

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4964586号  
(P4964586)

(45) 発行日 平成24年7月4日(2012.7.4)

(24) 登録日 平成24年4月6日(2012.4.6)

(51) Int.Cl.

F 1

**C22C 21/10 (2006.01)**  
**C22F 1/053 (2006.01)**  
**B64C 3/18 (2006.01)**  
**C22F 1/00 (2006.01)**

C 22 C 21/10  
C 22 F 1/053  
B 64 C 3/18  
C 22 F 1/00 602  
C 22 F 1/00 623

請求項の数 26 (全 16 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2006-505139 (P2006-505139)  
(86) (22) 出願日 平成16年4月9日 (2004.4.9)  
(65) 公表番号 特表2006-522872 (P2006-522872A)  
(43) 公表日 平成18年10月5日 (2006.10.5)  
(86) 國際出願番号 PCT/EP2004/003997  
(87) 國際公開番号 WO2004/090183  
(87) 國際公開日 平成16年10月21日 (2004.10.21)  
審査請求日 平成19年2月23日 (2007.2.23)  
(31) 優先権主張番号 03076049.0  
(32) 優先日 平成15年4月10日 (2003.4.10)  
(33) 優先権主張国 歐州特許庁 (EP)

(73) 特許権者 507108003  
アレリス、アルミナム、コブレンツ、ゲゼルシャフト、ミット、ペシュレンクテル、ハフツング  
ALERIS ALUMINUM KOBLENZ GMBH  
ドイツ連邦共和国コブレンツ、カール・シュペター・シュトラーセ、10  
(74) 代理人 100075812  
弁理士 吉武 賢次  
(74) 代理人 100091487  
弁理士 中村 行孝  
(74) 代理人 100094640  
弁理士 紺野 昭男

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】高強度Al-Zn合金およびそのような合金製品の製造方法

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項1】

改良された耐食性と韌性の組合せを有する鍛造された高強度Al-Zn合金製品であつて、(重量%で)

Zn	7 . 6 ~ 9 . 5
Cu	1 . 3 ~ 2 . 4
Mg	1 . 5 ~ 2 . 6
Mn	0 . 0 6 ~ 0 . 1 2
Zr	< 0 . 2 0
Fe	< 0 . 2 5
Si	< 0 . 2 5

10

各0.05未満で、かつ合計で0.25未満の他の複数の元素、残部アルミニウムを含んでなり、(重量%で)

$$0 . 1 [Cu] + 1 . 3 < [Mg] < 0 . 2 [Cu] + 2 . 1 5$$

であり、前記合金が、2工程時効処理手順でT79またはT76焼戻しに、人工的に時効処理されている、合金。

## 【請求項2】

Mgの量(重量%)が、

$$0 . 2 [Cu] + 1 . 3 < [Mg] < 0 . 1 [Cu] + 2 . 1 5$$

の範囲内にある、請求項1に記載の合金。

20

**【請求項 3】**

Mg の量 (重量%) が、  
 $0.2 [Cu] + 1.4 < [Mg] < 0.1 [Cu] + 1.9$   
 の範囲内にある、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 4】**

前記合金製品が、EB またはそれより優れた剥離腐食耐性(「EXCO」)を有する、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 5】**

前記合金製品が、EA またはそれより優れた剥離腐食耐性(「EXCO」)を有する、請求項 1 に記載の合金。 10

**【請求項 6】**

Cu の量 (重量%) が 1.5 ~ 2.1 である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 7】**

Cu の量 (重量%) が 1.5 ~ 2.0 である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 8】**

Zr の量 (重量%) が 0.05 ~ 0.15 である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 9】**

Zn の量 (重量%) が 8.1 である場合、Mg および Cu の量 (重量%) が 1.93 である、請求項 1 に記載の合金。 20

**【請求項 10】**

Fe の量 (重量%) が 0.12 未満である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 11】**

Si の量 (重量%) が 0.12 未満である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 12】**

前記 2 工程時効処理手順が、温度 105 ~ 135 で 2 ~ 20 時間の第一熱処理、および 135 より高いが、210 未満の温度で 4 ~ 12 時間の第二熱処理からなる、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 13】**

前記製品がプレート製品である、請求項 1 に記載の合金。

**【請求項 14】**

前記製品が、厚さ 1.5 ~ 4.5 mm のプレート製品である、請求項 1 に記載の合金。 30

**【請求項 15】**

前記プレート製品が、薄い航空機部材である、請求項 14 に記載の合金。

**【請求項 16】**

前記プレート製品が、細長い構造的形状の航空機部材である、請求項 14 に記載の合金。

**【請求項 17】**

前記プレート製品が、航空機の上側翼部材である、請求項 14 に記載の合金。

**【請求項 18】**

前記プレート製品が、航空機の上側翼の薄い外板部材である、請求項 14 に記載の合金。 40

**【請求項 19】**

前記プレート製品が、航空機のストリンガーである、請求項 14 に記載の合金。

**【請求項 20】**

前記プレート製品が、航空機の上側翼のストリンガーである、請求項 14 に記載の合金。

**【請求項 21】**

請求項 1 に記載の、改良された耐食性と韌性の組合せを有する鍛造された高強度 Al-Zn 合金製品の製造方法であって、

a ) 下記の組成 (重量%で)、すなわち

50

Z n	7 . 6 ~ 9 . 5
C u	1 . 3 ~ 2 . 4
M g	1 . 5 ~ 2 . 6
M n	0 . 0 6 ~ 0 . 1 2
Z r	< 0 . 2 0
<u>F e</u>	< 0 . 2 5
S i	< 0 . 2 5

各 0 . 0 5 未満で、かつ合計で 0 . 2 5 未満の他の複数の元素、残部アルミニウムの組成を有し、(重量%で)

0 . 1 [ C u ] + 1 . 3 < [ M g ] < 0 . 2 [ C u ] + 2 . 1 5

10

であるインゴットを鋳造する工程、

b ) 鋳造後、前記インゴットを均質化および / または予備加熱する工程、

c ) 前記インゴットを熱間加工して加工製品を形成する工程、

d ) 溶体化熱処理する工程、

e ) 前記溶体化熱処理した製品を急冷する工程、および

f ) 前記加工した、溶体化熱処理した製品を 2 工程時効処理手順で、T 7 9 または T 7 6 焼戻しに人工的に時効処理する工程、

を含んでなる、方法。

#### 【請求項 2 2】

前記 c ) 工程が冷間加工して加工製品を形成する工程をさらに含む、請求項 2 1 に記載の方法。

20

#### 【請求項 2 3】

前記加工した、溶体化熱処理した製品を人工的に時効処理し、前記時効処理工程が、温度 1 0 5 ~ 1 3 5 で 2 ~ 2 0 時間の第一熱処理、および 1 3 5 より高いが、2 1 0 未満の温度で 4 ~ 1 2 時間の第二熱処理を含んでなる、請求項 2 1 に記載の方法。

#### 【請求項 2 4】

前記加工した、溶体化熱処理した製品を人工的に時効処理し、前記時効処理工程が、温度 1 0 5 ~ 1 3 5 で 2 0 時間を超えて、3 0 時間未満の第三熱処理を含んでなる、請求項 2 3 に記載の方法。

#### 【請求項 2 5】

30

前記鋳造後のインゴットを均質化および / または予備加熱した後、前記インゴットを熱間加工して、厚さ 1 5 m m ~ 4 5 m m の加工製品にする、請求項 2 1 に記載の方法。

#### 【請求項 2 6】

前記鋳造後のインゴットを均質化および / または予備加熱した後、前記インゴットを熱間加工および冷間加工して、厚さ 1 5 m m ~ 4 5 m m の加工製品にする、請求項 2 1 に記載の方法。

#### 【発明の詳細な説明】

#### 【発明の分野】

#### 【0 0 0 1】

本発明は、請求項 1 に記載の、改良された耐食性と韌性の組合せを有する、鍛造された高強度 A 1 - Z n 合金、請求項 9 に記載の、改良された耐食性および韌性の組合せを有する、鍛造された高強度 A 1 - Z n 合金の製造方法、および所望により該方法により製造されたそのような合金のプレート製品に関する。より詳しくは、本発明は、構造的航空用途に関するアルミニウム協会(Aluminum Association)の国際命名法で A A 7 0 0 0 シリーズと呼ばれる、鍛造された高強度 A 1 - Z n 合金に関する。さらに詳しくは、本発明は、改良された強度、韌性および耐食性の組合せを有する A 1 - Z n 合金を得るための、特別な時効または焼戻しを必要としない、新規な成分範囲(chemistry window)に関する。

40

#### 【背景技術】

#### 【0 0 0 2】

この分野では、熱処理可能なアルミニウム合金を、比較的高い強度、高い韌性および耐

50

食性が関与する多くの用途、例えば航空機の機体、車両部材、その他の用途に使用することが公知である。アルミニウム合金 AA7050 および AA7150 は、T6 型焼戻しで高強度を示す（米国特許第 6,315,842 号参照）。析出硬化させた AA7×75、AA7×55 合金製品も、T6 焼戻しで高い強度値を示す。T6 焼戻しは、合金の強度を高めることができており、その際、大量の亜鉛、銅およびマグネシウムを含む上記の AA7×50、AA7×75 および AA7×55 合金製品は、それらの強度 - 対 - 重量比が高いことで知られており、従って、特に航空機工業で使用されている。しかし、これらの用途では非常に様々な気象条件にさらされるので、応力腐食および剥離の両方を含む腐食に対する十分な強度および耐性を与えるために、作業および時効条件を慎重に管理する必要がある。

10

#### 【0003】

応力腐食および剥離ならびに破壊靭性に対する耐性を高めるために、これらの AA700 シリーズアルミニウム合金を人工的に過時効にかけることが公知である。T79、T76、T74 または T73 型焼戻しに人工的に時効にかけると、それらの応力腐食、剥離腐食に対する耐性および破壊靭性が上記の順で、ただし T6 焼戻し条件と比較したコスト対強度で、改良される（T73 が最良であり、T79 は T6 に近い）。妥当な焼戻し条件は、T74 型焼戻しであり、これは、妥当なレベルの引張強度、応力腐食耐性、剥離腐食耐性および破壊靭性を得るために、T73 と T76 の間の制限された過時効である。そのような T74 焼戻しは、アルミニウム製品を温度 121 度 6 ~ 24 時間、171 度約 14 時間過時効にかけることによって行われる。

20

#### 【0004】

特定の航空機構成部品のための設計基準に応じて、強度、靭性または耐食性における小さな改良でも、重量が低下し、航空機の耐用寿命全体にわたる燃費の向上につながる。これらの要求に応えるために、他の 7000 シリーズ型合金が開発されている。

#### 【0005】

ヨーロッパ特許第 0377779 号は、航空宇宙分野における、高い靭性および良好な腐食特性を備えたシートまたは薄板用途、例えば上側翼部材、の製造方法であって、重量 % で

Zn	7.6 ~ 8.4
Cu	2.2 ~ 2.6
Mg	1.8 ~ 2.1、
および	
Zr	0.5 ~ 0.2
Mn	0.05 ~ 0.4
V	0.03 ~ 0.2
Hf	0.03 ~ 0.5

30

から選択された一種以上の元素（該元素の合計は 0.6 重量 % を超えない）、残りの部分を構成するアルミニウムおよび不可避な不純物からなる組成を有する素地を加工する工程、該製品を溶体化熱処理および急冷する工程、および該製品を、順に 79 ~ 163 の一種以上の温度で 3 回熱処理するか、またはそのような製品を先ず 79 ~ 141 の一種以上の温度に 2 時間以上加熱するか、または該製品を 148 ~ 174 の一種以上の温度に加熱することにより、人工的時効にかける工程を含んでなる方法を開示している。これらの製品は、「EB」またはそれより優れた、改良された剥離腐食耐性を示し、T76 焼戻し条件における類似サイズの AA7×50 製品よりも約 15 % 大きな降伏強度を示す。これらの製品は、さらに、類似サイズの 7×50 - T77 製品（AA7150 - T77 は、以下に基準合金として使用する）よりも約 5 % 大きな強度を示す。

40

#### 【0006】

米国特許第 5,312,498 号は、剥離耐性および破壊靭性が改良されており、過剰の銅およびマグネシウムが無いようにバランスのとれた亜鉛、銅およびマグネシウムレベルを有するアルミニウム系合金製品の製造方法を開示している。このアルミニウム系合金

50

製品の製造方法は、1または2工程の時効処理を行うと共に、銅、マグネシウムおよび亜鉛を化学量論的に釣り合わせる。開示されている2工程時効順序では、合金を先ず約121で約9時間時効にかけ、続いて約157で約10~16時間の第二時効工程にかけ、続いて空気冷却している。そのような時効方法は、下側翼の外板用途または機体の外板に使用される薄板またはシートを対象としている。

#### 【0007】

米国特許第4,954,188号は、下記の合金化元素、すなわち重量%で

Zn	5.9~8.2
Cu	1.5~3.0
Mg	1.5~4.0
Cr	<0.04

10

合計0.5未満の他の元素、例えばジルコニウム、マンガン、鉄、ケイ素およびチタン、および残りの部分を構成するアルミニウムからなる合金を使用し、該合金を形状が予め決められた製品に加工し、該成形された製品を溶体化熱処理し、急冷し、該熱処理および急冷した製品を温度132~140で6~30時間時効にかける、耐剥離性が改良されていることを特徴とする高強度アルミニウム合金を製造する方法を開示している。所望の特性である高強度、高韌性および高耐食性は、この合金で、例えば米国特許第3,881,966号または第3,794,531号により以前に開示されているように時効温度を高くするのではなく、低くすることにより、達成された。

#### 【0008】

20

公知の析出硬化させたアルミニウム合金AA7075および他のAA7000シリーズ合金は、T6焼戻し条件では、特定の条件下における十分な耐食性が得られないことが報告されている。しかし、合金の応力腐食割れに対する耐性を改良するT7型焼戻しは、T6条件と比較して、強度を大きく低下させる。

#### 【0009】

従って、米国特許第5,221,377号は、実質的に約7.6~8.4重量%のZn、約1.8~2.2重量%のMgおよび約2.0~2.6重量%のCuからなる合金製品を開示している。そのような合金製品は、良好な韌性および耐食性を有するその7×50-T6製品より約10%高い降伏強度を示す。この降伏強度は、579MPaを超える剥離耐性(EXCO)レベルが「EC」であるか、またはそれより優れていることが報告されている。

30

#### 【0010】

米国特許第5,496,426号は、米国特許第5,221,377号に開示されているような合金、および熱間圧延、焼きなましおよび冷間縮小範囲が好ましくは20%~70%以内である冷間圧延を含み、続いて好ましくは制御しながら焼きなましにかけ、AA7075-T6特性よりも優れた特性を示す合金の製法を開示している。AA7075-T6は、応力腐食耐性試験(35%NaCl交互浸漬試験におけるSCC耐性40日)に138MPaで不合格であるが、開示されている処理された合金はSCC耐性が241MPaである。

#### 【0011】

40

米国特許第5,108,520号および第4,477,292号は、(1)合金を、室温よりかなり高いが、163より低い一種以上の温度で、実質的にピーク降伏強度未満への時効にかけること、(2)続いて合金を、約190の一種以上の温度で時効にかけ、合金の耐食性を増加すること、および(3)合金を、室温よりかなり高いが、163より低い一種以上の温度で時効にかけ、降伏強度を増加すること、を含んでなる3工程の時効を含む、溶体化熱処理した、析出硬化合金の時効方法を開示している。得られる製品は、良好な強度特性および良好な腐食性能を示した。しかし、3工程時効手順は、手間が掛かり、実行するのが困難なので、そのような合金の製造コストが増加する。

#### 【発明の具体的説明】

#### 【0012】

50

そこで、本発明の目的は、高い強度を有し、韌性と腐食性能のバランスが改良された、好ましくはプレート製品用の改良されたA1-Zn合金を提供することである。より詳しくは、本発明の目的は、航空宇宙における上側翼用途に使用できる、圧縮降伏強度が改良された、T77焼戻しにおける従来のAA7055合金の特性よりも優れた特性を有する合金を提供することである。

#### 【0013】

本発明の別の目的は、T6型焼戻しの範囲における強度、およびT73型焼戻しの範囲における韌性および耐食性を示すAA7000シリーズアルミニウム合金を得ることである。

#### 【0014】

本発明のさらに別の目的は、時効-クリープ成形方法に使用でき、複雑で手間の掛かる時効処理を必要としない合金を提供することである。

10

#### 【0015】

本発明は、多くの好ましい目的を有する。

#### 【0016】

本発明の上記目的は、請求項1の特徴を使用することにより達成できる。他の好ましい実施態様は、従属請求項に記載および規定されている。そのような合金の好ましい製造方法は、請求項9に規定されており、それぞれのプレート製品は、請求項14および対応する従属請求項に特許権請求され、記載されている。

#### 【0017】

20

以下に記載するように、他に指示がない限り、合金の名称および焼戻しの名称は、米国アルミニウム協会(US Aluminum Association)から出版されているAluminum Standards and Data and the Registration Recordsにおけるアルミニウム協会名称による。他に指示がない限り、百分率はすべて重量%である。

#### 【0018】

本発明の上記目的は、改良された耐食性と韌性の組合せを有する高強度A1-Zn合金製品を使用することにより達成され、該合金は、実質的に(重量%で)

Zn 約6.0~9.5

Cu 約1.3~2.4

Mg 約1.5~2.6

Mn <0.12

Zr <0.20、好ましくは0.05~0.15

Cr <0.10

Fe <0.25、好ましくは<0.12

Si <0.25、好ましくは<0.12

Ti <0.10

Hfおよび/またはV<0.25、および

所望によりCeおよび/またはSc<0.20、特に0.05~0.15、各0.05未満で、かつ合計で0.25未満の他の複数の元素、残部アルミニウムを含んでなり、(重量%で)

30

$0.1[\text{Cu}] + 1.3 < [\text{Mg}] < 0.2[\text{Cu}] + 2.15$ 、

好ましくは $0.2[\text{Cu}] + 1.3 < [\text{Mg}] < 0.1[\text{Cu}] + 2.15$ である。

40

#### 【0019】

AA7000シリーズ合金に対するそのような成分範囲は、好ましくは航空宇宙用上側翼用途に使用できる薄いプレート製品に製造した時に、優れた特性を示す。

#### 【0020】

上に規定する合金は、上記の手間の掛かる複雑なT77時効サイクルを使用せずに、T77焼戻しにおけるAA7×50またはAA7×55シリーズの既存の合金と同等であるか、またはより優れた特性を有する。この化学組成から得られるアルミニウム製品は、コ

50

ストの問題に関して優れているのみならず、必要な処理工程が少ないので、製造も簡単である。さらに、この化学組成には、T 77 焼戻し合金を使用した場合には適用できない新規な製造技術、例えば時効クリープ成形、が可能である。上に規定する化学組成は、T 77 焼戻しに時効処理することもでき、その際、以下に説明するように、耐食性が2工程時効製法と比較してさらに改良され、特に剥離腐食性能が強化される。

## 【0021】

本発明の、大量のZnおよび特別な範囲のMgとのCuの組合せを使用する、元素の選択された範囲により、強度、靭性および腐食性能、例えば剥離腐食耐性および応力腐食割れ耐性、の非常に優れた組合せが得られることが分かった。

## 【0022】

剥離および応力腐食割れ性能を改良するには、銅含有量を高く維持すべきであることが報告されているのに対し、強度と密度のより優れた組合せは、比較的低い亜鉛含有量で達成できることが報告されている。

## 【0023】

しかし、本発明では、亜鉛の量を多くすると共に、マグネシウムと銅の比を最適にすることにより、良好な腐食性能および従来のT 77 焼戻し合金よりも優れた靭性を維持しながら、より優れた強度が得られることが分かった。従って、亜鉛、マグネシウムおよび銅の組み合わせ含有量を、マンガンを全く含まない場合には約11.50~12.50(重量%)の範囲内に、好ましくは0.06~0.12(重量%)であるマンガンの存在下では11.00未満にするのが有利である。

## 【0024】

マグネシウムの好ましい量は、 $0.2[\text{Cu}] + 1.3 < [\text{Mg}] < 0.1[\text{Cu}] + 2.15$ 、最も好ましくは $0.2[\text{Cu}] + 1.4 < [\text{Mg}] < 0.1[\text{Cu}] + 1.9$ である。銅は、約1.5~2.1、より好ましくは1.5~2.0未満である。マグネシウムおよび銅のバランスは、本発明の化学にとって重要である。

## 【0025】

銅およびマグネシウムは、合金に強度を付与するための重要な元素である。マグネシウムおよび銅の量が低過ぎると、強度が低下し、マグネシウムおよび銅の量が高過ぎると、腐食性能が悪くなり、合金製品の溶接性に関する問題が生じる。先行技術は、特殊な時効手順を使用して強度を改良し、良好な腐食性能を達成するために、少量のマグネシウムおよび銅を使用している。強度、靭性および腐食性能を調和させるために、銅およびマグネシウムの量(重量%)を約1.5~2.3にすることにより、厚い合金製品で良好なバランスが得られることが分かった。しかし、腐食性能は薄い合金製品にとって不可欠なパラメータなので、使用する銅およびマグネシウムの量を少なくする必要があり、そのためには強度が低下する。本発明で特許権請求する化学組成により、T 74 焼戻し合金の特性に類似した腐食性能を維持しながら、T 6 焼戻し合金の領域にある強度レベルを達成することができる。

## 【0026】

マグネシウムおよび銅の量とは別に、本発明は、マグネシウムおよび銅の亜鉛に対するバランス、特にマグネシウムの亜鉛に対するバランスを開示するが、これが合金にこれらの性能特性を与えていた。本発明の合金の改良された耐食性は、EB以上の、好ましくはEA以上の剥離耐性('EXCO')を有する。

## 【0027】

これらの剥離特性は、T 6 の典型的な性能と共に、T 73、T 74 および T 76 焼戻しに時効処理したAA7075、AA7050 および AA7150 製品に現在必要とされる応力腐食割れ('SCC')耐性および剥離耐性('EXCO')に関する標準により測定される。市販の合金が SCC 標準に適合するか、否かを決定するために、特定の試験試料を予め規定された試験条件にかける。棒状の試料を 3.5% NaCl 水溶液に 10 分間浸漬し、続いて両端から一定ひずみ(応力レベル)で引っ張りながら、50 分間空気乾燥させるサイクルにかける。そのような試験は、通常、最少 20 日間(または試料が 20 日経過

10

20

30

40

50

する前に破損した、または割れた場合には、より短い時間) 行う。この試験は、ASTM 標準 G 47 (G 47 - 98) 試験である。

#### 【0028】

ASTM 標準 G 47 (G 38 - 73) により行う、別の好ましい SCC 試験を、薄いブレート製品を含む押出合金製品に使用する。この試験は、C 字形リングの対向末端を、一定のひずみレベルおよび上記の条件と実質的に類似した交互浸漬条件を使用しながら、圧縮することからなる。AA7075、AA7050 または AA7150-T6 焼戻し処理した合金は SCC 試験に 20 日未満で不合格となり、剥離特性は EC または ED であり、耐食性は焼戻し T76-、T74-、T73 で向上する。T73 の剥離特性は、EA であるか、またはそれより優れている。具体的な例は、以下に記載する。

10

#### 【0029】

本発明の合金は、亜鉛の量(重量%)が約 8.1 である場合、マグネシウムと銅の好ましい量は約 1.93 である。しかし、マンガンが 0.05 未満、好ましくは 0.02 未満である場合、亜鉛の量(重量%)は 6.1 ~ 8.3、より好ましくは 6.1 ~ 7.0 である。本発明の幾つかの好ましい実施態様を下記の例で説明する。

#### 【0030】

亜鉛の量(重量%)が約 7.6 を超える場合、マンガンの量は好ましくは約 0.06 ~ 0.12 である。マンガンは、合金微小構造の再結晶を引き起こすことができる操作の際に粒度調整に寄与するか、または粒度調整を促進する。好ましいマンガンのレベルは、従来の AA7000 シリーズ合金におけるよりも低いが、亜鉛を多くする場合、引き上げることができる。

20

#### 【0031】

追加の合金化元素 Ce および / または Sc の量は、0.20 未満、好ましくは 0.05 ~ 0.15、最も好ましくは約 0.10 である。

#### 【0032】

改良された耐食性と韌性の組合せを有する高強度 Al-Zn 合金製品の好ましい製造方法は、

a) 下記の組成(重量%で)、すなわち

Zn	約 6.0 ~ 9.5
Cu	約 1.3 ~ 2.4
Mg	約 1.5 ~ 2.6
Mn	< 0.12
Zr	< 0.20、好ましくは 0.05 ~ 0.15
Cr	< 0.10
Fe	< 0.25
Si	< 0.25
Ti	< 0.10

30

Hf および / または V < 0.25、所望により Ce および / または Sc < 0.20 各 0.05 未満で、かつ合計で 0.25 未満の他の複数の元素、残部アルミニウムの組成を有し、(重量%で)

40

$$0.1 [Cu] + 1.3 < [Mg] < 0.2 [Cu] + 2.15$$

であるインゴットを鋳造する工程、

b) 鋳造後、該インゴットを均質化および / または予備加熱する工程、

c) 該インゴットを熱間加工し、所望により冷間加工し、加工製品を形成する工程、

d) 該合金中の実質的にすべての可溶性構成成分を固溶体にするのに十分な温度で、十分な時間、溶体化熱処理する工程、および

e) 溶体化熱処理した製品を、水または他の急冷媒体を使用し、噴霧急冷または浸漬急冷の一方により急冷する工程  
を含んでなる。

#### 【0033】

50

本発明の特性は、加工した、溶体化熱処理した製品を人工的に時効処理することを含む好ましい方法により、さらに達成することができ、その際、時効処理工程は、温度105～135、好ましくは約120で2～20時間、好ましくは約8時間第一熱処理し、135より高いが、210未満、好ましくは約155の温度で4～12時間、好ましくは8～10時間第二熱処理することを含んでなる。

#### 【0034】

そのような2工程時効処理を通して、T76焼戻し合金の腐食性能と同等の腐食性能が達成される。しかし、加工し、熱処理した製品を人工的に時効処理にすることもでき、その場合、時効処理工程は、温度105～135で、20時間を超え、30時間未満で行う第三熱処理を含んでなる。このT77焼戻し時効処理手順は、公知であり、2工程時効処理手順と比較して性能特性をさらに向上させる。しかし、2工程時効処理手順により、T77焼戻し製品に部分的に匹敵し、部分的により優れた、薄いアルミニウム合金製品が得られる。

#### 【0035】

さらに、加工し、熱処理した製品を、2工程時効処理手順でT79-またはT76-焼戻しに人工的に時効処理にすることもできる。鋳造後のインゴットを均質化および/または予備加熱した後、好ましくはインゴットを熱間加工し、所望により、熱間加工した製品を15mm～45mmの加工製品に冷間加工し、薄いプレートを得ることを推奨できる。

#### 【0036】

そのような高強度Al-Zn合金のプレート製品は、上記の組成を有するか、または上記の方法により製造される合金により、得ることができる。そのようなプレート製品は、好ましくは薄い航空機部材として、より好ましくは細長い構造的形状の部材として使用できる。上側翼部材、好ましくは航空機の上側翼またはストリングバーの薄い外板部材として使用するプレート製品がさらに好ましい。

#### 【実施例】

#### 【0037】

本発明の合金の、上記の、および他の特徴および利点は、下記の好ましい実施態様の詳細な説明から容易に理解できる。

#### 【0038】

例1 30  
本発明の合金およびAA7150-T77合金を比較する試験を行った。本発明の合金例は、従来のAA7150-T77焼戻し合金よりも改良されていることが分かった。

#### 【0039】

工業的規模で、4種類の異なったアルミニウム合金をインゴットに鋳造し、均質化し、410で6時間以上予備加熱し、30mmプレートに熱間圧延した。その後、プレートを475で溶体化熱処理し、水で急冷した。その後、急冷した製品を2工程T79-T76時効処理手順により時効処理した。化学的組成を表1に示す。

#### 【0040】

表1 40  
薄いプレート合金の化学組成(重量%)、残りはアルミニウムおよび不可避な不純物、合金1～4はMn 0.02

	S i	F e	C u	M n	M g	C r	Z n	T i	Z r
合金1 (7050)	0.03	0.06	2.23	0.00	2.08	0.00	6.24	0.03	0.10
合金2	0.05	0.08	2.05	0.01	2.04	0.01	6.18	0.04	0.11
合金3	0.05	0.09	2.20	0.01	2.30	0.01	7.03	0.04	0.10
合金4	0.04	0.07	1.91	0.02	2.13	0.00	6.94	0.03	0.11

#### 【0041】

次いで、時効処理した合金を下記の試験条件で試験した。

10

20

30

40

50

## 【0042】

引張降伏強度は、EN10.002により測定し、剥離耐性(「EXCO」)は、ASTM G-34-97により測定し、応力腐食割れ(「SCC」)は、すべてST方向で、ASTM G-47-98により測定し、Kahn-引裂き(靭性)は、ASTM E-399により測定し、圧縮降伏強度(「SYS」)は、ASTM E-9により測定した。

## 【0043】

表1に示す4種類の合金の、T79-T76時効処理したプレート製品の結果を、表2aに、従来のAA7150-T77焼戻し合金と比較して示し、表2bに、従来のAA7150-T76/T74/T6焼戻し合金と比較して示す。

## 【0044】

10

表2a

3種類の基準合金(AA7150-T77)と比較した表1の合金(30mmプレート)の強度および靭性の概観、合金1~4はT79-T76に時効処理

	Rp-L (MPa)	CYS-LT (MPa)	EXCO	K <sub>1c</sub> -LT (MPa m)
合金1	555	565	E C	35.1
合金2	561	604	E A / B	34.5
合金3	565	590	E B	29.1
合金4	591	632	E B	28.9
AA7150-T77	586	-	E B	28.6
AA7150-T77	579	-	E B	29.2
AA7150-T77	537	-	E A	33.2

NF=40日後に損傷無し

## 【0045】

20

表2b

3種類の基準合金(AA7150-T76、AA7150-T74、AA7150-T6)と比較した表1の合金(30mmプレート)の腐食性能の概観、合金1~4はT79-T76に時効処理

30

SCC閾	
合金1	172 MPaでNF
合金2	240 MPaでNF
合金3	240 MPaでNF
合金4	240 MPaでNF
AA7150-T76	117-172 MPa
AA7150-T74	240 MPa
AA7150-T6	<48 MPa

NF=40日後に損傷無し

## 【0046】

40

表2a、bから分かるように、合金1、2および4は、より優れた強度/靭性の組合せを示す。合金2、3および4は、すべて妥当なEXCO性能を有し、合金2、3および4は、合金No.1(AA7050合金)よりも大幅に高い圧力降伏強度を有する。合金2および4は、航空宇宙における上側翼用途に非常に好適な特性バランスを示し、従来の7150-T77合金の特性バランスよりも優れた特性バランスを示している。しかし、表3に示すように、本発明の合金にT77焼戻しを使用することも可能である。

## 【0047】

表3

T77焼戻し条件により焼き戻した合金2および4、強度、靭性および腐食性能の概観

50

	Rp-L (MPa)	CYS-LT (MPa)	EXCO	K <sub>1C</sub> -LT (MPa m)	SCC閾
合金 2	585	613	EA	32.2	240MPaでNF
合金 4	607	641	EA	26.4	240MPaでNF

**【 0 0 4 8 】**

別の S C C 試験を有望な合金 N o . 4 に行ったが、そこでは、合金 4 の試料を A S T M G - 4 7 - 9 8 ( A A 7 0 0 0 シリーズアルミニウム合金製品の応力腐食割れに対する感受性を測定するための標準的な試験方法 ) に記載されている手順により調製し、 A S T M G - 4 4 - 9 4 ( 3 . 5 % N a C l 溶液に交互浸漬することにより、金属および合金の応力腐食割れ耐性を評価するための標準的な方法に従う交互浸漬 ) に規定される腐食性雰囲気に露出した。 10

**【 0 0 4 9 】**

表 4 に示すように、 4 種類の応力レベルを合金 4 の試料に対して選択した。各応力レベルに対して、 3 個の試料を試験環境 ( A S T M G - 4 4 ) に露出した。 1 個は 1 週間後に取り出し、他の 2 個は 4 0 日間露出した。露出中に亀裂が生じなかった場合、引張特性を表 4 に示すように測定した。

**【 0 0 5 0 】**

表 4  
4 種類の異なった応力レベルに露出した後の試料 4 の引張強度特性、予備応力は L T 方向に作用していた。 20

合金 4	予備応力 [ MPa ]	引張強度 [ MPa ]	
		1 週間	4 0 日間
	3 0 0	5 2 4 . 3	4 2 8 . 0
	3 4 0	5 1 3 . 1	4 1 6 . 9
	3 8 0	5 0 3 . 1	4 2 4 . 5
	4 2 0	5 1 5 . 5	4 2 5 . 1

**【 0 0 5 1 】**

図 4 から分かるように、負荷の増加と共に残留強度の低下は測定されなかった、すなわち、引張強度特性に関する限り、測定できる応力腐食は 4 0 日後にも現れなかった。 30

**【 0 0 5 2 】****例 2**

より高い強度レベルが必要とされ、靭性はあまり重要ではない場合、上側翼用途には、 A A 7 1 5 0 - T 7 7 合金の代わりに、従来の A A 7 0 5 5 - T 7 7 合金が好ましい。従って、本発明は、従来の A A 7 0 5 5 - T 7 7 合金と等しいか、またはそれより優れた特性を示す最適な銅およびマグネシウムの範囲を開示する。

**【 0 0 5 3 】**

表 5 に示すような化学組成を有する 1 1 種類の異なったアルミニウム合金をインゴットに鋳造した。

**【 0 0 5 4 】****表 5**

1 1 種類の合金の化学組成 ( 重量 % ) 、残りの部分はアルミニウムおよび不可避な不純物、 Z r = 0 . 0 8 、 S i = 0 . 0 5 、 F e = 0 . 0 8 である。 40

合金	C u	M g	Z n	M n
1	2.40	2.20	8.2	0.00
2	1.94	2.33	8.2	0.00
3	1.26	2.32	8.1	0.00
4	2.36	1.94	8.1	0.00
5	1.94	1.92	8.1	0.00

6	1.30	2.09	8.2	0.00
7	1.92	1.54	8.1	0.00
8	1.27	1.57	8.1	0.00
9	2.34	2.25	8.1	0.07
10	2.38	2.09	8.1	0.00
11	2.35	1.53	8.2	0.00

## 【0055】

強度および韌性は、鋳造合金を410で6時間予備加熱し、次いで合金を28mmゲージに熱間圧延してから測定した。その後、溶体化熱処理を475で行い、水で急冷した。時効処理は、120で8時間、および155で8~10時間(T79-T76焼戻し)行った。結果を表6に示す。

## 【0056】

表6

表5に示す11種類の合金の、指定する方向における強度および韌性の概観

合金	R p		R m		K q
	L	L T	L	L T	L - T
1	628	596	651	633	28.9
2	614	561	642	604	29.3
3	566	544	596	582	39.0
4	614	568	638	604	33.0
5	595	556	620	590	37.1
6	562	513	590	552	38.6
7	549	509	573	542	41.7
8	530	484	556	522	41.9
9	628	584	644	618	26.6
10	614	575	631	606	28.1
11	568	529	594	568	36.6

## 【0057】

合金3~8および11は良好な韌性を示したのに対し、合金1~5および9および10は良好な強度特性を示した。従って、合金3、4および5は、強度と韌性の良好なバランスを示すので、亜鉛が8.1の量で存在する場合、銅含有量が1.3を超える、マグネシウム含有量が1.6(重量%で)を超えることは明らかである。そのような量は、銅およびマグネシウム範囲の下限である。表6から分かるように、銅およびマグネシウムレベルが高過ぎる場合(合金1、2、9および10)、韌性は許容できない低いレベルに低下する。

## 【0058】

例3

本発明の合金の特性に対するマンガンの影響を調べた。最適マンガンレベルは、亜鉛量が高い合金では0.05~0.12であることが分かった。これらの結果を表7および8に示す。記載していない化学特性および処理パラメータは、すべて例2の特性およびパラメータと同等である。

## 【0059】

表7

3種類の合金(Mn-0、Mn-1およびMn-2)の化学組成(重量%)、残りはアルミニウムおよび不可避な不純物、Zr=0.08、Si=0.05、Fe=0.08

合金	C u	M g	Z n	M n
Mn-0	1.94	2.33	8.2	0.00
Mn-1	1.94	2.27	8.1	0.06

Mn - 2	1 . 9 6	2 . 2 9	8 . 2	0 . 1 2
--------	---------	---------	-------	---------

## 【0060】

表8

表7に示す3種類の合金の、指定する方向における強度および韌性の概観

合金	R p		R m		K q	10
	L	L T	L	L T	L - T	
Mn - 0	614	561	642	604	29.3	
Mn - 1	612	562	635	602	31.9	
Mn - 2	612	560	639	596	29.9	

## 【0061】

表8に示すように、強度特性が増加するにつれて、韌性は低下する。亜鉛量が高い合金では、最適マンガンレベルは0.05~0.12である。

## 【0062】

例4

より高い強度レベルが必要であり、韌性はあまり重要ではない場合、上側翼用途用の合金としては、AA7150-T77合金の代わりに、従来のAA7055-T77合金が好ましい。従って、本発明は、従来のAA7055-T77合金と等しいか、またはそれより優れた特性を示す、銅およびマグネシウムの最適範囲を開示する。

## 【0063】

2種類の異なったアルミニウム合金を、表9に示す化学組成を有するインゴットに鋳造した。

## 【0064】

表9

3種類の合金の化学組成(重量%)、残りはアルミニウムおよび不可避な不純物、Zr = 0.08、Si = 0.05、Fe = 0.08、(Ref = AA7055合金)

合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr
1	0.05	0.09	2.24	0.01	2.37	0.01	7.89	0.04	0.10
2	0.04	0.07	1.82	0.08	2.18	0.00	8.04	0.03	0.10
Ref.			2.1-		1.8-		7.6-		
			2.6		2.2		8.4		

## 【0065】

合金1および2を、それらの強度特性に関して試験した。これらの特性を表10に示す。合金2は、2種類の焼戻し条件(T79-T76およびT77)により焼戻し処理した。基準合金AA7055は、T77焼戻し(M-Ref)で測定し、T77焼戻しにおけるAA7055基準合金の技術的データも示す(Refにより)。

## 【0066】

表10

表9に示す本発明の2種類の合金の、合金No.2は2種類の焼戻し条件における強度の概観、基準合金(AA7055)測定(M-Ref)および技術シート(Ref)

合金	焼戻し	Rp-L	Rp-LT	Rp-ST	Rm-L	Rm-LT	Rm-ST
1	T79-T76	604	593	559	634	631	613
2	T79-T76	612	598	571	645	634	618
2	T77	619	606	569	640	631	610
Ref	T77	614	614	-	634	641	-
M-Ref	T77	621	611	537	638	634	599

## 【0067】

L TおよびT L方向における韌性ならびにLおよびL T方向における圧縮降伏強度なら

びに腐食性能特性を表11に示す。

**【0068】**

表11

表9に示す本発明の2種類の合金の、異なった焼戻し条件および異なった試験方向における韌性およびCYS特性、NF=指定する応力レベルで40日後に損傷無し、その他は試料が破損した日を示す。

合金	焼戻し	K <sub>Ic</sub> (L-T)	K <sub>Ic</sub> (T-L)	CYS-L	CYS-LT	EXCO	SCC	
1	T79-T76	21.0	-	596	621	EC	2,3,8	10
2	T79-T76	28.9	27.1	630	660	EB	172MPaで NF	
2	T77	28.8	26.5	628	656	EA	210MPaで NF	
Ref	T77	28.6	26.4	621	648	EB	103MPaで NF	
M-Ref	T77	-	-	-	-	EB	103MPaで NF	

**【0069】**

本発明の合金は、従来のAA7055-T77合金と同等の引張特性を有する。しかし、ST方向における特性は、従来のAA7055-T77合金のそれよりも優れている。応力腐食性能もAA055-T77合金よりも優れている。従って、本発明の合金は、AA7055-T77焼戻し合金の安価な代替品として使用でき、時効クリープ成形にも使用でき、その際、優れた圧縮降伏強度および耐食性を示す。

**【0070】**

以上、本発明を十分に説明したが、当業者には明らかな様に、ここで説明した本発明の精神または範囲から離れることなく、多くの変形および修正を行うことが可能である。本発明は、付随する請求項により規定される。

## フロントページの続き

(51)Int.CI.

F I		
C 2 2 F	1/00	6 3 0 A
C 2 2 F	1/00	6 3 0 B
C 2 2 F	1/00	6 4 0 A
C 2 2 F	1/00	6 4 0 Z
C 2 2 F	1/00	6 8 2
C 2 2 F	1/00	6 8 3
C 2 2 F	1/00	6 8 4 C
C 2 2 F	1/00	6 8 5 Z
C 2 2 F	1/00	6 8 6 B
C 2 2 F	1/00	6 9 1 B
C 2 2 F	1/00	6 9 1 C
C 2 2 F	1/00	6 9 2 A

(74)代理人 100107342

弁理士 横田 修孝

(74)代理人 100113365

弁理士 高村 雅晴

(72)発明者 リンツエ、ベネディクトゥス

オランダ国2 6 1 2、ペーイェー、デルフト、ドクトル、シェップマンスマスター、5

(72)発明者 クリストイアン、ヨアヒム、カイデル

ドイツ連邦共和国モンタバウル、ブルクシュトラーセ、9

(72)発明者 アルフレート、ルードビヒ、ハインツ

ドイツ連邦共和国ニーダーアール、イム、ハイデンホーフ、6

審査官 河口 展明

(56)参考文献 特開平0 3 - 1 4 0 4 3 3 (JP, A)

国際公開第0 2 / 0 5 2 0 5 3 (WO, A 1)

米国特許第0 5 5 6 0 7 8 9 (US, A)

米国特許第0 4 3 0 5 7 6 3 (US, A)

欧州特許出願公開第0 0 5 8 7 2 7 4 (EP, A 1)

欧州特許出願公開第0 0 8 2 9 5 5 2 (EP, A 1)

特開昭5 7 - 1 6 1 0 4 5 (JP, A)

特開昭5 6 - 0 5 1 5 6 0 (JP, A)

特開平0 8 - 2 3 2 0 5 3 (JP, A)

特開平0 7 - 3 1 6 6 0 1 (JP, A)

特開昭5 7 - 1 0 8 2 4 0 (JP, A)

特開昭5 9 - 0 2 8 5 5 5 (JP, A)

特許第1 6 1 8 9 2 (JP, C 2)

特開昭6 3 - 2 9 7 1 8 0 (JP, A)

特開昭6 3 - 0 3 3 5 3 9 (JP, A)

特開昭6 0 - 0 1 3 0 4 7 (JP, A)

特開平0 3 - 0 0 2 3 4 5 (JP, A)

特開平0 2 - 1 9 0 4 3 4 (JP, A)

特開2 0 0 4 - 0 0 2 9 8 3 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.CI., DB名)

C22C 21/00-21/18

B64C 3/18

C22F 1/04-1/057

C22F 1/00