相同量级或稍高，且优选 $(0.9 \times \text{Mg} - 0.6) \leq \text{Cu} \leq (0.9 \times \text{Mg} + 0.05)$ 。Cu含量不应太高。已发现Cu含量不应高于1.9%，优选不高于1.80%，更优选不高于1.75%。

用于AA7xxx系列合金的分散体形成剂典型是Cr，例如用在AA7×75中；或Zr，例如用在AA7×50和AA7×10中。通常认为Mn对韧性是有害的，但大大出乎我们意料的是，Mn和Zr的组合仍显示出非常好的强度-韧性平衡。

实施例2

以工业规模通过DC铸造生产一批厚度为440mm的全尺寸轧制铸锭，其化学组成(重量百分比)为：7.43%的Zn，1.83%的Mg，1.48%的Cu，0.08%的Zr，0.02%的Si和0.04%的Fe，余量为Al及不可避免的杂质。对这些铸锭中的一个进行修整，并进行12小时/470°C+24小时/475°C+空冷至环境温度的均匀化处理。对该铸锭进行了8小时/410°C的预热然后热轧至大约65mm。然后将轧制坯块旋转90度并进一步热轧至大约10mm。最后将轧制坯块冷轧至5.0mm规格。在475°C下对所得薄片进行约40分钟的固溶热处理，紧接着进行喷水淬火。所得的片材通过1.8%左右的冷拉释放应力。产生两种时效变体：变体A：5小时/120°C+9小时/155°C；变体B：5小时/120°C+9小时/165°C。

参照EN10.002测量了抗拉结果。参照ASTM E9-89a测量了抗压屈服强度(“CYS”)。参照ASTM B831-93测量了剪切强度。参照ASTM E561-98在16英寸宽中心开裂板[M(T)或CC(T)]测量了断裂韧性K_{app}。在室温(RT)和-65°F下测量K_{app}。作为参照，对一种高破坏容限(“HDT”)的AA2×24-T351也进行了测试。结果列于表3。

表 3

	时效	L-TYS (MPa)	LT-TYS (MPa)	L-UTS (MPa)	LT-UTS(MPa)	L-T CYS (MPa)	T-L CYS (MPa)
发明合金	变体 A	544	534	562	559	554	553
发明合金	变体 A	489	472	526	512	492	500
HDT-2×24	T351	360	332	471	452	329	339
	时效	L-T 剪切 (MPa)	T-L 剪切 (MPa)	RT L-T Kapp MPa. m	RT T-L Kapp MPa. m ^{0.5}	-65°F L-T Kapp MPa. m ^{0.5}	-65°F L-T Kapp MPa. m ^{0.5}
发明合金	变体 A	372	373	103	100	-	-
发明合金	变体 B	340	338	132	127	102	103
HDT-2×24	T351	328	312	-	101	-	103

参照 ASTM G34-97 测试了抗剥落腐蚀性能。变体 A 和变体 B 均表现为 EA 级。

参照 MIL-H-6088 测得的变体 A 的晶粒间腐蚀为大约 70 μm ，变体 B 的晶粒间腐蚀为大约 45 μm 。两者均明显小于参照合金 AA2×24-T351 的典型的 200 μm 。

从表 3 中可以看出本发明合金有了很大的进步。在相当甚至更高的断裂韧性水平上强度有了明显的提高。本发明合金在-65°F 的低温下也优于当前标准的高破坏容限机身合金 AA2×24-T351。应注意的是本发明合金的耐腐蚀性也明显优于 AA2×24-T351。

参照 ASTM E647-99 在 4 英寸宽且 R 比率为 0.1 的压应力板 [C (T)] 上测量了疲劳裂纹扩展率 (“FCGR”)。表 3 中比较了本发明合金和高破坏容限 AA2×24-T351 在 $\Delta K=27.5\text{ksi. in}^{0.5}$ (大约 30MPa. m^{0.5}) 应力范围内每周期的 da/dn。

从表 4 中的结果可以明显看出本发明合金在裂纹扩展方面的性能优于高破坏容限 AA2×24-T351。

表 4

 $\Delta K=27.5\text{ksi. in}^{0.5}$ 应力范围内每周期的裂纹扩展

发明合金	变体 A	L-T	96%
发明合金	变体 A	T-L	84%
发明合金	变体 B	L-T	73%
发明合金	变体 B	T-L	74%
HDT-2×24	T351	L-T	100%

实施例 3

将从实施例 2 中那批 DC 铸件中取出的另一个全尺寸铸锭制造成 6 英寸厚的板材。同样对该铸锭进行修整，并进行 12 小时/470°C+24 小时/475°C+空冷至环境温度的均匀化。对该铸锭进行了 8 小时/410°C 的预热然后热轧至大约 152mm。在 475°C 下对得到的热轧板进行约 7 小时的固溶热处理，接着进行喷水淬火。该板材通过 2.0% 左右的冷拉消除应力。进行了几种不同的两步时效处理。

参照 EN 10.002 测量了抗拉结果。试样取自 T/4 处。参照 ASTM E399-90 测量了平面应变断裂韧性 K_{Ic} 。如果符合 ASTM E399-90 给出的有效性要求，这些 K_{Ic} 值就是真正的材料性能并称为 K_{Ic} 。在室温(“RT”)下测得 K_{Ic} 。参照 ASTM G34-97 测试了抗剥落腐蚀性能。其结果列于表 5。表 5 中所示的所有时效变体均为“EA”级。

在图 2 中给出了与 US-2002/0150498-A1 的表 2 中所示结果的比较，这里引用该专利作为参考文献。在该美国专利申请中，给出了一个相似的产品实施例(实施例 1)，但具有不同的化学成分并称为为了淬火敏感性而进行了最优化。本发明合金中，我们得到了与这个美国专利申请中相似的抗拉强度与韧性的平衡。然而，本发明的合金显示出至少更好的 EXCO 性能。

另外，本发明合金的延展率也优于 US-2002/0150498-A1 的表 2 中公开的合金的延展率。当加工成 6 英寸厚板时，本发明合金整体性能的平衡优于 US-2002/0150498-A1 中公开的合金。图 2 中也给出了 AA7050/7010 合金(见 AIMS 03-02-022, 2001 年 12 月)、AA7050/7040 合金(见 AIMS 03-02-019, 2001 年 9 月)和 AA7085 合金(见 AIMS 03-02-025, 2002 年 9 月)的 75~220mm 的厚规格的数据。

表 5

时效处理	L-TYS (MPa)	L-UTS (MPa)	L-A50 (%)	L-T K _{1c} (MPa·m ^{0.5})	EXCO
5小时/120°C+11小时/165°C	453	497	9.9	-	EA
5小时/120°C+13小时/165°C	444	492	12.5	44.4	EA
5小时/120°C+15小时/165°C	434	485	13.0	45.0	EA
5小时/120°C+12小时/160°C	494	523	10.5	39.1	EA
5小时/120°C+14小时/160°C	479	213	8.3	-	EA

实施例 4

将取自实施例 2 中那批 DC 铸件的另一个全尺寸铸锭分别制造成厚度为 63.5mm 和 30mm 的板材。对该铸锭进行修整，并进行了 12 小时/470°C+24 小时/475°C+空冷至环境温度的均匀化。对该铸锭进行了 8 小时/410°C 的预热然后分别热轧至 63.5mm 和 30mm。在 475°C 下对得到的热轧板进行约 2~4 小时的固溶热处理 (SHT)，紧接着进行喷水淬火。对 63.5mm 和 30mm 板材分别进行 1.7% 和 2.1% 的冷拉以释放应力。进行了几种不同的两步时效处理。

参照 EN 10.002 测量了抗拉结果。参照 ASTM E399-90 在 CT 试样上测得了平面应变断裂韧性 K_q。如果符合 ASTM E399-90 给出的有效性要求，这些 K_q 值就是真正的材料性能并称为断裂韧性 K_{1c}。在室温 (“RT”) 下测得 K_{1c}。参照 ASTM G34-97 测试了 EXCO 抗剥落腐蚀性能。结果列于表 6。表 6 中所示的所有时效变体均为“EA”级。

表 6

厚度 (mm)	时效 (°C- 小时)	TYS MPa	UTS MPa	A50 (%)	L-T K _{1c} MPa·m	TYS (MPa)	UTS (MPa)	A50 (%)	T-L K _{1c} (MPa·m ^{0.5})
		L-方向				LT-方向			
63.5	120-5/150-12	566	594	10.7	42.4	532	572	9.8	32.8
63.5	120-5/155-12	566	599	11.9	40.7	521	561	11.2	33.0
63.5	120-5/160-12	528	569	13.0	51.6	497	516	11.6	40.2
30	120-5/150-12	565	590	14.2	46.9	558	582	13.9	36.3
30	120-5/155-12	557	589	14.4	51.0	547	572	13.6	39.2
30	120-5/160-12	501	548	15.1	65.0	498	539	14.3	46.8

表 7 中给出了该领域商业上翼合金的现有水平的值, 并且是根据该材料供应商的典型值 (合金 7150-T7751 板材和 7150-T77511 挤压件, Alcoa Mill products. Inc., ACRP-069-B)。

表 7

ALCOA 技术表单提供的关于 AA7150-T77 和 AA7055-T77 的典型数据, 均为 25mm 板材。

厚度 (mm)	时效	TYS MPa	UTS MPa	A50 (%)	L-T K_{Ic} MPa·m ^{0.5}	TYS (MPa)	UTS (MPa)	A50 (%)	T-L K_{Ic} (MPa·m ^{0.5})
		L-方向				LT-方向			
25	7150-T77	572	607	12.0	29.7	565	607	11.0	26.4
25	7055-T77	614	634	11.0	28.6	614	641	10.0	26.4

在图 3 中给出了本发明合金与 AA7150-T77 和 AA7055-T77 合金的对比。从图 3 中可以清楚地看到本发明合金的抗拉与韧性的平衡优于商品合金 AA7150-T77, 也优于 AA7055-T77。

实施例 5

将取自实施例 2 中那批 DC 铸件的另一个全尺寸铸锭 (以下的实施例 5 中称为“合金 A”) 加工成 20mm 厚的板材。还制备了另一个铸锭 (本实施例中称为“合金 B”), 其化学组成 (重量百分比) 为: 7.39 % 的 Zn, 1.66 % 的 Mg, 1.59 % 的 Cu, 0.08% 的 Zr, 0.03% 的 Si 和 0.04% 的 Fe, 余量为 Al 及不可避免的杂质。对这些铸锭进行修整, 并进行了 12 小时/470°C+24 小时/475°C+空冷至环境温度的均匀化。对于进一步的加工, 采用了三种不同的工艺路线。

路线 1: 对合金 A 和 B 的铸锭进行 6 小时/420°C 预热然后热轧至大约 20mm。

路线 2: 对合金 A 的铸锭进行 6 小时/460°C 预热然后热轧至大约 20mm。

路线 3: 对合金 B 的铸锭进行 6 小时/420°C 预热然后热轧至大约 24mm, 随后将这些板材冷轧至 20mm。

因此, 生产出四个变体, 分别以 A1、A2、B1 和 B3 表示。对得到的板材在 475°C 下进行约 2~4 小时的固溶热处理, 随后进行喷水淬火。对板材通过 2.1 % 左右的冷拉释放应力。进行了几种不同的两步时效处理, 其中例如

“120-5/150-10”表示120℃下保温5小时接着150℃下保温10小时。

参照 EN 10.002 测得了抗拉结果。参照 ASTM E399-90 在 CT 试样上测得了平面应变断裂韧性 K_{Ic} 。如果符合 ASTM E399-90 给出的有效性要求，这些 K_{Ic} 值就是真正的材料性能并称为 K_{Ic} 或 K_{Ic} 。应注意本实施例中绝大部分的断裂韧性测试在试样厚度方面不符合有效性标准。报出的 K_{Ic} 值相对于 K_{Ic} 比较保守，换句话说，当满足 ASTM E399-90 中与试样尺寸相关的有效性要求时，报出的 K_{Ic} 值一般低于测得的标准 K_{Ic} 值。参照 ASTM G34-97 测试了抗剥落腐蚀性能。结果列于表 8。如表 8 所示，所有时效变体均显示出“EA”等级的抗剥落腐蚀性能。

表 8 的结果以图的形式显示在图 4 中。在图 4 中对数据进行直线拟合以获得 A1、A2、B1 和 B3 间区别的印像。从图中可以清楚地看到，当比较 A1 和 B1 时，合金 A 和合金 B 具有相似的强度与韧性的相对特性。可通过 B3（也就是冷轧至最终厚度）或 A2（也就是在更高温度下预热）获得最好的强度与韧性对应。还要注意的是表 8 中的结果与表 7 中列出的 AA7150-T77 和 AA7055-T77 相比显示出显著更好的强度相对于韧性的平衡。

表 8

合金	时效 (°C-小时)	TYS	UTS Mpa	A50 (%)	TYS	UTS	A50 (%)	T-L K_{Ic} (MPa·m ^{0.5})
		MPa			(MPa)	(MPa)		
		L-方向			LT-方向			
B3	120-5/150-10	563	586	13.7	548	581	12.5	38.4
B3	120-5/155-12	558	581	14.4	538	575	13.1	38.7
B3	120-5/160-10	529	563	14.6	517	537	13.7	40.3
B1	120-5/150-10	571	595	13.4	549	581	13.4	36.5
B1	120-5/155-12	552	582	14.3	528	568	13.9	37.1
B1	120-5/160-12	510	552	15.1	493	542	14.5	39.4
A1	120-5/150-10	574	597	13.7	555	590	14.0	33.7
A1	120-5/155-12	562	594	14.4	548	586	13.9	37.1
A1	120-5/160-12	511	556	15.0	502	550	14.3	37.6
A2	120-5/150-10	574	600	14.0	555	595	13.9	36.7
A2	120-5/155-12	552	584	14.3	541	582	13.1	38.0
A2	120-5/160-12	532	572	14.8	527	545	12.4	39.8

实施例6

以工业规模通过DC铸造来铸造厚度为440mm的两种合金，并加工成4mm厚的片材制品。合金组成列于表9中，其中合金B代表本发明的一个合金产品为片材形式的优选实施方案的合金组成。

对这些铸锭进行了修整，并进行了12小时/470°C+24小时/475°C的均匀化然后热轧至65mm的中间规格并最终热轧至大约9mm。最后将热轧中间产品冷轧至4mm规格。得到的薄片产品在475°C下进行约20分钟的固溶热处理，紧接着进行喷水淬火。对得到的薄片进行2%左右的冷拉释放应力。接着对拉伸后的薄片进行5小时/120°C+8小时/165°C的时效处理。类似于实施例1，测试了机械性能，结果列于表10中。

这个全尺寸试验的结果证实了实施例1的结果，即在规定的范围内主动添加Mn能明显改善薄片产品的韧性(UPE和Ts/Rp)从而得到非常好和理想的强度-韧性平衡。

表9

测试合金的化学组成，余量为杂质和铝

合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Zr
A	0.03	0.08	1.61	-	1.86	7.4	0.03	0.08
B	0.03	0.06	1.59	0.07	1.96	7.36	0.03	0.09

表10

两个测试方向上测得的合金产品的机械性能

合金	L-方向						LT-方向					
	Rp MPa	Rm MPa	A50 (%)	TS	UPE	Ts/Rp	Rp MPa	Rm MPa	A50 (%)	TS	UPE	Ts/Rp
A	497	534	11.0	694	90	1.40	479	526	12.0	712	134	1.49
B	480	527	12.9	756	152	1.58	477	525	12.8	712	145	1.49

实施例 7

以工业规模通过 DC 铸造来铸造厚度为 440mm 的两种合金并加工成 152mm 厚的板材产品。合金组成列于表 11 中，其中合金 C 代表属于 AA7050 系列范围的典型合金，且合金 D 代表依照本发明的一个优选实施方案其中合金产品为板材形式也就是厚板时的合金组成。

对这些铸锭进行修整，并进行了两步的 12 小时/470°C+24 小时/475°C 的均匀化然后空冷至环境温度。对铸锭进行了 8 小时/410°C 的预热然后热轧至最终规格。对所得板材在 475°C 下进行了约 6 小时的固溶热处理，紧接着进行喷水淬火。对所得的板材通过 2% 左右的冷拉释放应力。接着使用两步时效处理对拉伸后的板材进行时效，第一步是 5 小时/120°C，接着是 12 小时/165°C。类似于实施例 3 测试了三个方向上的机械性能，结果列于表 12 和表 13 中。L 和 LT 测试方向使用的试样取自板材 S/4 处且 ST 测试方向的试样取自板材 S/2 处。使用 160mm 宽的中心断裂且磨削后厚度为 6.3mm 的面板在 L-T 方向上、S/2 和 S/4 处测定 K_{app} 。这些 K_{app} 是依照 ASTM B561 在室温下进行测定的。SCC 的标识“ok”代表在 180MPa/45 天测试中未发生失效。

从表 12 和 13 的结果中可以看出，本发明合金与 AA7050 合金相比具有相似的耐腐蚀性，强度（屈服强度和抗拉强度）与 AA7050 合金相当或稍微好一些，特别是在 ST 方向上。但更重要的是本发明合金在 ST 方向的延伸率（或 A50）表现出显著更好的测试结果。延伸率（或 A50），特别是在 ST 方向上的延伸率，是用于飞机机翼结构中的其它肋之中一个重要的工程参数。本发明所述合金产品此外在断裂韧性（ K_{Ic} 和 K_{app} ）方面表现出显著的提高。

表 11

测试合金的化学组成，余量为铝和杂质

合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Zr
C	0.02	0.04	2.14	-	2.04	6.12	0.02	0.09
D	0.03	0.05	1.58	0.07	1.96	7.35	0.03	0.09

表 12

三个测试方向上的板材的抗拉测试结果

合金	TYS (MPa)	TYS (MPa)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	UTS (MPa)	UTS (MPa)	延伸率 (%)	延伸率 (%)	延伸率 (%)
	L	LT	ST	L	LT	ST	L	LT	ST
C	483	472	440	528	537	513	9.0	7.3	3.3
D	496	486	460	531	542	526	9.2	8.0	5.8

表 13

所测试板材的其它性能

合金	L-T K_{Ic} (MPa. m ^{0.5})	T-L K_{Ic} (MPa. m ^{0.5})	S-T K_{Ic} (MPa. m ^{0.5})	L-T K_{app} (MPa. m ^{0.5})		EXCO	SCC
C	27.8	26.3	26.2	45.8 S/4	52 S/2	EA	Ok
D	30.3	29.4	29.1	62.6 S/4	78.1 S/2	EA	Ok

实施例 8

以工业规模通过 DC 铸造来铸造厚度为 440mm 的两种合金并加工成 63.5mm 厚的板材产品。合金组成列于表 14 中，其中合金 F 代表依照本发明的一个优选实施方案当合金产品为机翼板材形式时的合金组成。

对这些铸锭进行修整，并进行了两步的 12 小时/470°C+24 小时/475°C 的均匀化然后空冷至环境温度。对铸锭进行了 8 小时/410°C 预热然后热轧至最终规格。对所得板材在 475°C 下进行了约 4 小时的固溶热处理，紧接着进行喷水淬火。对所得的板材进行 2% 左右的冷拉。接着使用两步时效处理对拉伸后的板材进行处理，第一步是 5 小时/120°C，接着是 10 小时/155°C。

类似于实施例 3 测试了三个方向上的机械性能，结果列于表 15 中。试样取自 T/2 处。两种合金的抗剥落腐蚀 (EXCO) 测试结果均为“EB”。

从表 15 的结果中可以看出主动添加 Mn 会提高抗拉性能。但最重要的是 ST-方向上的性能，特别是延伸率 (或 A50) 得到了明显提高。在 ST 方向上的延伸率 (或 A50)，是飞机结构部件例如机翼板材的一个重要工程参数。

表 14

测试合金的化学组成, 余量为铝和杂质

合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Zr
E	0.02	0.04	1.49	-	1.81	7.4	0.03	0.08
F	0.03	0.05	1.58	0.07	1.95	7.4	0.03	0.09

表 15

三个测试方向上所测试产品的机械性能

合金	L-方向			LT-方向			ST-方向		
	TYS (MPa)	UTS (MPa)	延伸率 (%)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	延伸率 (%)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	延伸率 (%)
E	566	599	12	521	561	11	493	565	5.3
F	569	602	13	536	573	9.5	520	586	8.1

现在对本发明已进行了完整的描述, 显然在不背离上文所述的本发明的主旨和范围的情况下, 本领域普通技术人员能够做出多种改变和调整。

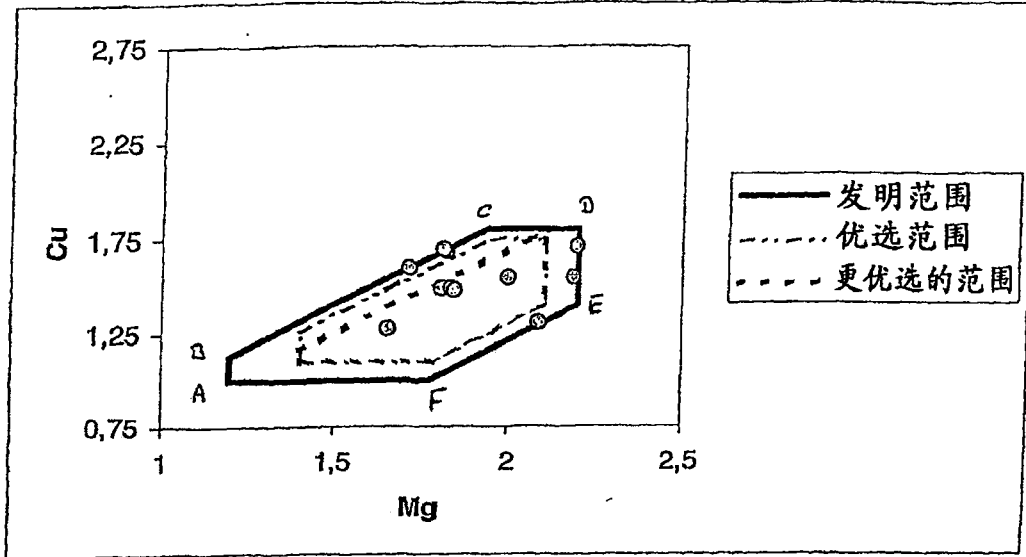


图1

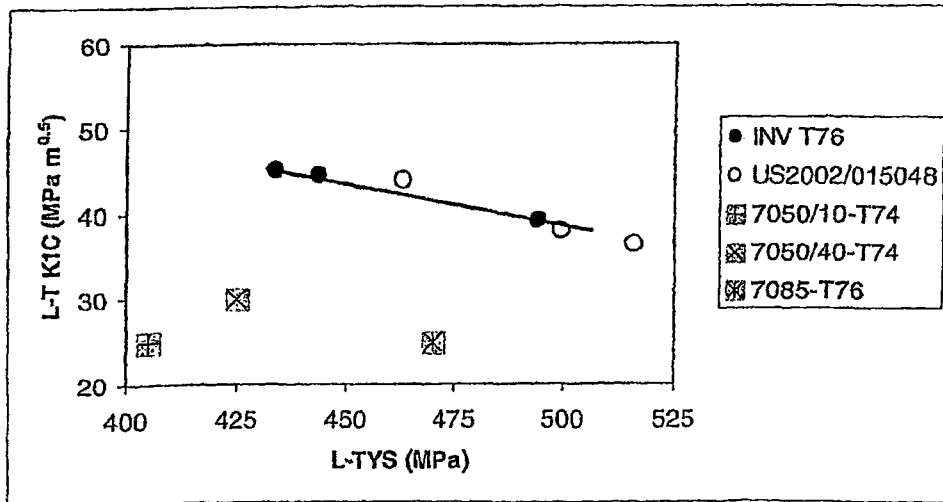


图2

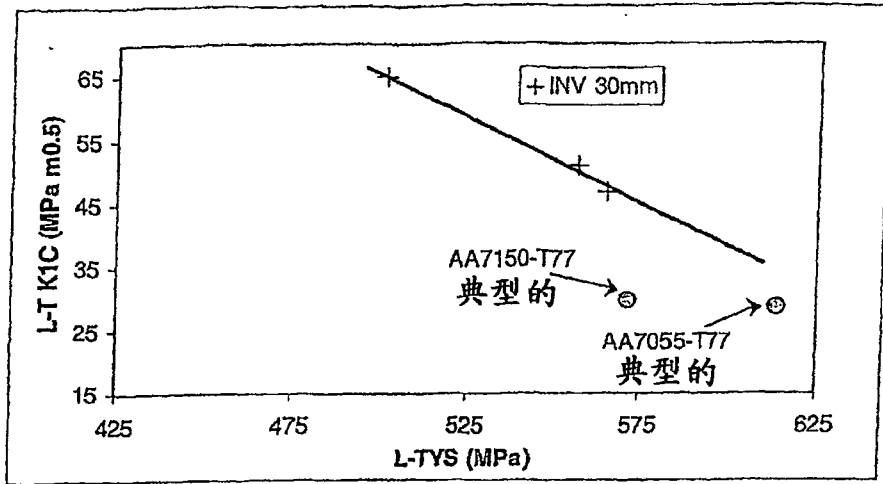


图 3

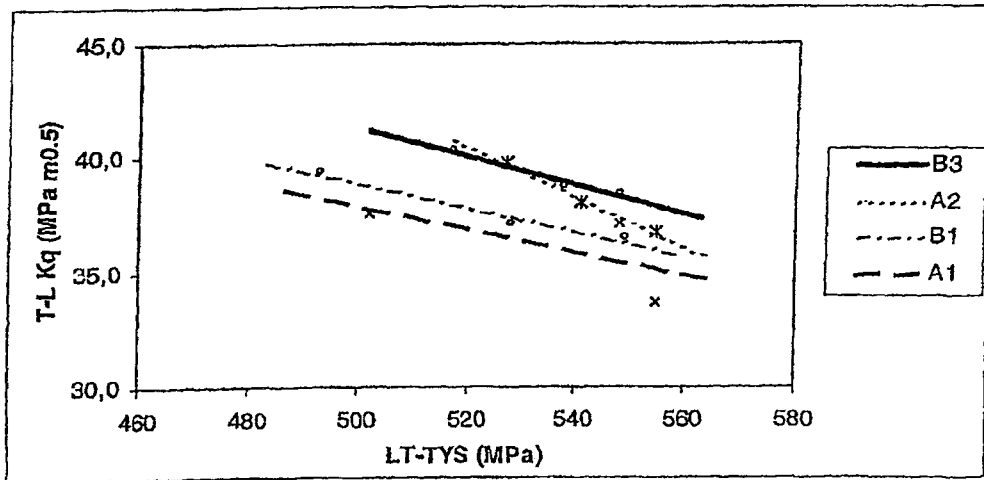


图 4