

(12)

Patentschrift

(21) Anmeldenummer: A 9111/2004
(86) PCT-Anmeldenummer: PCT/EP2004/003994
(22) Anmeldetag: 09.04.2004
(45) Veröffentlicht am: 15.02.2010

(51) Int. Cl.⁸: **C22C 21/10** (2006.01)
C22F 1/04 (2006.01)
C22F 1/053 (2006.01)

(30) Priorität:
10.04.2003 EP 03076048 beansprucht.

(56) Entgegenhaltungen:
WO 2002/052053A1
EP 0829552A1 EP 0587274A1
US 5221377A1 US 4305763A1

(73) Patentinhaber:
CORUS ALUMINIUM WALZPRODUKTE
GMBH
D-56070 KOBLENZ (DE)

(72) Erfinder:
RINZE BENEDICTUS
DELFT (NL)
KEIDEL CHRISTIAN JOACHIM
MONTABAUER (DE)
HEINZ ALFRED LUDWIG
NIEDERAHR (DE)
TELIOUI NEDIA
ROTTERDAM (NL)

(54) EINE AL-ZN-MG-CU-LEGIERUNG

(57) Eine erfindungsgemäße Aluminiumlegierung mit hoher Festigkeit und Bruchzähigkeit und einer guten Korrosionsbeständigkeit enthält im Wesentlichen in Gew.% Zn 6,5 bis 9,5, Mg 1,9 bis 2,2, Cu 1,0 bis 1,8, Fe < 0,3, vorzugsweise < 0,14, Si < 0,20, vorzugsweise < 0,12, optional eines oder mehrere von: Zr < 0,5, Sc < 0,7, Cr < 0,4, Hf < 0,3, Mn < 0,8, Ti < 0,4, V < 0,4 und andere Unreinheiten oder unabsichtliche Elemente jeweils < 0,05 in Summe < 0,15, und der Rest Aluminium.

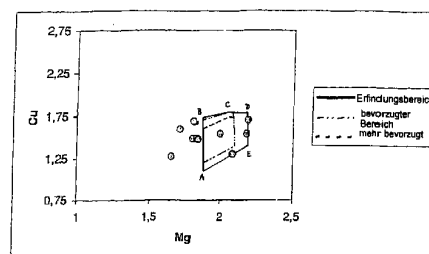


Fig. 1

Beschreibung

EINE AL-ZN-MG-CU-LEGIERUNG

GEBIET DER ERFINDUNG

[0001] Die Erfindung betrifft eine Al-Zn-Mg-Cu-Aluminiumknetlegierung (oder 7000- oder 7xxx-Serialaluminiumlegierungen, wie von der Aluminium Association bezeichnet). Insbesondere bezieht sich die vorliegende Erfindung auf eine durch Vergütung härtbare, hochfeste, hochbruchzähe und hochkorrosionsbeständige Aluminiumlegierung und auf Produkte, die aus dieser Legierung hergestellt werden. Produkte, die aus dieser Legierung hergestellt werden, sind sehr gut für Raumfahrtsanwendungen geeignet, aber nicht darauf beschränkt. Die Legierung kann zu verschiedenen Produktformen, z.B. Blech-, Dünnplatten-, Dickplatten-, extrudierten und geschmiedeten Produkten verarbeitet werden.

[0002] In jeder Produktform, die aus dieser Legierung hergestellt wurde, können Eigenschaftskombinationen erzielt werden, die Produkte, die aus derzeit bekannten Legierungen hergestellt wurden, übertreffen. Aufgrund der vorliegenden Erfindung kann das Unialloy-Konzept nun auch für Raumfahrtanwendungen verwendet werden. Dies wird zu wesentlicher Kostenreduktion in der Raumfahrtindustrie führen. Die Recycelbarkeit von Aluminiumschrott, der während der Herstellung der Strukturteile oder am Ende des Lebenszyklus des Strukturteiles produziert wird, wird wesentlich einfacher aufgrund des Unialloy-Konzeptes.

HINTERGRUND DER ERFINDUNG

[0003] Verschiedene Arten von Aluminiumlegierungen wurden in der Vergangenheit zum Formen einer Vielfalt von Produkten für Strukturanwendungen in der Raumfahrtindustrie verwendet. Die Konstrukteure und Hersteller in der Raumfahrtindustrie versuchen ständig, die Treibstoffeffizienz und Produktleistung zu verbessern, und sie versuchen ständig, die Herstellungskosten und Wartungskosten zu reduzieren. Das bevorzugte Verfahren zur Erzielung der Verbesserungen zusammen mit der Kostenreduktion ist das Unialloy-Konzept, d.h. eine Aluminiumlegierung, die fähig ist, bei den relevanten Produktformen ein verbessertes Eigenschaftsgleichgewicht zu zeigen.

[0004] Die Legierungselemente und Härtebezeichnungen, die hier verwendet werden, stimmen mit den gut bekannten Aluminiumlegierungsproduktstandards der Aluminium Association überein. Alle Prozentangaben sind in Gewichtsprozenten, wenn nicht anders angegeben.

[0005] Stand der Technik im Moment ist hochbeschädigungstolerantes AA2x24 (d.h. AA2524) oder AA6x13 oder AA7x75 für Rumpfblech, AA2324 oder AA7x75 für Unterflügel, AA7055 oder AA7449 für Oberflügel und AA7050 oder AA7010 oder AA7040 für Flügelholme und -rippen oder andere Abschnitte, die aus dicken Platten hergestellt werden. Der Hauptgrund für die Verwendung verschiedener Legierungen für jede verschiedene Anwendung ist der Unterschied im Eigenschaftsgleichgewicht für optimale Leistung des gesamten Strukturteiles.

[0006] Für Rumpfschalen werden beschädigungstolerante Eigenschaften unter Zugbelastung als sehr wichtig betrachtet, was eine Kombination aus Ermüdungsrisswachstumsrate ("FCGR"), Flächenspannungsbruchzähigkeit und Korrosion ist. Basierend auf diesen Eigenschaftserfordernissen wäre hochschadenstolerantes AA2x24-T351 (siehe z.B. US 5 213 639 oder EP 1 026 270 A1) oder Cu-enthaltendes AA6xxx-T6 (siehe z.B. US 4 589 932, US 5 888 320, US 2002/0039664 A1 oder EP 1 143 027 A1) die bevorzugte Wahl von Zivilflugzeugherstellern.

[0007] Für die Unterflügelschale ist ein ähnliches Eigenschaftsgleichgewicht erwünscht, aber etwas Zähigkeit wird erlaubter Weise geopfert für höhere Zugfestigkeit. Aus diesem Grund werden AA2x24 in der T39- oder einer T8x-Härte als logische Wahl angesehen (siehe z.B. US 5 865 914, US 5 593 516 oder EP 1 114 877 A1), obwohl AA7x75 von der gleichen Härte manchmal auch angewandt wird.

[0008] Für Oberflügel, wo die Druckbelastung bedeutender ist als die Zugbelastung, sind die Druckfestigkeit, Ermüdung (SN-Ermüdung oder Lebenszeit) und Bruchzähigkeit die kritischsten Eigenschaften. Derzeit wäre die bevorzugte Wahl AA7150, AA7055, AA7449 oder AA7x75 (siehe z.B. US 5 221 377, US 5 865 911, US 5 560 789 oder US 5 312 498). Diese Legierungen haben eine hohe Stauchgrenze mit zurzeit annehmbarer Korrosionsbeständigkeit und Bruchzähigkeit, obwohl Flugzeugkonstrukteure Verbesserungen in diesen Eigenschaftskombinationen begrüßen würden.

[0009] Für dicke Abschnitte mit einer Dicke von mehr als 3 Zoll oder Teile, die aus solchen dicken Abschnitten hergestellt werden, ist ein einheitliches und verlässliches Eigenschaftsgleichgewicht über die Dicke wichtig. Derzeit werden AA7050 oder AA7010 oder AA7040 (siehe US 6 027 582) oder C80A (siehe US 2002/0150498 A1) für diese Arten von Anwendungen verwendet. Reduzierte Abschrecksensitivität, d.h. Verschlechterung von Eigenschaften über die Dicke mit geringerer Abschreckgeschwindigkeit oder dickeren Produkten, ist ein Hauptanliegen der Flugzeughersteller. Insbesondere die Eigenschaften in der ST-Richtung sind ein Hauptanliegen der Konstrukteure und Hersteller von Strukturteilen.

[0010] Eine bessere Leistung des Flugzeuges, d.h. reduzierte Herstellungskosten und reduzierte Betriebskosten, kann erzielt werden, indem das Eigenschaftsgleichgewicht der in den Strukturteilen verwendeten Aluminiumlegierungen verbessert wird und indem vorzugsweise nur eine Art von Legierung verwendet wird, um die Kosten der Legierung zu reduzieren und die Kosten beim Recyceln des Aluminiumschrotts und -abfalls zu reduzieren.

[0011] Daher glaubt man, dass ein Bedarf an einer Aluminiumlegierung besteht, die das verbesserte, adäquate Eigenschaftsgleichgewicht in jeder relevanten Produktform erzielen kann.

[0012] Die WO 02/052053 offenbart ein Aluminiumlegierungsprodukt mit 1,2 bis 1,9% Mg und führt in ihrer Lehre von einer Erhöhung des Mg-Gehaltes weg, da sie einen Gehalt von 1,3 bis 1,7 % Mg sowie die Bedingung $Mg < (Cu + 0,3)$ bevorzugt.

[0013] Die EP 0 829 552 A1 offenbart ein Aluminiumlegierungsprodukt mit 1,75 bis 2,4% Cu, bevorzugt 1,8 bis 2,2% Cu und mit 5,2 bis 6,8 % Zn.

[0014] Die EP 0 587 274 A1 offenbart ein Aluminiumlegierungsprodukt mit 1,8 bis 2,75 % Cu, bevorzugt 2,1 bis 2,3 % Cu.

ZUSAMMENFASSUNG DER ERFINDUNG

[0015] Die vorliegende Erfindung ist auf eine AA7xxx-Serienaluminiumlegierung gerichtet, die die Eigenschaft hat, in jedem relevanten Produkt ein Eigenschaftsgleichgewicht zu erzielen, das besser ist als das Eigenschaftsgleichgewicht der Vielzahl von handelsüblichen Aluminiumlegierungen (AA2xxx, AA6xxx, AA7xxx), die derzeit für diese Produkte verwendet werden.

[0016] Die Zusammensetzung der Legierung der vorliegenden Erfindung enthält oder besteht im wesentlichen aus, in Gew.%, 6,5 bis 9,5% Zink (Zn), 1,9 bis 2,2% Magnesium (Mg), 1,0 bis 1,8% Kupfer (Cu), 0 bis 0,5% Zirkonium (Zr), 0 bis 0,7% Scandium (Sc), 0 bis 0,4% Chrom (Cr), 0 bis 0,3% Hafnium (Hf), 0 bis 0,4% Titan (Ti), 0 bis 0,8% Mangan (Mn), der Rest ist Aluminium (Al) und andere unbeabsichtigte Elemente. Vorzugsweise $(0,9 \text{ Mg} - 0,6) \leq Cu \leq (0,9 \text{ Mg} + 0,05)$.

[0017] Eine bevorzugtere Legierungszusammensetzung gemäß der Erfindung besteht im Wesentlichen in Gew.% aus 6,5 bis 7,9% Zn, 1,9 bis 2,10% Mg, 1,2 bis 1,80% Cu und wobei vorzugsweise $(0,9 \text{ Mg} - 0,5) \leq Cu \leq 0,9 \text{ Mg}$, 0 bis 0,5% Zr, 0 bis 0,7% Sc, 0 bis 0,4% Cr, 0 bis 0,3% Hf, 0 bis 0,4% Ti, 0 bis 0,8% Mn, der Rest Aluminium und andere unbeabsichtigte Elemente.

[0018] In einer bevorzugteren Ausführungsform ist die untere Grenze für den Zn-Gehalt 6,7% und insbesondere 6,9%.

[0019] In einer bevorzugteren Ausführungsform ist die untere Grenze für den Mg-Gehalt 1,92%. Diese erfindungsgemäße untere Grenze für den Mg-Gehalt von 1,90%, insbesondere 1,92% ist besonders geeignet, wenn das Legierungsprodukt für ein Blechprodukt, z.B. Rumpfblech, verwendet wird, und wenn es für Abschnitte aus dicken Platten verwendet wird.

[0020] Die obengenannten Aluminiumlegierungen können Unreinheiten oder unbeabsichtigte oder absichtliche Zusätze, wie z.B. bis zu 0,3% Fe, vorzugsweise bis zu 0,14% Fe, bis zu 0,2% Silizium (Si) und vorzugsweise bis zu 0,12% Si, bis zu 0,05% Silber (Ag), bis zu 0,05% Germanium (Ge), bis zu 0,4% Vanadium (V) enthalten. Die anderen Zusätze sind im Allgemeinen durch die 0,05 - 0,15 Gew.-%-Bereiche, wie von der Aluminium Association definiert, geregelt, somit jede unvermeidbare Unreinheit in einem Bereich von $< 0,05\%$ und die Summe der Unreinheiten $< 0,15\%$.

[0021] Der Eisen- und Siliziumgehalt sollten signifikant gering gehalten werden, z.B. nicht über etwa 0,08% Fe und etwa 0,07% Si oder weniger. Auf jedem Fall ist es denkbar, dass auch noch leicht höhere Niveaus von beiden Unreinheiten, bis zu etwa 0,14% Fe und bis zu etwa 0,12% Si toleriert werden können, wenn auch auf einer hierin weniger bevorzugten Basis. Insbesondere für die Gussformplatten- oder Bearbeitungsplattenausführungsformen sind selbst noch höhere Niveaus von bis zu 0,3% Fe und bis zu 0,2% Si oder weniger tolerierbar.

[0022] Die dispersoidformenden Elemente, wie z.B. Zr, Sc, Hf, Cr und Mn werden zur Steuerung der Kornstruktur und der Abschrecksensitivität zugegeben. Die optimalen Niveaus der Dispersoidformer hängen von der Verarbeitung ab, aber wenn nur eine einzige chemische Zusammensetzung der Hauptelemente (Zn, Cu und Mg) in dem bevorzugten Bereich gewählt wird und diese chemische Zusammensetzung für alle relevanten Produktformen verwendet wird, sind die Zr-Niveaus vorzugsweise geringer als 0,11%.

[0023] Ein bevorzugtes Maximum für das Zr-Niveau ist ein Maximum von 0,15%. Ein geeigneter Bereich für das Zr-Niveau ist ein Bereich von 0,04 bis 0,15%. Eine bevorzugtere obere Grenze für die Zr-Zugabe ist 0,13% und eine noch bevorzugtere ist nicht mehr als 0,11%.

[0024] Die Zugabe von Sc ist beispielsweise nicht mehr als 0,3% oder auch nicht mehr als 0,18%. Bei einer Kombination mit Sc kann die Summe aus Sc+Zr geringer als 0,3%, oder auch geringer als 0,2% oder sogar nicht mehr als 0,17% sein.

[0025] Ein anderer Dispersoidformer, der allein oder mit anderen Dispersoidformern zugesetzt werden kann, ist Cr. Cr-Niveaus sollten vorzugsweise unter 0,3% und bevorzugter bei einem Maximum von 0,20% und am bevorzugtesten bei 0,15% liegen. Bei einer Kombination mit Zr kann die Summe aus Zr+Cr nicht mehr als 0,20% oder auch nicht mehr als 0,17% sein.

[0026] Die Summe von Sc+Zr+Cr liegt z.B. nicht über 0,4% oder nicht über 0,27%.

[0027] Auch Mn kann alleine oder in Kombination mit einem der anderen Dispersoidformer zugesetzt werden. Z.B. liegt das Maximum für die Mn-Zugabe bei 0,4%. Ein passender Bereich für die Mn-Zugabe ist der Bereich von 0,05 bis 0,40% oder auch der Bereich von 0,05 bis 0,30% oder auch z.B. der Bereich von 0,12 bis 0,30%. Die untere Grenze für die Mn-Zugabe kann bei 0,12% oder auch bei 0,15% liegen. Bei Kombination mit Zr ist die Summe von Mn+Zr z.B. weniger als 0,4%, oder weniger als 0,32% und ein passendes Minimum ist 0,14%.

[0028] In einer anderen Ausführungsform des Aluminiumlegierungsproduktes gemäß der Erfindung ist die Legierung frei von Mn, in der Praxis bedeutet dies, dass der Mn-Gehalt $< 0,02\%$ und vorzugsweise $< 0,01\%$, und ganz besonders bevorzugt die Legierung im wesentlichen oder wirklich frei von Mn ist. Mit "wirklich frei" und "im wesentlichen frei" meinen wir, dass keine absichtliche Zugabe dieses Legierungselementes zu der Zusammensetzung erfolgt ist, aber dass aufgrund von Unreinheiten und/oder Durchsickern vom Kontakt mit Herstellungsausrüstung Spuren Mengen dieses Elementes trotzdem ihren Weg in das endgültige Legierungsprodukt finden.

[0029] In einer besonderen Ausführungsform des Knetlegierungsproduktes gemäß dieser Erfindung besteht die Legierung im wesentlichen aus, in Gew.-%:

[0030] Zn 7,2 bis 7,7 und typischerweise etwa 7,43

[0031] Mg 1,90 bis 1,97, vorzugsweise 1,92 bis 1,97 und typischerweise etwa 1,94

[0032] Cu 1,43 bis 1,52 und typischerweise etwa 1,48

- [0033]** Zr oder Cr 0,04 bis 0,15, vorzugsweise 0,06 bis 0,10 und typischerweise 0,08
- [0034]** Mn optional im einem Bereich von 0,05 bis 0,19 und vorzugsweise von 0,09 bis 0,19, oder in einer alternativen Ausführungsform <0,02, vorzugsweise <0,01
- [0035]** Si <0,07 und typischerweise etwa 0,05
- [0036]** Fe <0,08 und typischerweise etwa 0,06
- [0037]** Ti <0,05 und typischerweise etwa 0,01
- [0038]** Rest Aluminium und unvermeidbare Unreinheiten jeweils <0,05, in Summe <0,15.

[0039] Das Legierungsprodukt gemäß der Erfindung kann durch herkömmliches Schmelzen hergestellt werden und kann in Barrenform gegossen werden (direct chill, D.C.). Kornfiner, wie Titanborid oder Titankarbid können auch verwendet werden. Nach dem Entzundern und eventuellem Homogenisieren werden die Barren weiter verarbeitet, z.B. durch Extrusion oder Schmieden oder Warmwalzen in einer oder mehreren Stufen. Diese Verarbeitung kann für eine Zwischenhärtung unterbrochen werden. Weitere Bearbeitung kann Kaltbearbeiten sein, was Kaltwalzen oder Strecken sein kann. Das Produkt wird lösungsgeglüht und abgeschreckt durch Eintauchen in oder Besprühen mit kaltem Wasser oder Fastcooling auf eine Temperatur unter 95° C. Das Produkt kann weiter verarbeitet werden, z.B. durch Walzen oder Strecken, z.B. bis zu 8%, oder kann durch Strecken oder Stauchen bis zu etwa 8% spannungsfrei gemacht sein, z.B. von etwa 1 bis 3%, und/oder auf eine End- oder Zwischenhärte gealtert sein. Das Produkt kann vor oder nach dem Endvergüten oder selbst vor dem Lösungsglühen zur End- oder Zwischenstruktur geformt oder bearbeitet sein.

DETAILLIERTE BESCHREIBUNG DER ERFINDUNG

[0040] Der Entwurf handelsüblicher Flugzeuge erfordert verschiedene Sätze an Eigenschaften für verschiedene Typen von Strukturteilen. Eine Legierung muss, wenn sie zu verschiedenen Produktformen (z.B. Blech, Platte, dickere Platte, geschmiedetes oder extrudiertes Profil usw.) verarbeitet wird und in einer breiten Vielfalt von strukturellen Teilen mit verschiedenen Belastungssequenzen in der Lebensdauer verwendet wird und infolge verschiedene Materialerfordernisse erfüllen muss, für all diese Produktformen beispiellos vielseitig sein.

[0041] Die wichtigen Materialeigenschaften für ein Rumpfblechprodukt sind die schadenstoleranten Eigenschaften unter Zugbelastungen (d.h. FCGR, Bruchzähigkeit und Korrosionsbeständigkeit).

[0042] Die wichtigen Materialeigenschaften für eine Unterflügelschale in einem handelsüblichen Düsenflugzeug mit hoher Kapazität sind ähnlich jenen eines Rumpfblechproduktes, aber typischerweise ist eine höhere Zugfestigkeit von den Flugzeugherstellern erwünscht. Auch Ermüdungslebensdauer wird eine Hauptmaterialeigenschaft.

[0043] Da das Flugzeug in großen Höhen fliegt, wo es kalt ist, ist Bruchzähigkeit bei -65°F von Wichtigkeit bei Neuentwürfen von handelsüblichen Flugzeugen. Zusätzliche erwünschte Merkmale enthalten Alterungsformbarkeit, wobei das Material während dem künstlichen Altern geformt werden kann, zusammen mit gutem Korrosionsverhalten in den Bereichen von Spannungsrisskorrosionsbeständigkeit und Schichtkorrosionsbeständigkeit.

[0044] Die wichtigen Materialeigenschaften für ein Oberflügelschalenprodukt sind die Eigenschaften unter Druckbelastungen, d.h. Stauchgrenze, Lebensdauer und Korrosionsbeständigkeit.

[0045] Die wichtigen Materialeigenschaften für maschinell hergestellte Teile aus dicken Platten hängen von dem maschinell hergestellten Teil ab. Aber im Allgemeinen muss der Gradient in den Materialeigenschaften durch die Dicke sehr klein sein und die Materialeigenschaften, wie Festigkeit, Bruchzähigkeit, Lebensdauer und Korrosionsbeständigkeit müssen auf einem hohen Niveau sein.

[0046] Die vorliegende Erfindung ist auf eine Legierungszusammensetzung gerichtet, die, wenn sie zu einer Vielfalt von Produkten, wie, aber nicht darauf beschränkt, zu Blechen, Platten, dicken Platten usw., verarbeitet wird, die gewünschten Materialeigenschaften erfüllt oder übertrifft. Das Eigenschaftengleichgewicht des Produktes wird das Eigenschaftengleichgewicht des Produktes, das aus derzeit handelsüblich verwendeten Legierungen hergestellt ist, übertreffen.

[0047] Sehr überraschend wurde ein chemischer Bereich in dem AA7000-Bereich gefunden, der zuvor unerforscht war und diese einzigartige Möglichkeit erfüllt.

[0048] Die vorliegende Erfindung ergab sich aus einer Untersuchung der Wirkung von Cu-, Mg- und Zn-Niveaus in Verbindung mit verschiedenen Niveaus und Arten von Dispersoidformern (z.B. Zr, Cr, Sc, Mn) bei den Phasen, die während der Verarbeitung gebildet werden. Einige dieser Legierungen wurden zu Blechen und Platten verarbeitet und auf Zug, Kahn-tear-Zähigkeit und Korrosionsbeständigkeit getestet. Die Auswertungen dieser Ergebnisse führten zu der überraschenden Einsicht, dass eine Aluminiumlegierung mit einer chemischen Zusammensetzung innerhalb eines bestimmten Bereiches exzellente Eigenschaften sowohl für Blech-, Platten-, Dickplatten-, Extrusions- als auch Schmiedematerial zeigt.

[0049] Des Weiteren wird ein Verfahren zur Herstellung des erfindungsgemäßen Aluminiumlegierungsproduktes beschrieben. Das Verfahren zur Herstellung eines Produktes aus einer hochfesten, hochzähnen AA7000-Serienlegierung mit einer guten Korrosionsbeständigkeit enthält die folgenden Verfahrensschritte:

[0050] a) Gießen eines Barrens mit einer Zusammensetzung, wie sie in der vorliegenden Beschreibung dargelegt ist;

[0051] b) Homogenisieren und/oder Vorwärmen des Barrens nach dem Gießen;

[0052] c) Warmbearbeiten des Barrens in ein vorbearbeitetes Produkt durch ein oder mehrere Verfahren, die aus der Gruppe bestehend aus Walzen, Extrudieren und Schmieden ausgewählt werden;

[0053] d) optionales Wiedererwärmen des vorbearbeiteten Produktes und entweder

[0054] e) Warmbearbeiten und/oder Kaltbearbeiten zu einer gewünschten Arbeitsstückform;

[0055] f) Lösungsglühen (SHT) des geformten Arbeitsstückes bei einer Temperatur und für eine Zeit, die ausreicht, im wesentlichen alle löslichen Bestandteile in der Legierung in feste Lösung zu bringen;

[0056] g) Abschrecken des lösungsgeglühten Arbeitsstückes durch Sprühabschreckung oder Tauchabschreckung in Wasser oder anderen Abschreckmedien;

[0057] h) optionales Strecken oder Stauchen des abgeschreckten Arbeitsstückes oder andere Kaltbearbeitung, um Spannungen zu mindern, z.B. Nivellieren der Blechprodukte;

[0058] i) künstliches Altern des abgeschreckten und optional gestreckten oder gestauchten Arbeitsstückes, um eine gewünschte Härte zu erzielen, z.B. die Härten, die aus der Gruppe enthaltend T6, T74, T76, T751, T7451, T7651, T77 und T79 ausgewählt sind.

[0059] Die Legierungsprodukte der vorliegenden Erfindung werden herkömmlicher Weise durch Schmelzen hergestellt und können durch Direct Chilli (D.C.) oder andere passende Gießtechniken in Barren gegossen werden. Die Homogenisierungsbehandlung wird typischerweise in einem oder mehreren Schritten durchgeführt, wobei jeder Schritt eine Temperatur, vorzugsweise in dem Bereich von 460 bis 490°C, hat. Die Vorwärmtemperatur umfasst das Erwärmen des Walzbarrens auf die Eingangstemperatur des Warmwalzwerkes, die typischerweise in einem Temperaturbereich von 400 bis 460°C liegt. Warmbearbeiten des Legierungsproduktes kann durch ein oder mehrere Verfahren, die aus der Gruppe bestehend aus Walzen, Extrudieren und Schmieden ausgewählt sind, erfolgen. Für die vorliegende Legierung ist Warmwalzen bevorzugt. Lösungsglühen wird typischerweise im selben Temperaturbereich, wie für die Homogenisierung verwendet, ausgeführt, obwohl die Haltezeiten etwas kürzer gewählt werden können.

[0060] In einer Ausführungsform des Verfahrens gemäß der Erfindung enthält der Schritt (i) des künstlichen Alterns einen ersten Alterungsschritt bei einer Temperatur in einem Bereich von 105° C bis 135° C, vorzugsweise für 2 bis 20 Stunden, und einen zweiten Alterungsschritt bei einer Temperatur in einem Bereich von 135° C bis 210° C, vorzugsweise für 4 bis 20 Stunden. In einer weiteren Ausführungsform kann ein dritter Alterungsschritt bei einer Temperatur in einem Bereich von 105°C bis 135°C und vorzugsweise für 20 bis 30 Stunden angewandt werden.

[0061] Ein überraschend ausgezeichnetes Eigenschaftsgleichgewicht wird erzielt, welche Dicke auch immer erzeugt wird. In einem Blechdickenbereich von bis zu 1,5 Zoll sind die Eigenschaften exzellent für Rumpfbleche und vorzugsweise ist die Dicke bis zu 1 Zoll. In dem Dünnp Plattendickenbereich von 0,7 bis 3 Zoll sind die Eigenschaften exzellent für Flügelplatten, z.B. Unterflügelplatten. Der Dünnp Plattendickenbereich kann auch für Längsholme verwendet werden, oder um eine Einheit aus einer Flügelplatte und einem Holm für die Verwendung in einer Flugzeugflügelstruktur zu bilden. Länger gealtertes Material ergibt eine ausgezeichnete Oberfläche, wohingegen ein wenig mehr Überaltern exzellente Eigenschaften für eine Unterflügelplatte gibt. Bei der Verarbeitung zu dickeren Maßen von mehr als 2,5 Zoll bis etwa 11 Zoll oder mehr werden exzellente Eigenschaften erhalten für feste Bestandteile, die aus Platten maschinell hergestellt werden, oder um einen festen Holm für die Verwendung in einer Flugzeugflügelstruktur zu bilden, oder in der Form einer Rippe für die Verwendung in einer Flugzeugflügelstruktur. Die Produkte mit dickerem Maß können auch als Werkzeugplatten oder Formplatten verwendet werden, z.B. für Formen zur Herstellung geformten Kunststoffprodukte, z.B. durch Druckguss oder Spritzguss. Wenn hier oben Dickenbereiche angegeben sind, ist es unmittelbar für den Fachmann offensichtlich, dass dies die Dicke des dicksten Querschnittspunktes in dem Legierungsprodukt ist, das aus einem solchen Blech, dünnen Platte oder dicken Platte, hergestellt ist. Das Legierungsprodukt gemäß der Erfindung kann auch in Form eines Stufenextrusions- oder Extrusionsholms für die Verwendung in einer Flugzeugstruktur vorliegen oder in der Form eines geschmiedeten Holms für die Verwendung in einer Flugzeugflügelstruktur. Überraschenderweise können all diese Produkte mit exzellenten Eigenschaften aus einer Legierung mit einer einzigen chemischen Zusammensetzung erhalten werden.

[0062] In der Ausführungsform, bei der Strukturkomponenten, z.B. Rippen, aus dem Legierungsprodukt gemäß der Erfindung hergestellt werden, das eine Dicke von 2,5 Zoll oder mehr hat, erhöhte die Komponente im Vergleich zu ihrem AA7050-Aluminiumlegierungsgegenstück die Dehnung. Insbesondere die Dehnung (oder A50) in der ST-Testrichtung ist 5 % oder mehr und in den besten Ergebnissen 5,5 % oder mehr.

[0063] Ferner hat in der Ausführungsform, bei der die Strukturkomponenten aus dem Legierungsprodukt gemäß der Erfindung hergestellt werden, das eine Dicke von 2,5 Zoll oder mehr hat, die Komponente eine Kapp-Bruchzähigkeit in L-T-Testrichtung bei umgebender Raumtemperatur und wenn sie bei S/4 gemäß ASTM E561 unter Verwendung von 16 Zoll Mittelrissplatten (centre cracked panels) (M(T) oder CC(T)) gemessen wird, und zeigt eine mindestens 20 %ige Verbesserung verglichen zu seinem AA7050-Aluminiumlegierungsgegenstück, wobei in den besten Beispielen eine Verbesserung von 25% oder mehr gefunden wird.

[0064] In der Ausführungsform, in der das Legierungsprodukt extrudiert wurde, wurden die Legierungsprodukte vorzugsweise in Profile extrudiert, die an ihrem dicksten Querschnittspunkt eine Dicke im Bereich von bis zu 10 mm und vorzugsweise im Bereich von 1 bis 7 mm hatten. In der extrudierten Form kann das Legierungsprodukt jedoch auch Dickplattenmaterial ersetzen, das herkömmlicher Weise durch maschinelle Hochgeschwindigkeitsbearbeitung oder Walztechniken in eine geformte Strukturkomponente gebracht wird. In dieser Ausführungsform hat das extrudierte Legierungsprodukt vorzugsweise an seinem dicksten Querschnittspunkt eine Dicke im Bereich von 2 bis 6 Zoll.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0065] Fig. 1 ist eine Mg-Cu-Diagramm, das den Cu-Mg-Bereich für die Legierung gemäß der Erfindung, gemeinsam mit schmäleren bevorzugten Bereichen darstellt;

[0066] Fig. 2 ist ein Diagramm, das die Bruchzähigkeit gegen die Dehngrenze für das Legierungsprodukt gemäß der Erfindung mit verschiedenen Referenzen vergleicht;

[0067] Fig. 3 ist ein Diagramm, das die Bruchzähigkeit gegen die Dehngrenze für das Legierungsprodukt gemäß dieser Erfindung in einem 30 mm Maß mit zwei Referenzen vergleicht;

[0068] Fig. 4 ist ein Diagramm, das die Flächenspannungsbruchzähigkeit gegen die Dehngrenze für die Legierungsprodukte gemäß der Erfindung unter Verwendung verschiedener Herstellungsverfahren vergleicht.

[0069] Fig. 1 zeigt schematisch die Bereiche für das Cu und Mg für die Legierung gemäß der vorliegenden Erfindung in ihren bevorzugten Ausführungsformen, wie sie in den nebengeordneten Ansprüchen 2 bis 4 festgehalten sind. Ebenfalls gezeigt sind zwei engere bevorzugtere Bereiche. Die Bereiche können auch unter Verwendung der Punkte A, B, C, D und E einer fünfeckigen Box identifiziert werden. Bevorzugte Bereiche sind durch A' bis E' und bevorzugtere Bereiche durch A'' bis E'' identifiziert. Die Koordinaten sind in Tabelle 1 aufgelistet. In Fig. 1 sind auch die Legierungszusammensetzungen, wie in den folgenden Beispielen erwähnt, als einzelne Punkte dargestellt.

TABELLE 1

[0070] Koordinaten (in Gew.%) für die Punkte der Cu-Mg-Bereiche für die bevorzugten Bereiche des Legierungsproduktes gemäß der Erfindung.

Punkt	(Mg, Cu) breiter Bereich	Punkt	(Mg, Cu) bevorzugter Bereich	Punkt	(Mg, Cu) bevorzugterer Bereich
A	1.90, 1.11	A'	1.90, 1.21	A''	1.90, 1.21
B	1.90, 1.76	B'	1.90, 1.71	B''	1.90, 1.61
C	2.05, 1.80	C'	2.05, 1.80	C''	2.05, 1.75
D	2.20, 1.80	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

BEISPIELE

BEISPIEL 1

[0071] In einem Labormaßstab wurden Legierungen gegossen, um das Prinzip der vorliegenden Erfindung zu beweisen und zu 4,0 mm Blätter oder 30 mm Platten verarbeitet. Die Legierungszusammensetzungen sind in Tabelle 2 aufgelistet, wobei für alle Barren Fe <0,06, Si <0,04, Ti <0,01, Rest Aluminium gilt. Walzblöcke mit ungefähr 80 x 80 x 100 mm (Höhe x Breite x Länge) wurden von runden, im Laboratorium gegossenen Barren von etwa 12 kg abgesägt. Die Barren wurden bei $460 \pm 5^\circ\text{C}$ für etwa 12 Stunden und anschließend bei $475 \pm 5^\circ\text{C}$ für etwa 24 Stunden homogenisiert und anschließend langsam luftgekühlt, um einen industriellen Homogenisierungsprozess zu imitieren. Die Walzbarren wurden vorerwärmt für etwa 6 Stunden bei $410 \pm 5^\circ\text{C}$. In einem Zwischendickenbereich von etwa 40 bis 50 mm wurden die Blöcke bei $410 \pm 5^\circ\text{C}$ wiedererwärmt. Einige Blöcke wurden warmgewalzt auf ein Endmaß von 30 mm, andere wurden warmgewalzt auf ein Endmaß von 4,0 mm. Während des gesamten Warmwalzverfahrens wurde darauf geachtet, ein Warmwalzen im industriellen Maßstab zu imitieren. Die warmgewalzten Produkte wurden lösungsgeglüht und abgeschreckt. Die meisten wurden in Wasser abgeschreckt, aber einige wurden auch in Öl abgeschreckt, um die Mitteldicken- und Vierteldicken-Abschreckrate einer 6 Zoll dicken Platte zu imitieren. Die Produkte wurden um

etwa 1,5% kaltgereckt, um die verbleibende Spannung zu entspannen. Das Alterungsverhalten der Legierungen wurde untersucht. Die Endprodukte wurden auf eine nahe Spitzenalterungshärte überaltert (z.B. T76 oder T77-Härte).

[0072] Zugeigenschaften wurden entsprechend EN10.002 getestet. Die Zugproben von dem 4 mm dicken Blech waren flache EURO-NORM-Proben mit 4 mm Dicke. Die Zugproben von den 30 mm Platte waren runde Zugproben, die von der Mitteldicke genommen wurden. Die Zugtestergebnisse in Tabelle 1 sind aus der L-Richtung. Die Kahn-Tear-Zähigkeit wurde gemäß ASTM B871-96 getestet. Die Testrichtung der Ergebnisse aus Tabelle 2 ist die T-L-Richtung. Die sogenannte Kerbzähigkeit kann durch Dividieren der Rissfestigkeit, die durch den Kahn-Tear-Test erhalten wurde, durch die Dehngrenze ("TS/Rp") erhalten werden. Dieses typische Ergebnis aus dem Kahn-Tear-Test ist im Stand der Technik bekannt, ein guter Indikator für die wahre Bruchzähigkeit zu sein. Die Einheit Fortpflanzungsenergie (unit propagation energy "UPE"), die ebenfalls durch den Kahn-Tear-Test erhalten wird, ist die Energie, die notwendig ist für Rissvergrößerung. Man glaubt, dass je höher die UPE ist, desto schwieriger ist es, den Riss zu vergrößern, was eine wünschenswerte Eigenschaft des Materials ist.

[0073] Um für ein gutes Korrosionsverhalten zu qualifizieren, muss die Schichtkorrosionsbeständigkeit ("EXCO"), wenn sie gemäß ASTM G34-97 gemessen wird, zumindest "EA" oder besser sein.

[0074] Die intergranulare Korrosion ("IGC"), wenn sie gemäß MIL-H-6088 gemessen wird, fehlt vorzugsweise. Ein wenig Lochkorrosion ist akzeptabel, sollte jedoch vorzugsweise ebenfalls fehlen.

[0075] Um eine vielversprechende Kandidatenlegierung passend für eine Vielfalt von Produkten zu haben, müsste diese die folgenden Erfordernisse im Labormaßstab erfüllen: Eine Dehngrenze von mindestens 510 MPa, eine Bruchfestigkeit von mindestens 560 MPa, eine Kerbzähigkeit von zumindest 1,5 und eine UPE von mindestens 200 kJ/m². Die Ergebnisse für die verschiedenen Legierungen als Funktion der Verarbeitung sind ebenfalls in Tabelle 2 aufgelistet.

[0076] Um alle diese gewünschten Materialeigenschaften zu erfüllen, muss die chemische Zusammensetzung der Legierung sorgfältig ausgeglichen sein. Gemäß den vorliegenden Ergebnissen fand man, dass zu hohe Werte für Cu-, Mg- und Zn-Gehalte nachteilig für die Zähigkeit und Korrosionsbeständigkeit sind. Wohingegen zu geringe Werte nachteilig für hohe Festigkeitsniveaus sind.

Tabelle 2

Proben-Nr.	Erfindungs- legierung J/N	Dicke (mm)	Härte	Mg (Gew.%)	Cu (Gew.%)	Zn (Gew.%)	Zr (Gew.%)	Andere (Gew.%)	Rp (MPa)	Rm (MPa)	UPE (kJ/m ²)	Ts/Rp
1	nein	30	T77	1.84	1.47	7.4	0.10	-	587	627	312	1.53
2	nein	30	T76	1.66	1.27	8.1	0.09	-	530	556	259	1.76
3	ja	4	T76	2.00	1.54	6.8	0.11	-	517	563	297	1.62
4	nein	4	T76	2.00	1.52	5.6	0.01	0.16 Cr	473	528	232	1.45
5	nein	4	T76	2.00	1.53	5.6	0.06	0.08 Cr	464	529	212	1.59
6	nein	4	T76	1.82	1.68	7.4	0.10	-	594	617	224	1.44
7	ja	30	T76	2.09	1.30	8.2	0.09	-	562	590	304	1.64
8	ja	4	T77	2.20	1.70	8.7	0.11	-	614	626	115	1.38
9	nein	4	T77	1.81	1.69	8.7	0.10	-	574	594	200	1.47
10	nein	4	T76	2.10	1.54	5.6	0.07	-	490	535	245	1.53
11	nein	4	T76	2.20	1.90	6.7	0.10	-	563	608	-	1.07
12	nein	4	T76	1.98	1.90	6.8	0.09	-	559	592	-	1.32
13	nein	4	T77	2.10	2.10	8.6	0.10	-	623	639	159	1.31
14	nein	4	T77	2.50	1.70	8.7	0.10	-	627	643	117	1.33
15	nein	4	T77	1.70	2.10	8.6	0.12	-	584	605	139	1.44
16	nein	4	T77	1.70	2.40	8.6	0.11	-	598	619	151	1.42
17	nein	4	T76	2.40	1.54	5.6	0.01	-	476	530	64	1.42
18	nein	4	T76	2.30	1.54	5.6	0.07	-	488	542	52	1.54
19	nein	4	T76	2.30	1.52	5.5	0.14	-	496	543	155	1.66
20	ja	4	T76	2.19	1.54	6.7	0.11	0.16 Mn	521	571	241	1.65
21	nein	4	T76	2.12	1.51	5.6	0.12	-	471	516	178	1.42

[0077] Aber sehr überraschend erhöht ein höheres Zn-Niveau die Zähigkeit und Rissvergrößerungsbeständigkeit. Daher ist es wünschenswert, ein höheres Zn-Niveau zu verwenden und dies mit geringeren Mg- und Cu-Niveaus zu kombinieren. Es wurde herausgefunden, dass der Zn-Gehalt nicht unter 6,5 % und vorzugsweise nicht unter 6,7 %, und am meisten bevorzugt nicht unter 6,9 %, liegen sollte.

[0078] Mg ist erforderlich, um annehmbare Festigkeitsniveaus zu haben. Es wurde gefunden, dass ein Verhältnis von Mg zu Zn von etwa 0,27 % oder geringer die beste Festigkeits-Zähigkeitskombination zu ergeben scheint. Die Mg-Niveaus sollten jedoch nicht 2,2 % übersteigen und vorzugsweise nicht 2,1 % übersteigen, und am bevorzugtesten nicht 1,97 % übersteigen, mit einem bevorzugteren oberen Niveau von 1,95 %. Diese Obergrenze ist tiefer als bei den herkömmlichen AA-Bereichen der derzeit verwendeten handelsüblichen Raumfahrtlegierungen, wie AA7050, AA7010 und AA7075.

[0079] Um eine wünschenswerte, sehr hohe Rissvergrößerungsbeständigkeit (oder UPE) zu haben, müssen die Mg-Niveaus sorgfältig ausgeglichen sein und sollten vorzugsweise in derselben Größenordnung oder leicht über den Cu-Niveaus liegen und vorzugsweise $(0,9 \times \text{Mg} - 0,6) \leq \text{Cu} \leq (0,9 \times \text{Mg} + 0,05)$. Der Cu-Gehalt sollte nicht zu hoch sein. Es wurde herausgefunden, dass der Cu-Gehalt nicht höher als 1,9 % sein sollte und vorzugsweise nicht 1,80 % übersteigen sollte und bevorzugter nicht 1,75 % übersteigen sollte.

[0080] Die Dispersoidformer, die in AA7xxx-Serienlegierungen verwendet werden, sind typischerweise Cr, wie z.B. in AA7x75, oder Zr, wie in z.B. AA7x50 und AA7x10. Herkömmlicherweise wird geglaubt, dass Mn nachteilig für Zähigkeit ist, aber sehr zu unserer Überraschung zeigt eine Kombination von Mn und Zr noch ein sehr gutes Festigkeitszähigkeitsgleichgewicht.

BEISPIEL 2 (NICHT GEMÄß DER ERFINDUNG)

[0081] Eine Charge Walzbarren im Maßstab 1:1 mit einer Dicke von 440 mm wurde im industriellen Maßstab durch ein DC-Gießen hergestellt und hatte die chemische Zusammensetzung (in Gew.%): 7,43 % Zn, 1,83 % Mg, 1,48 % Cu, 0,08 % Zr, 0,02 % Si und 0,04 % Fe, Rest Aluminium und unvermeidbare Unreinheiten. Einer dieser Barren wurde entzündert, homogenisiert für 12 h/470° C und 24 h/475° C und luftgekühlt auf Umgebungstemperatur. Dieser Barren wurde vorerwärmt für 8 h/410° C und dann warmgewalzt auf etwa 65 mm. Der Walzblock wurde dann um 90° gedreht und weiter warmgewalzt auf etwa 10 mm. Schließlich wurde der Walzblock kaltgewalzt auf ein Maß von 5,0 mm. Das erhaltene Blech wurde lösungsgeglüht bei 475° C für etwa 30 Minuten, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die resultierenden Bleche wurden durch ein Kaltstreckverfahren um etwa 1,8 % entspannt. Zwei Alterungsvarianten wurden hergestellt;

[0082] Variante A: für 5 h/120° C + 9 h/155° C und Variante B: für 5 h/120°C + 9 h/165°C.

[0083] Die Zugergebnisse wurden gemäß EN 10.002 gemessen. Die Stauchgrenze ("CYS") wurde gemäß ASTM E9-89a gemessen. Die Scherfestigkeit wurde gemäß ASTM B831-93 gemessen. Die Bruchzähigkeit, Kapp, wurde gemäß ASTM E561-98 an 16 Zoll breiten Mittelsplattens (centre cracked panels) [M(T) oder CC(T)] gemessen. Kapp wurde bei Umgebungstemperatur (RT) und bei -65°F gemessen. Als Referenzmaterial wurde auch ein hochschadenstolerantes ("HDT") AA2x24-T351 getestet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 3 aufgelistet.

TABELLE 3

	Altern	L-TYS (MPa)	LT-YS (MPa)	L-UTS (MPa)	LT-UTS (MPa)	L-T CYS (MPa)	T-L CYS (MPa)
INV	Variante A	544	534	562	559	554	553
INV	Variante B	489	472	526	512	492	500
HDT-2x24	T351	360	332	471	452	329	339
	Altern	L-T Scher (MPa)	T-L Scher (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}
INV	Variante A	372	373	103	100	-	-
INV	Variante B	340	338	132	127	102	103
HDT-2x24	T351	328	312	-	101	-	103

[0084] Die Schichtkorrosionsbeständigkeit wurde gemäß ASTM G34-97 gemessen. Beide Varianten A und B zeigten EA-Bewertung.

[0085] Die gemäß MIL-H-6088 gemessene intergranulare Korrosion für Variante A war etwa 70 µm und für Variante B etwa 45 µm. Beide sind wesentlich geringer als die typischen 200 µm, wie sie für die Referenz AA2x24-T351 gemessen wurden.

[0086] Aus Tabelle 3 kann man sehen, dass es eine wesentliche Verbesserung bei den Legierungen gemäß den Varianten A und B gibt. Eine wesentliche Erhöhung der Festigkeit bei vergleichbaren oder sogar höheren Bruchzähigkeitsniveaus. Die Legierung gemäß den Varianten A und B sind auch bei einer niedrigen Temperatur von -65°F, der derzeit standardmäßigen hochschadenstoleranten Rumpflegierung AA2x24-T351 überlegen. Zu bemerken ist, dass auch die Korrosionsbeständigkeit dieser Legierungen wesentlich besser ist als jene der AA2x24-T351.

[0087] Die Ermüdungsrissvergrößerungsrate ("FCGR") wurde gemäß ASTM E647-99 an 4 Zoll breiten Kompaktspannungsplatten [C(T)] mit einem R-Verhältnis von 0,1 getestet. In Tabelle 3 wurde das da/dn pro Zyklus in einem Spannungsbereich von $\Delta K = 27,5 \text{ ksi.in}^{0,5}$ (= etwa 30 MPa.m^{0,5}) der Legierungen gemäß Variante A und B mit der hochschadenstoleranten AA2x24-T351-Referenzlegierung verglichen.

[0088] Es kann klar aus den Ergebnissen in Tabelle 4 gesehen werden, dass die Rissvergrößerung dieser Legierungen besser ist als jene des hochschadenstoleranten AA2x24-T351.

TABELLE 4

[0089] Rissvergrößerung pro Zyklus in einem Spannungsbereich von $\Delta K = 27,5 \text{ ksi.in}^{0,5}$

INV	Variante A	L-T	96%
INV	Variante A	T-L	84%
INV	Variante B	L-T	73%
INV	Variante B	T-L	74%
HDT-2X24	T351	L-T	100%

BEISPIEL 3 (NICHT GEMÄß DER ERFINDUNG)

[0090] Ein anderer Barren im Maßstab 1:1, der von der DC-gegossenen Charge aus Beispiel 2 genommen wurde, wurde in eine Platte von 6 Zoll Dicke verarbeitet. Auch dieser Barren wurde entzündert, homogenisiert für 12 h/470° C und 24 h/475° C und luftgekühlt auf Umgebungstem-

peratur. Der Barren wurde für 8 h/410° C vorgewärmt und dann warmgewalzt auf etwa 152 mm. Die erhaltene warmgewalzte Platte wurde lösungsgeglüht bei 475° C für etwa 7 Stunden, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die Platten wurden durch einen Kaltreckvorgang von etwa 2% entspannt. Mehrere verschiedene Zweischrittalterungsverfahren wurden angewandt.

[0091] Die Zugergebnisse wurden gemäß EN 10.002 gemessen. Die Proben wurden von der T/4-Position genommen. Die Flächenzugbruchzähigkeit K_q wurde gemäß ASTM E399-90 gemessen. Wenn die Gültigkeitserfordernisse, wie sie in ASTM E399-90 gegeben sind, erreicht wurden, sind diese K_q -Werte eine wirkliche Materialeigenschaft und werden K_{1C} genannt. Der K_{1C} wurde bei Umgebungsraumtemperatur ("RT") gemessen. Die Schichtkorrosionsbeständigkeit wurde gemäß ASTM G34-97 gemessen. Die Ergebnisse sind in Tabelle 5 aufgelistet. Alle Alterungsvarianten, die in Tabelle 5 gezeigt sind, zeigen "EA"-Wertung.

[0092] In Fig. 2 ist ein Vergleich gegenüber den Ergebnissen, die in US 2002/0150 498 A1, Tabelle 2, die als Referenz eingebracht wurde, dargestellt sind, gegeben. In dieser US-Patentanmeldung ist ein Beispiel (Beispiel 1) eines ähnlichen Produktes gegeben, jedoch mit einer anderen chemischen Zusammensetzung, das als für Abschreckungssensitivität optimiert angegeben ist. In den Legierungen wurde ein ähnliches Zug- gegen Zähigkeitsgleichgewicht wie in dieser US-Patentanmeldung erzielt. Jedoch zeigen die Legierungen des Versuchs zumindest überlegene EXCO-Beständigkeit.

[0093] Ferner ist auch die Dehnung der Legierungen des Versuchs jener, die in US 2002/0150 498 A1, Tabelle 2 offenbart ist, überlegen. Das Gesamteigenschaftsgleichgewicht der Legierung gemäß des Versuchs, wenn sie zu einer 6 Zoll-dicken Platte verarbeitet ist, ist besser als jenes, das in US 2002/0150 498 A1 offenbart ist. In Fig. 2 sind auch dokumentierte Daten für Dickenmaße von 75 bis 220 mm für die AA7050/7010-Legierung (siehe AIMS 03-02-022, Dezember 2001), die AA7050/7040-Legierung (siehe AIMS 03-02-019, September 2001) und der AA7085-Legierung (siehe AIMS 03-02-025, September 2002) gezeigt.

TABELLE 5

Alterungsverfahren	L-TYS (MPa)	L-UTS (MPa)	L-A50 (%)	L-T K_{1C} (MPa.m ^{0.5})	EXCO
5h/120°C+ 11 h/165°C	453	497	9,9	-	EA
5h/120°C+ 13h/165°C	444	492	12,5	44,4	EA
5h/120°C+ 15h/165°C	434	485	13,0	45,0	EA
5h/120°C + 12h/160°C	494	523	10,5	39,1	EA
5h/120°C+ 14h/160°C	479	213	8,3	-	EA

BEISPIEL 4 (NICHT GEMÄß DER ERFINDUNG)

[0094] Ein anderer Barren im Maßstab 1:1, der aus der DC-Gusscharge aus Beispiel 2 genommen wurde, wurde zu Platten von jeweils 63,5 mm und 30 mm Dicke verarbeitet. Der gegossene Barren wurde entzundert, homogenisiert für 12 h/470°C und 24 h/475° C und luftgekühlt auf Umgebungstemperatur. Der Barren wurde vorgewärmt für 8 h/410° C und dann warmgewalzt auf jeweils 63,5 und 30 mm. Die erhaltenen warmgewalzten Platten wurden lösungsgeglüht (SHT) bei 475°C für etwa 2 bis 4 Stunden, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die Platten wurden durch einen Kaltreckungsvorgang von jeweils 1,7% und 2,1% für die 63,5 mm und 30 mm Platten entspannt. Mehrere verschiedene Zweischrittalterungsverfahren wurden angewandt.

[0095] Die Zugergebnisse wurden gemäß EN 10.002 gemessen. Die Flächenspannungsbruchzähigkeit K_q wurde gemäß ASTM E399-90 an CT-Proben gemessen. Wenn die Gültigkeitserfordernisse, wie sie in ASTM E399-90 gegeben sind, erreicht wurden, sind diese K_q -Werte eine wirkliche Materialeigenschaft und werden K_{1C} genannt. Der K_{1C} wurde bei Umgebungsraumtemperatur ("RT") gemessen. Die EXCO-Schichtkorrosionsbeständigkeit wurde

gemäß ASTM G34-97 gemessen. Die Ergebnisse sind in Tabelle 6 aufgelistet. Alle Alterungsvarianten, wie in Tabelle 6 gezeigt, zeigten "EA"-Wertung.

TABELLE 6

Dicke (mm)	Altern (°C-h)	TYS MPa	UTS MPa	A50 (%)	L-T K _{1C} MPa·vm	TYS (Mpa)	UTS (Mpa)	A50 (%)	T-L K _{1C} MPa·m ^{0,5}
		L-Richtung				LT-Richtung			
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	493	539	14,3	46,8

[0096] In Tabelle 7 sind Werte von handelsüblichen Oberflügellegierungen gemäß derzeitigem Stand der Technik gegeben, die typische Daten gemäß den Lieferanten dieses Materials (Legierung 7150-T7751 Platte und 7150-T77511 Extrusionsmaterial, Alcoa Mill Products, Inc., ACRP-069-B) sind.

TABELLE 7

[0097] Typische Werte aus ALCOA technisches Datenblatt von AA7150-T77 und AA7055-T77, beide Platten 25 mm

Dicke (mm)	Altern (°C-h)	TYS MPa	UTS MPa	A50 (%)	L-TK _{1C} MPa·m ^{0,5}	TYS (Mpa)	UTS (Mpa)	A50 (%)	T-L K _{1C} MPa·m ^{0,5}
		L-Richtung				LT-Richtung			
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

[0098] In Fig. 3 ist ein Vergleich der Legierung dieses Beispiels mit AA7150-T77 und AA7055-T77 gegeben. Aus Fig. 3 ist klar ersichtlich, dass das Zug- gegen Zähigkeitsgleichgewicht der vorliegenden Legierung den handelsüblich erhältlichen AA7150-T77 und auch AA7055-T77 überlegen ist.

BEISPIEL 5 (NICHT GEMÄß DER ERFINDUNG)

[0099] Ein anderer Barren im Maßstab 1:1, der aus der DC-Gusscharge des Beispiels 2 genommen wurde (im Folgenden in Beispiel 5 "Legierung A"), wurde zu 20 mm dicken Platten verarbeitet. Ebenso wurde ein anderer Guss gemacht (bezeichnet für dieses Beispiel mit "Legierung B") mit einer chemischen Zusammensetzung (in Gew.%): 7,39 % Zn, 1,66 % Mg, 1,59 % Cu, 0,08 % Zr, 0,03 % Si und 0,04 % Fe, Rest Aluminium und unvermeidbare Unreinheiten. Diese Barren wurden entzündert, homogenisiert bei 12 h/470° C + 24 h/475° C und luftgekühlt auf Umgebungstemperatur. Zur weiteren Bearbeitung wurden drei verschiedene Wege verwendet.

[00100] Weg 1: Die Barren aus Legierung A und B wurden vorgewärmt für 6 h/420° C und dann warmgewalzt auf etwa 20 mm.

[00101] Weg 2: Der Barren aus Legierung A wurde vorgewärmt für 6 h/460°C und dann warmgewalzt auf etwa 20 mm.

[00102] Weg 3: Der Barren aus Legierung B wurde vorgewärmt für 6 h/420°C und dann warmgewalzt auf etwa 24 mm, anschließend wurden diese Platten kaltgewalzt auf 20 mm.

[00103] Somit wurden vier Varianten hergestellt und bezeichnet mit: A1, A2, B1 und B3. Die resultierenden Platten wurden lösungsgeglüht bei 475°C für etwa 2 bis 4 Stunden, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die Platten wurden durch einen Kaltreckvorgang von etwa 2,1 % entspannt. Mehrere verschiedene Zweischrittalterungsverfahren wurden angewandt, wobei z.B. "120-5/150-10" bedeutet 5 Stunden bei 120°C gefolgt von 10 Stunden bei 150° C.

[00104] Die Zugergebnisse wurden gemäß EN 10.002 gemessen. Die Flächenspannungsbruchzähigkeit K_q wurde gemäß ASTM E399-90 an CT-Proben gemessen. Wenn die Gültigkeitserfordernisse, wie in ASTM E399-90 gegeben sind, erfüllt wurden, sind diese K_q -Werte wirkliche Materialeigenschaft und werden K_{1C} oder KIC genannt. Anzumerken ist, dass die meisten der Bruchzähigkeitsmessungen in diesem Beispiel die Gültigkeitskriterien gemäß Probenbreite nicht erreicht haben. Die angegebenen K_q -Werte sind in Bezug auf K_{1C} konservativ, mit anderen Worten die angegebenen K_q -Werte sind tatsächlich im allgemeinen niedriger als die Standard- K_{1C} -Werte, die erzielt werden, wenn die probengrößenabhängigen Gültigkeitskriterien aus ASTM E399-90 erfüllt sind. Die Schichtkorrosionsbeständigkeit wurde gemäß ASTM G34-97 gemessen. Die Ergebnisse sind in Tabelle 8 aufgelistet. Alle Alterungsvarianten, wie sie in Tabelle 8 gezeigt sind, zeigten "EA"-Wertung für die EXCO-Beständigkeit.

[00105] Die Ergebnisse aus Tabelle 8 sind in Fig. 4 graphisch dargestellt. In Fig. 4 wurden Linien durch die Datenpunkte gelegt, um einen Eindruck der Unterschiede zwischen A1, A2, B1 und B3 zu erhalten. Aus diesem Diagramm ist es klar ersichtlich, dass die Legierung A und B, wenn man A1 und B1 vergleicht, ein ähnliches Festigkeits- gegen Zähigkeitsverhalten haben. Das beste Festigkeits- gegen Zähigkeitsverhalten konnte entweder durch B3 (d.h. Kaltwalzen auf Enddicke) oder durch A2 (d.h. Vorwärmen bei einer höheren Temperatur) erhalten werden. Zu bemerken ist auch, dass die Ergebnisse aus Tabelle 8 ein wesentlich besseres Festigkeits- gegen Zähigkeitsgleichgewicht als AA7150-T77 und AA7055-T77, wie in Tabelle 7 aufgelistet, zeigen.

TABELLE 8

Legierung	Altern (°C-h)	TYS MPa	UTS MPa	A50 (%)	TYS (Mpa)	UTS (Mpa)	A50 (%)	T-L K_{1C} MPa.m ^{0,5}
		L-Richtung			LT-Richtung			
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

BEISPIEL 6

[00106] Im industriellen Maßstab wurden zwei Legierungen durch DC-Guss mit einer Dicke von 440 mm gegossen und in ein Blechprodukt von 4 mm verarbeitet. Die Legierungszusammensetzungen sind in Tabelle 9 aufgelistet, wobei die Legierung B eine Legierungszusammensetzung gemäß einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung darstellt, wenn das Legierungsprodukt in Form eines Blechproduktes ist.

[00107] Die Barren wurden entzündert, für 12 h/470° C + 24 h/475° C homogenisiert und dann

warmgewalzt auf ein Zwischenmaß von 65 mm und endwarmgewalzt auf etwa 9 mm. Schließlich **wurden** die warmgewalzten Zwischenprodukte auf ein Maß von 4 mm kaltgewalzt. Die erhaltenen Blechprodukte wurden lösungsgeglüht bei 475°C für etwa 20 Minuten, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die erhaltenen Bleche wurden durch ein Kaltreckverfahren von etwa 2 % entspannt. Die entspannten Bleche wurden danach für 5 h/120° C + 8 h/165° C gealtert. Die mechanischen Eigenschaften wurden analog zu Beispiel 1 getestet und die Ergebnisse sind in Tabelle 10 aufgelistet.

[00108] Die Ergebnisse dieses 1:1 Maßstabversuches bestätigen die Ergebnisse aus Beispiel 1, dass die positive Zugabe von Mn im angegebenen Bereich wesentlich die Zähigkeit (sowohl UPE als auch Ts/Rp) des Blechproduktes verbessert, was zu einem sehr guten und wünschenswerten Festigkeits-Zähigkeitsgleichgewicht führt.

TABELLE 9

[00109] Chemische Zusammensetzung der getesteten Legierungen, Rest Unreinheiten und Aluminium

Legierung	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

TABELLE 10

[00110] Mechanische Eigenschaften der getesteten Legierungsprodukte für zwei Testrichtungen

Legierung	L-Richtung						LT-Richtung					
	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

BEISPIEL 7

[00111] Im industriellen Maßstab wurden zwei Legierungen durch DC-Guss mit einer Dicke von 440 mm gegossen und in ein Plattenprodukt mit einer Dicke von 152 mm verarbeitet. Die Legierungszusammensetzungen sind in Tabelle 11 aufgelistet, wobei die Legierung C eine typische Legierung, die in den AA7050-Serienbereich fällt, darstellt und die Legierung D eine Legierungszusammensetzung gemäß einem bevorzugten Ausführungsbeispiel der Erfindung darstellt, wenn das Legierungsprodukt in der Form einer Platte, z.B. einer dicken Platte, vorliegt.

[00112] Die Barren wurden entzündert, in einem zweistufigen Zyklus von 12 h/470°C + 24 h/475°C homogenisiert und auf Umgebungstemperatur luftgekühlt. Der Barren wurde vorgewärmt für 8 h/410°C und dann auf das Endmaß warmgewalzt. Die erhaltenen Plattenprodukte wurde lösungsgeglüht bei 475°C für etwa 6 Stunden, gefolgt durch Wassersprühabschreckung. Die erhaltenen Platten wurden durch einen Kaltreckvorgang für etwa 2 % entspannt. Die entspannten Platten wurden unter Verwendung eines Zweischrittalterungsverfahrens von zuerst 5 h/120°C gefolgt von 12 h/165°C gealtert. Mechanische Eigenschaften wurden analog zu Beispiel 3 in drei Testrichtungen getestet und die Ergebnisse sind in den Tabellen 12 und 13 aufgelistet. Die Proben wurden für die L- und LT-Testrichtung aus der S/4-Position der Platte genommen und von der S/2-Position für die ST-Testrichtung. Die Kapp-Messungen wurden an S/2- und S/4-Stellen in der L-T-Richtung unter Verwendung von Tafeln mit einer Breite von 160 mm Mittelrisstafeln und einer Dicke von 6,3 mm nach Walzen vorgenommen. Diese Kapp-Messungen wurden bei Raumtemperatur in Übereinstimmung mit ASTM E561 vorgenommen.

Die Bezeichnung "ok" für SCC bedeutet, dass kein Versagen bei 180 MPa/45 Tage stattfand.

[00113] Aus den Ergebnissen aus den Tabellen 12 und 13 kann man sehen, dass die Legierung gemäß der Erfindung im Vergleich mit AA7050 gleiches Korrosionsverhalten hat, die Festigkeit (Streckgrenze und Zugfestigkeit) vergleichbar ist oder leicht besser als AA7050, insbesondere in der ST-Richtung. Aber wichtiger, die Legierung der vorliegenden Erfindung zeigte wesentlich bessere Ergebnisse bei Dehnung (oder A50) in der ST-Richtung. Die Dehnung (oder A50), insbesondere die Dehnung in ST-Richtung, ist ein wichtiger Konstruktionsparameter von unter anderem Rippen für die Verwendung in einer Flugzeugflügelstruktur. Das Legierungsprodukt gemäß der Erfindung zeigt ferner eine wesentliche Verbesserung in der Bruchzähigkeit (sowohl K_{1C} als auch Kapp).

TABELLE 11

[00114] Chemische Zusammensetzung der getesteten Legierungen, Rest Unreinheiten und Aluminium

Legierung	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

TABELLE 12

[00115] Zugtestergebnisse der Plattenprodukte für drei Testrichtungen

Legierung	TYS (MPa)	TYS (MPa)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	UTS (MPa)	UTS (MPa)	Dehnung (%)	Dehnung (%)	Dehnung (%)
	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

TABELLE 13

[00116] Weitere Eigenschaften der getesteten Plattenprodukte

Legierung	L-T KIC (MPa.m ^{0,5})	T-L KIC (MPa.m ^{0,5})	S-L KIC (MPa.m ^{0,5})	L-T Kapp (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

BEISPIEL 8

[00117] Im industriellen Maßstab wurden zwei Legierungen durch DC-Guss mit einer Dicke von 440 mm gegossen und in ein Plattenprodukt mit einer Dicke von 63,5 mm verarbeitet. Die Legierungszusammensetzungen sind in Tabelle 14 aufgelistet, wobei die Legierung F eine Legierungszusammensetzung gemäß einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung darstellt, wenn das Legierungsprodukt in Form einer Platte für Flügel vorliegt.

[00118] Die Barren wurden entzündert, in einem Zweischrittzzyklus von 12 h/470°C + 24 h/475°C homogenisiert und auf Umgebungstemperatur luftgekühlt. Der Barren wurde vorgewärmt für 8 h/410°C und dann warmgewalzt auf Endmaß. Die erhaltenen Plattenprodukte wurden lösungsgeglüht bei 475°C für etwa 4 Stunden, gefolgt durch Wassersprühabschrecken. Die erhaltenen Platten wurden durch ein Kaltreckverfahren für etwa 2% gereckt. Die gereckten Platten wurden unter Verwendung eines Zweischrittalterungsvorganges von zuerst 5 h/120°C,

gefolgt von 10 h/155°C gealtert.

[00119] Mechanische Eigenschaften wurden analog zu Beispiel 3 in drei Testrichtungen getestet und sind in Tabelle 15 aufgelistet. Die Proben wurden von der T/2-Position genommen. Beide Legierungen hatten ein EXCO-Testergebnis von "EB".

[00120] Aus den Ergebnissen aus Tabelle 15 kann man sehen, dass die positive Zugabe von Mn in einem Zuwachs der Zugeigenschaften resultiert. Aber wichtiger die Eigenschaften und insbesondere die Dehnung (oder A50) in der ST-Richtung sind wesentlich verbessert. Die Dehnung (oder A50) in der ST-Richtung ist ein wichtiger Konstruktionsparameter für Strukturelemente eines Flugzeuges, z.B. Flügelplattenmaterial.

TABELLE 14

[00121] Chemische Zusammensetzung der getesteten Legierungen, Rest Unreinheiten und Aluminium

Legierung	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

TABELLE 15

[00122] Mechanische Eigenschaften der getesteten Produkte für drei Testrichtungen

Legierung	L-Richtung			LT-Richtung			ST-Richtung		
	TYS (MPa)	UTS (MPa)	Dehnung (%)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	Dehnung (%)	TYS (MPa)	UTS (MPa)	Dehnung (%)
E	566	599	12	521	561	11	493	565	5,3
F	569	602	13	536	573	9,5	520	586	8,1

Patentansprüche

1. Aluminiumlegierung mit hoher Festigkeit und Bruchzähigkeit und einer guten Korrosionsbeständigkeit, wobei die Legierung im wesentlichen in Gew.% enthält:

Zn 6,5 bis 9,5
Mg 1,9 bis 2,2
Cu 1,0 bis 1,8
Fe < 0,3, vorzugsweise < 0,14
Si < 0,20, vorzugsweise < 0,12
optional eines oder mehrere von:
Zr < 0,5
Sc < 0,7
Cr < 0,4
Hf < 0,3
Mn < 0,8
Ti < 0,4
V < 0,4
und andere Unreinheiten oder unabsichtliche Elemente jeweils < 0,05 in Summe < 0,15, und der Rest Aluminium.
2. Aluminiumlegierung nach Anspruch 1, worin $[(0,9 \times \text{Mg}) - 0,6] \leq \text{Cu} \leq [(0,9 \times \text{Mg}) + 0,05]$.
3. Aluminiumlegierung nach Anspruch 1, worin $[(0,9 \times \text{Mg}) - 0,5] \leq \text{Cu} \leq [0,9 \times \text{Mg}]$.
4. Aluminiumlegierung nach Anspruch 1, worin $[(0,9 \times \text{Mg}) - 0,5] \leq \text{Cu} \leq [(0,9 \times \text{Mg}) - 0,1]$.
5. Aluminiumlegierung nach einem der Ansprüche 1 bis 4, worin

Zn 6,5 bis 7,9
Mg 1,9 bis 2,10
Cu 1,2 bis 1,80

ist.
6. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin die untere Grenze für den Zn-Gehalt 6,7% und vorzugsweise 6,9% ist.
7. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin der Zr-Gehalt in einem Bereich von bis zu 0,3%, vorzugsweise in einem Bereich von bis zu 0,15%, ist.
8. Aluminiumlegierung nach Anspruch 7, worin der Zr-Gehalt in einem Bereich von 0,04 bis 0,15%, und vorzugsweise von 0,04 bis 0,11%, ist.
9. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin der Cr-Gehalt in einem Bereich von bis zu 0,3%, vorzugsweise in einem Bereich von bis zu 0,15%, ist.
10. Aluminiumlegierung nach Anspruch 9, worin der Cr-Gehalt in einem Bereich von 0,04 bis 0,15% ist.
11. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin der Mn-Gehalt in einem Bereich von bis zu 0,02% und vorzugsweise bis zu 0,01% ist.
12. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche 1 bis 10, worin der Mn-Gehalt in einem Bereich von 0,05 bis 0,30% ist.
13. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin der Mg-Gehalt zumindest 1,92% ist.

14. Aluminiumlegierung nach einem der Ansprüche 1 bis 11, worin die Legierung im wesentlichen in Gew.% besteht aus:

Zn	7,2 bis 7,7
Mg	1,90 bis 1,92
Cu	1,43 bis 1,52
Zr oder Cr	0,04 bis 0,15, vorzugsweise 0,06 bis 0,10
Mn	< 0,02
Si	< 0,07
Fe	< 0,08
Ti	< 0,05, vorzugsweise < 0,01,
Unreinheiten jeweils < 0,05, Summe < 0,15 und Rest Aluminium.	

15. Aluminiumlegierung nach einem der Ansprüche 1 bis 12, worin die Legierung im wesentlichen in Gew.% besteht aus:

Zn	7,2 bis 7,7
Mg	1,90 bis 1,92
Cu	1,43 bis 1,52
Zr oder Cr	0,04 bis 0,15, vorzugsweise 0,06 bis 0,10
Mn	0,05 bis 0,19, vorzugsweise 0,09 bis 0,19
Si	< 0,07
Fe	< 0,08
Ti	< 0,05, vorzugsweise < 0,01
Unreinheiten jeweils < 0,05, Summe < 0,15 und Rest Aluminium.	

16. Aluminiumlegierung nach einem der Ansprüche 1 bis 11, worin die Legierung im wesentlichen in Gew.% besteht aus:

Zn	7,2 bis 7,7
Mg	1,90 bis 1,97, vorzugsweise 1,92 bis 1,97
Cu	1,43 bis 1,52
Zr oder Cr	0,04 bis 0,15, vorzugsweise 0,06 bis 0,10
Mn	< 0,02, vorzugsweise < 0,01
Si	< 0,07
Fe	< 0,08
Ti	< 0,05, vorzugsweise < 0,01

Unreinheiten jeweils < 0,05, Summe < 0,15 und Rest Aluminium.

17. Aluminiumlegierung nach einem der Ansprüche 1 bis 12, worin die Legierung im wesentlichen in Gew.% besteht aus:

Zn	7,2 bis 7,7
Mg	1,90 bis 1,97, vorzugsweise 1,92 bis 1,97
Cu	1,43 bis 1,52
Zr oder Cr	0,04 bis 0,15, vorzugsweise 0,06 bis 0,10
Mn	0,05 bis 0,19, vorzugsweise 0,09 bis 0,19
Si	< 0,07
Fe	< 0,08
Ti	< 0,05, vorzugsweise < 0,01

Unreinheiten jeweils < 0,05, Summe < 0,15 und Rest Aluminium.

18. Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, worin die Legierung eine EXCO-Schichtkorrosionsbeständigkeit gemessen gemäß ASTM G34-97 von "EB" oder besser, und vorzugsweise von "EA" oder besser, hat.

19. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt in Form eines Bleches, einer Platte, eines Schmiedeproduktes oder eines Extrusionsproduktes vorliegt.
20. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt in Form eines Bleches, einer Platte, eines Schmiedeproduktes oder eines Extrusionsproduktes als Teil eines Flugzeugstrukturteiles vorliegt.
21. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt ein Rumpfblech, eine Oberflügelplatte, eine Unterflügelplatte, eine Platte für bearbeitete Teile, ein geschmiedeter Teil oder ein Blech für Längsversteifungen ist.
22. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt eine Dicke in dem Bereich von 0,7 bis 3 Zoll an seinem dicksten Querschnittspunkt hat.
23. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche 1 bis 21 zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt eine Dicke von weniger als 1,5 Zoll und vorzugsweise eine Dicke von weniger als 1,0 Zoll hat.
24. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem der vorhergehenden Ansprüche 1 bis 21 zur Herstellung eines Produkts, worin das Produkt eine Dicke von mehr als 2,5 Zoll und vorzugsweise eine Dicke im Bereich von 2,5 bis 11 Zoll hat.
25. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach einem Ansprüche 1 bis 23 zur Herstellung einer Strukturkomponente für ein handelsübliches Düsenflugzeug.
26. Verwendung einer Aluminiumlegierung nach Anspruch 24 zur Herstellung einer Gussformplatte.

Hierzu 2 Blatt Zeichnungen

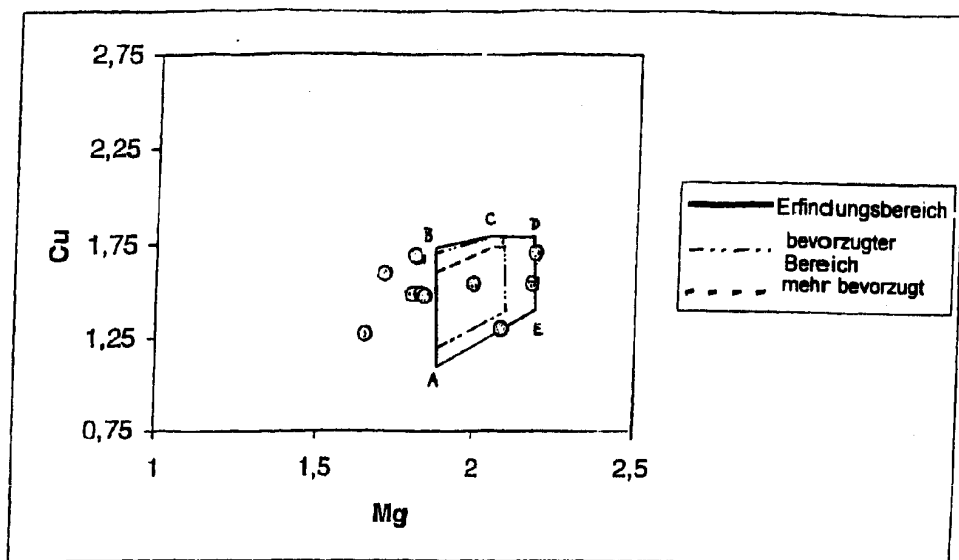


Fig. 1

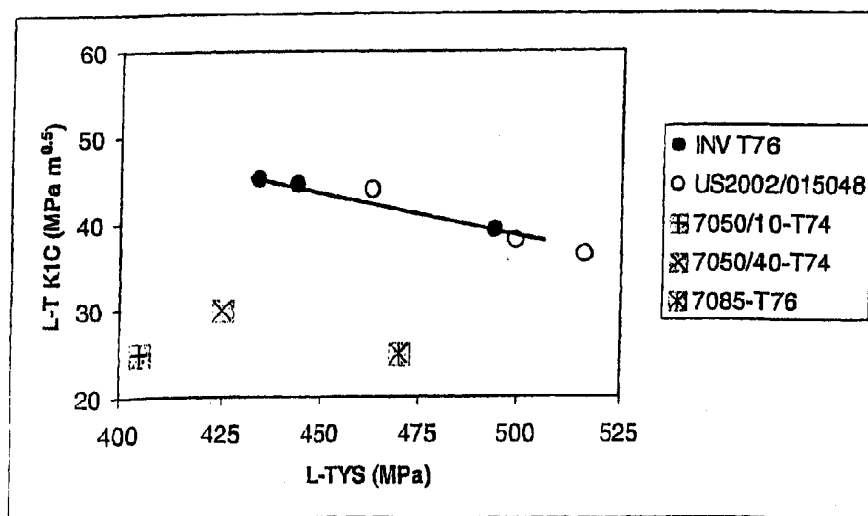


Fig. 2

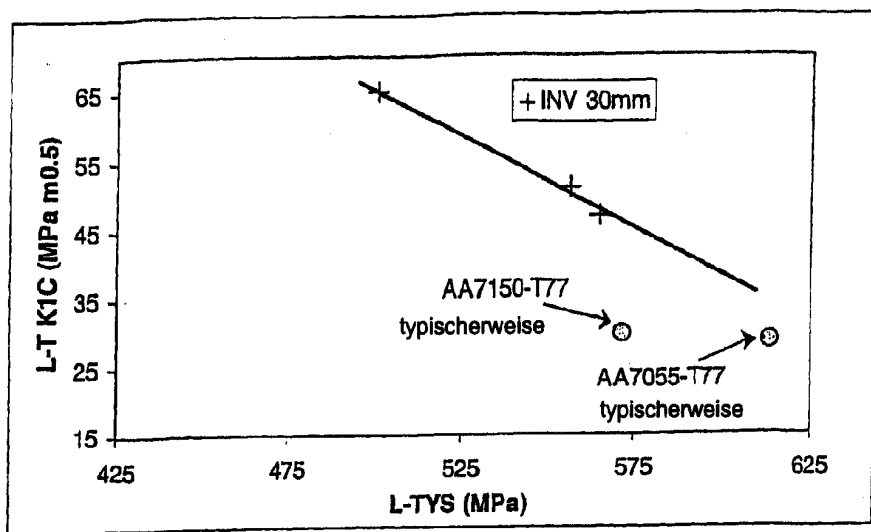


Fig. 3

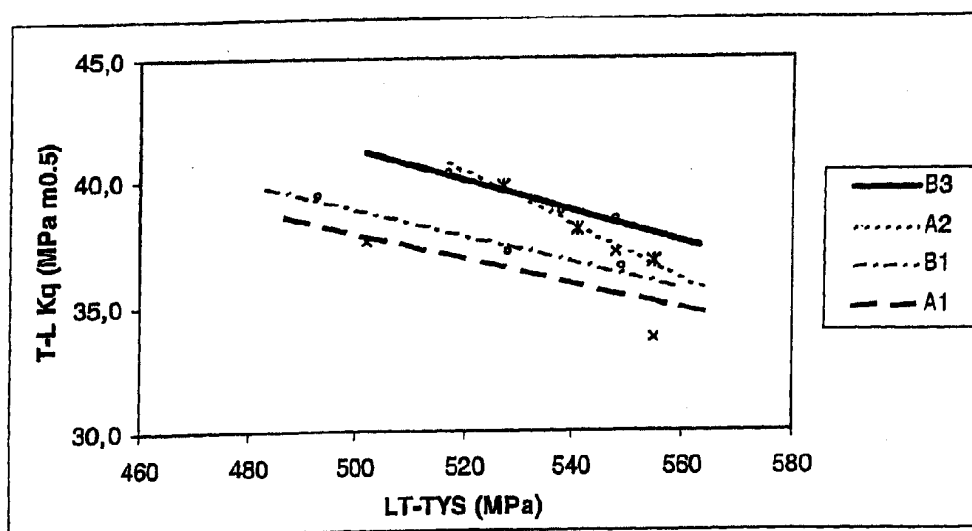


Fig. 4