

住友軽金属技報 第38巻 第1号 (1997) 37-43

技術資料

航空機用高強度 Al-Mg-Si-Cu 合金の開発

内 田 秀 俊 吉 田 英 雄
平 博 仁 天 野 巧

Sumitomo Light Metal Technical Reports, Vol. 38, No. 1 (1997), pp. 37-43

Development of High Strength Al-Mg-Si-Cu Alloy for Aircraft

Hidetoshi Uchida, Hideo Yoshida, Hirohito Hira and Takumi Amano

航空機用高強度 Al-Mg-Si-Cu 合金の開発*

内田 秀俊** 吉田 英雄***
平 博仁**** 天野 巧*****

Sumitomo Light Metal Technical Reports, Vol. 38, No. 1 (1997), pp. 37-43

Development of High Strength Al-Mg-Si-Cu Alloy for Aircraft*

Hidetoshi Uchida, Hideo Yoshida, Hirohito Hira and Takumi Amano

A new high strength Al-Mg-Si-Cu alloy has been developed. The alloy has tensile strength equivalent to 2024-T3 and greater than 6013-T6, while exhibiting intergranular corrosion resistance similar to 6061-T6. Reducing the number of Al-Mn dispersoids can decrease the intergranular corrosion susceptibility of the alloy. Resistance to fatigue crack growth of the alloy was the same as that of 2024-T3. The alloy also has higher temperature strength than that of 2024-T8. The new alloy is expected to be a candidate material for aircraft structures.

1. 緒 言

アルミニウム合金は比強度が大きいことより、航空機材料として多く利用されている。航空機の機体に使用されているアルミニウム合金は、高強度の2000系(Al-Cu-Mg)、7000系(Al-Zn-Mg-Cu)合金がほとんどであり、特に引張の繰返し荷重を受ける胴体や主翼下面には、破壊靱性や疲労強度の良好な2024合金、特にT3調質材が多く使用されている。この標準構造材料2024-T3は耐食性やその成形性に問題がある。これに対して、強度が2024-T3と同等で成形性や耐食性を改善した合金が開発できれば、適用対象分野が広いために質量及びコストに大きな低減効果が得られることが期待できる。例えば成形性が向上すれば、より凹凸の大きな高剛性構造や複雑形状構造の一体成形化等が可能となり製造工程が簡略化でき、軽量化及び製造コスト低減の可能性が大きい。

そこで、従来強度的には7000系や2000系に劣るものの、成形性、耐食性に優れ密度も低い6000系(Al-Mg-Si-Cu)合金の長所を保持したままで高強度化が望まれていた。AA6013合金はこの考えに基づいて米国で開発された¹⁻³⁾。ただし、最高強度の6013-T6でも2024-T3に比べ耐力は高いが引張強さは低い。本報では6013より高い引張強さと優れた耐食性を有する高成形性合金の開発過程と新合金の諸性能について報告する。

2. 合金開発

2.1 強度向上

強度向上を目的として6013合金の化学成分を基本に、その主要成分であるケイ素、銅、マグネシウム、マンガンの添加量を変えた16種類の合金を作製した。その化学成分を表1に示す。175×175mmの断面形状の鋳塊をDC鋳造し、540°C-8hの均質化処理後に30mm厚さに切断した。続いて熱間圧延、冷間圧延により1mm厚さにした後に550°C-20minの溶体化処理を行い、水冷した。

T4及びT6材の引張特性を表2に示す。Al-1.0%Mg-0.9%Cu-0.3%Mn合金を基本にケイ素を添加した合金とAl-1.0%Mg-0.7%Si-0.3%Mn合金を基本に銅を添加した合金のT6強度を図1に示す。ケイ素と銅の増加にともない強度が向上した。これに対してマグネシウ

* 軽金属学会第89回秋期大会(1995年11月、於日本大学生産工学部)、The 5th International Conference on Aluminium Alloys, Grenoble, France, July 2-5, 1996で一部発表。

** 研究開発センター 第一部

*** 研究開発センター 第一部, 工学博士

**** 川崎重工業株式会社 技術部, 工学博士

***** 川崎重工業株式会社 技術部

表1 強度向上のための試作合金の化学成分 (mass%)

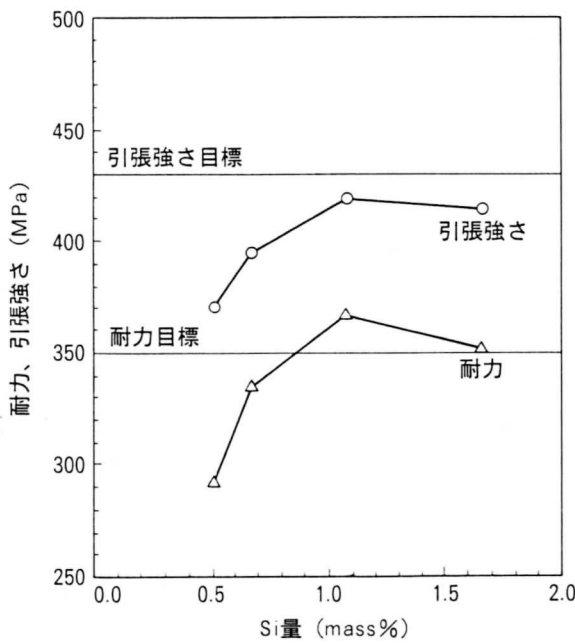
合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
1	0.64	0.16	0.88	0.29	1.04	<0.01	0.01	0.03	bal.
2	1.07	0.16	0.89	0.30	1.05	<0.01	0.01	0.03	bal.
3	0.71	0.16	1.30	0.30	1.03	<0.01	0.01	0.03	bal.
4	0.70	0.16	0.92	0.62	1.07	<0.01	0.01	0.03	bal.
5	0.68	0.16	0.89	0.31	1.46	<0.01	0.01	0.03	bal.
6	0.50	0.15	0.92	0.29	0.99	0.01	<0.01	0.03	bal.
7	0.71	0.14	0.48	0.29	1.03	0.01	<0.01	0.03	bal.
8	0.72	0.15	0.89	<0.01	1.08	<0.01	<0.01	0.03	bal.
9	0.73	0.15	0.90	0.29	0.62	0.01	<0.01	0.03	bal.
10	1.25	0.17	1.26	0.31	1.01	0.01	<0.01	0.03	bal.
11	1.30	0.18	1.24	0.30	0.58	0.01	<0.01	0.03	bal.
12	1.27	0.17	0.92	0.30	0.59	0.01	<0.01	0.03	bal.
13	0.82	0.16	1.30	0.30	0.58	0.01	<0.01	0.03	bal.
14	1.21	0.17	1.32	0.30	1.25	0.01	<0.01	0.03	bal.
15	1.65	0.18	0.92	0.30	1.00	0.01	<0.01	0.03	bal.
16	0.81	0.16	1.66	0.30	1.00	0.01	<0.01	0.03	bal.

表2 強度向上のための試作合金引張特性

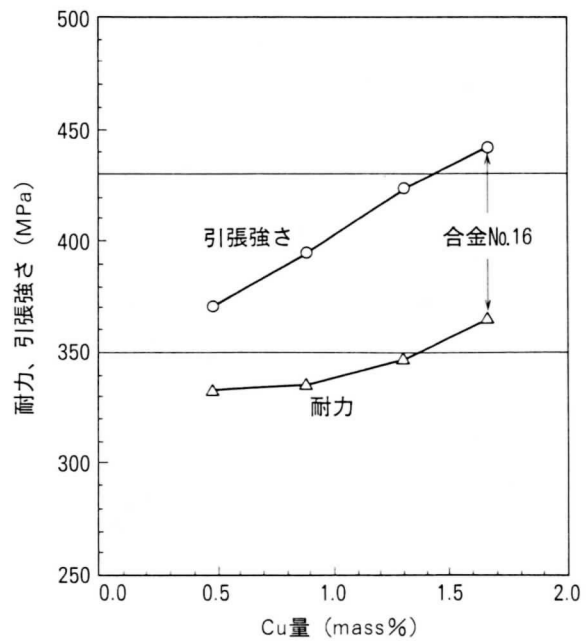
合金	調 質					
	T4			T6		
	引張強さ (MPa)	耐力 (MPa)	伸び (%)	引張強さ (MPa)	耐力 (MPa)	伸び (%)
1	335	186	27	394	335	15
2	335	208	30	419	367	14
3	361	206	27	423	351	16
4	350	203	26	400	334	15
5	331	183	26	385	307	16
6	323	173	28	370	292	17
7	315	179	28	381	329	14
8	315	171	28	378	311	16
9	306	172	27	378	320	15
10	365	212	29	417	364	16
11	354	204	29	407	334	18
12	344	200	30	393	327	17
13	344	190	28	398	327	17
14	374	217	29	436	372	16
15	355	204	30	414	352	16
16	382	218	28	441	365	16

ムやマンガンは強度に及ぼす寄与は小さかった。この中で合金 No.16 は目標とした強度を耐力、引張強さともに満たした。粒界腐食性に及ぼす銅量の影響について ASTM G-110 に従い T6 材を調査し、図 2 に示す。銅量とともに粒界腐食深さが増加した。合金 No.16 では、

* 値は圧延平行、垂直方向の平均



(1) Al-1.0Mg-0.9Cu-0.3Mn-Si



(2) Al-1.0Mg-0.7Si-0.3Mn-Cu

図1 Al-Mg-Si-Cu系合金のT6強度に及ぼすケイ素、銅の影響

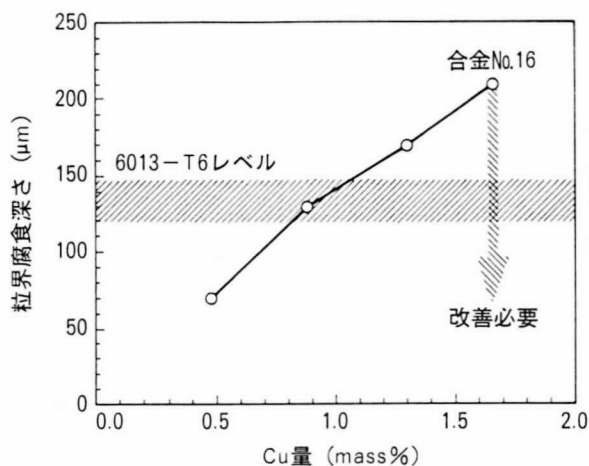


図2 Al-1.0Mg-0.7Si-0.3Mn-Cu合金-T6材の粒界腐食深さに及ぼす銅量の影響

耐粒界腐食性の改善が必要であった。

2.2 耐食性向上

耐粒界腐食性改善のために Al-1.7%Cu-1.0%Mg-0.7%Si 系基本合金にクロム、亜鉛、ジルコニウム、バナジウム等を添加した 10 種類の合金を作製した。その化学成分を表 3 に示す。合金 A は合金 No.16 とほぼ同一組成である。これらの合金の T4 及び T6 材の引張特性を表 4 に示す。強度は添加元素の影響をほとんど受けなかった。図 3 に T6 材の粒界腐食試験結果を示す。合金 A に亜鉛やクロムを添加した合金 B や C の耐粒界腐食性は改善されなかった。ジルコニウムやバナジウムの添加 (合金 D, E) は耐粒界腐食性の改善にやや効果があった。マンガンを減少させた合金 F は結晶粒の粗大化が起り粒界腐食深さが大きくなった。これらの中でマンガンに代わりクロムを添加した合金 (合金 G) が最も優れた耐粒界腐食性を示した。図 4 に合金 A と G の粒界腐食試験後のマイクロ組織を示す。これからも粒界腐食深さが改善されていることが分かる。Burleigh は

表 3 耐食性向上のための試作合金の化学成分 (mass%)

合金	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Others	Al
A	0.80	0.18	1.75	0.29	0.99	<0.01	<0.01	0.02	-	bal.
B1	0.74	0.16	1.66	0.29	1.04	<0.01	1.19	0.02	-	bal.
B2	0.83	0.18	1.79	0.30	1.03	<0.01	2.08	0.02	-	bal.
C1	0.80	0.18	1.75	0.29	0.99	0.09	<0.01	0.02	-	bal.
C2	0.76	0.18	1.71	0.27	1.02	0.23	<0.01	0.02	-	bal.
D1	0.76	0.17	1.84	0.31	1.01	<0.01	0.01	0.02	Zr:0.09	bal.
D2	0.79	0.20	1.74	0.29	1.00	<0.01	<0.01	0.02	Zr:0.15	bal.
E	0.74	0.15	1.78	0.31	0.98	<0.01	0.01	0.02	V:0.09	bal.
F	0.71	0.13	1.76	0.06	0.88	<0.01	<0.01	0.02	-	bal.
G	0.70	0.15	1.72	<0.01	0.88	0.15	<0.01	0.02	-	bal.

表 4 耐食性向上のための試作合金引張特性

合金	調 質					
	T4			T6		
	引張強さ (MPa)	耐力 (MPa)	伸び (%)	引張強さ (MPa)	耐力 (MPa)	伸び (%)
A	378	214	27	449	377	15
B1	379	216	27	443	378	13
B2	385	218	28	454	382	12
C1	382	225	27	453	385	14
C2	386	224	26	445	377	14
D1	380	220	27	450	381	14
D2	382	224	27	451	382	14
E	377	216	27	445	379	14
F	360	197	29	433	366	13
G	379	216	30	441	378	16

* 値は圧延平行、垂直方向の平均

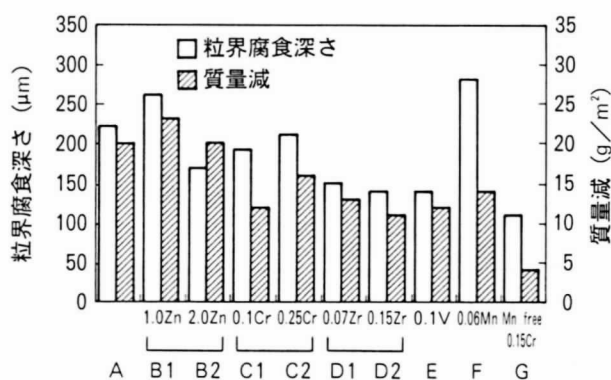


図3 粒界腐食深さ及び質量減に及ぼす添加元素の影響 (調質: T6, ASTM G110による)

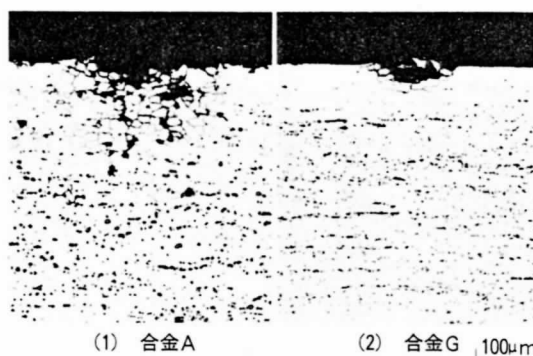


図4 粒界腐食試験後のマイクロ組織

6013 合金 (Al-Mg-Si-Cu 系) で Al-Mn 系の分散粒子が優先的に腐食の起点となりやすいことを示しており⁴⁾、合金 G においても Al-Mn 系の分散粒子のないことが耐粒界腐食性の改善につながったと推測される。

3. 開発合金の特性

前項で開発した合金G（以下“開発合金”とする）について工場で量産試作し（1.27mm 及び0.8mm 厚さ）、特性を調査した。開発合金の化学成分を表5に示す。比較材としてアルクラッド2024（以下2024と記述する）、6013及び6061合金を使用した。

表5 開発合金の化学成分 (mass%)

Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
0.75	0.14	1.64	0.01	1.01	0.15	0.01	0.02	bal.

3.1 引張特性

開発合金と比較材の引張特性を表6に示す。開発合金(T6)の強度は2024-T3と比較して引張強さは同等で耐力は70MPa高い値を示した。また6013-T6と比較すると耐力、引張強さとも開発合金が優れていた。

表6 開発合金と比較材の引張特性

合金-調質	引張強さ (MPa)	耐力 (MPa)	伸び (%)
開発合金-T4	376	229	28
開発合金-T6	436	382	14
6013-T6	402	360	13
6061-T6	316	271	15
2024-T3	428	312	20

* 値は圧延平行、垂直方向の平均

3.2 ミクロ組織

図5に開発合金のミクロ組織を示す。再結晶粒は等軸でその粒径は30~40μmであった。0.8mm厚さの結晶粒径は1.27mmのものよりやや小さかった。

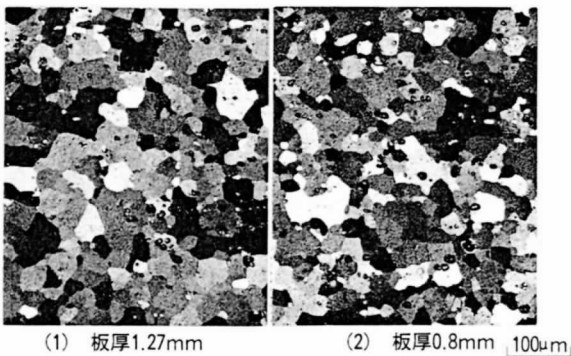


図5 開発合金のミクロ組織

3.3 耐食性

図6に粒界腐食試験結果を示す。開発合金(T6)の耐

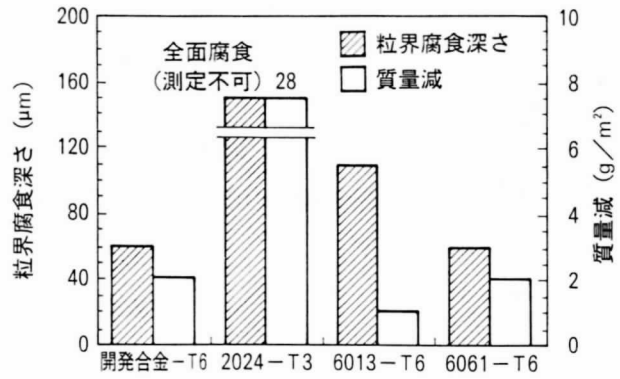


図6 開発合金及び比較材の粒界腐食試験結果

表7 開発合金及び比較材の塩水噴霧試験 (96h) 結果

合金-調質	評価	外観状況
開発合金-T4	MP	腐食ピットが大きく、その数もかなり見られ、腐食生成物も多く流出していた。
6013-T6	MP	全体に腐食ピットが発生し、腐食生成物が流出していた。
6061-T6	SP	小さな腐食ピットが発生し、腐食生成物が流出していた。
2024-T3	HP	腐食ピットがかなり多く集まり、腐食生成物が大量に流出していた。

SP : Slight Pitting, MP : Moderate Pitting, Hp : Heavy Pitting

粒界腐食性は2024-T3より非常に良好であり、6013-T6や6061-T6と比べても同等以上の結果を示した。

96時間後の塩水噴霧試験結果を表7に示す。開発合金の腐食状況は2024-T3より良好、6013-T6と同等であったが6061-T6より劣っていた。

応力腐食割れ試験（定荷重、720h）を行った結果、開発合金(T6)は300MPa負荷においても破断しなかった。

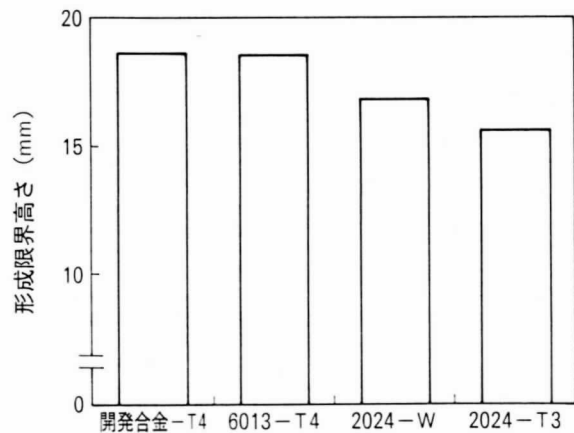


図7 開発合金及び比較材の張出試験結果 (ポンチ直径: 50mm)

3.4 成形性

開発合金(T4)の張出成形性は図7に示すように6013-T4とほぼ同等であり2024-WやT3調質より優れていた。

曲げ加工性を図8に示す。開発合金(T4)の曲げ加工性はL方向の方がLT方向より良好であった。両方向とも6013よりやや劣っていたが2024-T3よりかなり優れていた。

試験片		曲げ半径 (内側曲げ半径/板厚)						
		0.4	0.63	0.8	0.9	1.25	1.6	2.0
開発合金-T4	L	-	×	○	○	-	-	-
	LT	-	-	×	×	○	-	-
6013-T4	L	×	○	○	○	○	○	○
	LT	×	×	○	○	○	○	○
2024-T3	L	-	-	-	-	×	×	○
	LT	-	-	-	-	×	×	○

L: 圧延方向に平行な試験片
LT: 圧延方向に垂直な試験片

図8 開発合金及び比較材の曲げ加工性 (180° 曲げ)

3.5 溶接性

疲労強度は航空機用材料として最も重要な特性のひとつである。開発合金(T6)の疲労き裂進展速度を応力比0.1, T-L方向(圧延垂直方向に引張応力, 圧延方向にき裂進展)について調べた。図9に示すように2024-T3と同等であった。疲労強度を応力比0.1, 平滑及び切欠き試験片について調査した。図10に示すように開発合金(T6)の疲労強度は2024-T3や6013-T6と同等であり, 板厚による違いも見られなかった。

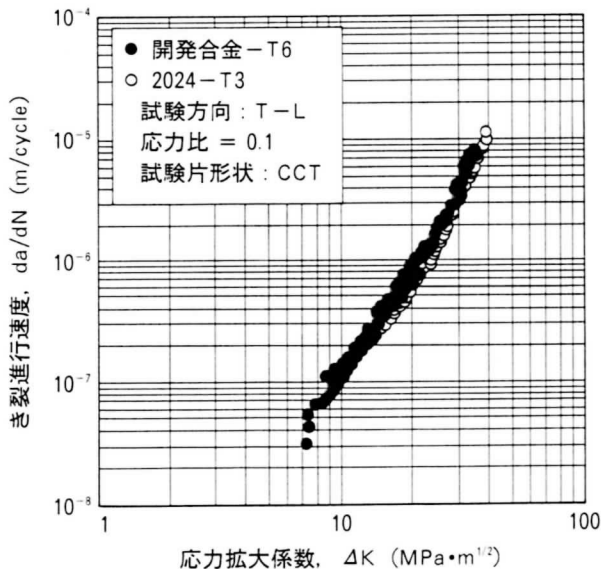


図9 開発合金と2024-T3のき裂疲労進展速度

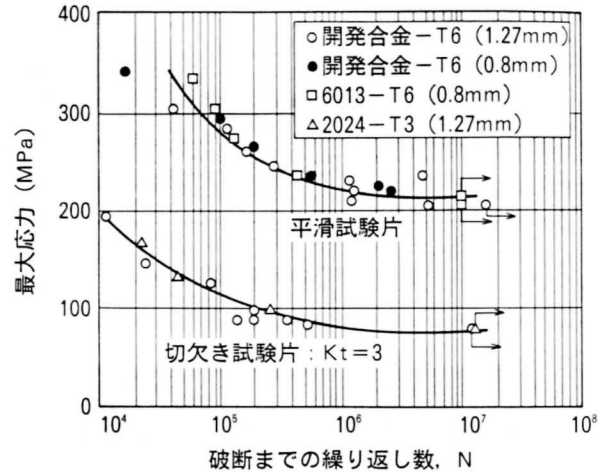


図10 開発合金及び比較材のS-N曲線 (応力比: 0.1、試験方向: T-L)

3.6 溶接性

開発合金が6061合金と同様に溶接できれば, 溶接が困難な2024合金の代替となり適用分野の拡大が期待できる。そこで, 開発合金, 6061, 6013合金についてTIG溶接(溶加材: 4043)と電子ビーム溶接性を評価した。図11に溶接継手(溶接のまま)引張試験結果を示す。電子ビーム溶接の継手強度はTIG溶接のそれとほぼ同等であり, 開発合金は6013合金より強度が高かった。さらに, 開発合金でもT4を溶接して人工時効処理したものが, T6材を溶接したものより強度が高くなっていた。また, 図12に開発合金のビード断面硬さ分布を示す。電子ビーム溶接の溶接ビード幅はTIG溶接に比べ約半分であり, 電子ビーム溶接により熱影響部の小さい溶接ビードが得られていた。

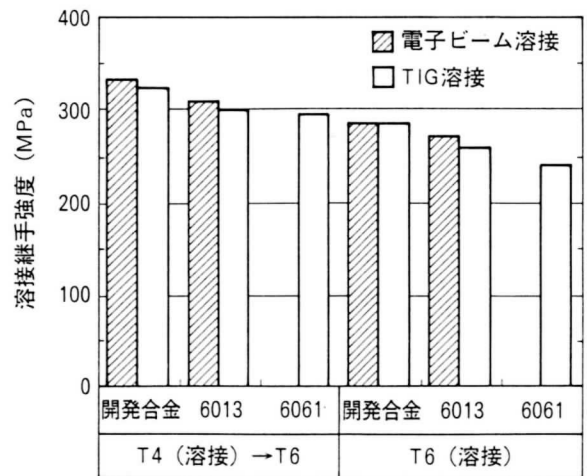


図11 開発合金及び比較材の溶接継手強度 (溶接のまま、TIG溶接は溶加材として4043を使用)

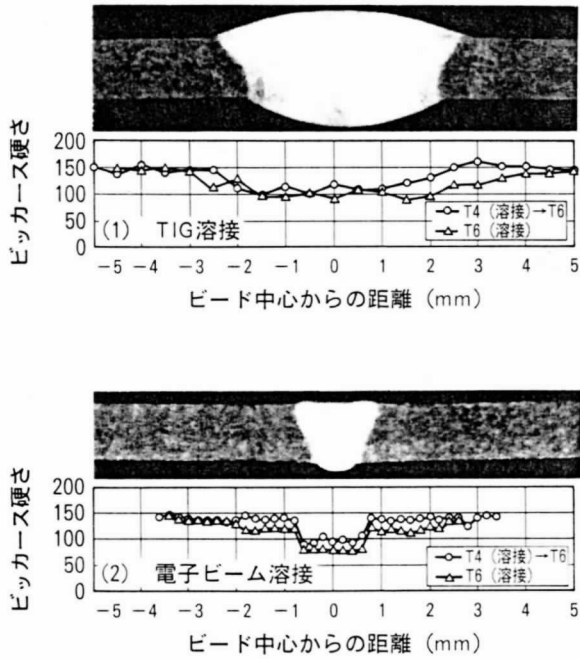


図12 開発合金のTIG溶接と電子ビーム溶接(EBW)による断面硬さ分布

3.7 高温強度

2024合金は、180℃までの高温環境で使用する場合、熱的に安定させるために成形性の要求される箇所では2024-T6、その他の箇所では2024-T8が使用される。

開発合金の高温強度や熱的安定性が2024-T6、T8と同等であれば、適用範囲が広がる。100、150、175、200℃の各温度に100h保持した後、常温及び保持温度で引張試験を行った。この結果を図13に示す。開発合金(T6)は、150℃以上の保持後の室温での耐力は2024-T8より高く、100℃以上では100hの保持後には耐力、引張

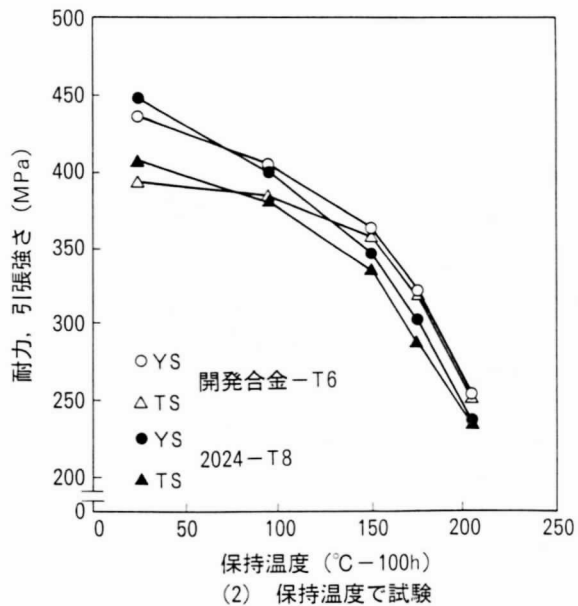
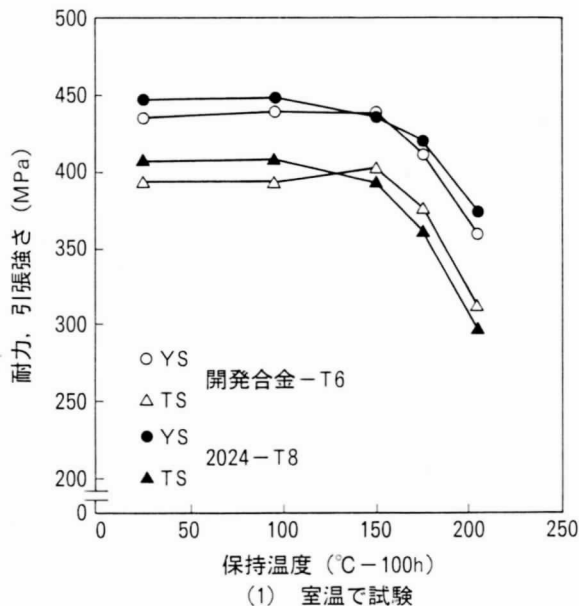


図13 開発合金と2024-T8の高温強度

強さとも2024-T8より優れた値を示した。この結果、開発合金は高温域での2024-T6、T8に置き換えて使用可能であると考えられる。

3.8 表面処理

航空機で使用する3種類(クロム酸皮膜及び硫酸皮膜陽極酸化法、化成皮膜処理)の表面処理に対する開発合金の適合性を確認した。

それぞれの規格に基づいた標準条件により表面処理を行い、処理後の皮膜品質を評価した。評価項目は、外観、耐食性とした。また、陽極酸化法に関しては皮膜質量も評価した。これらの結果を表8に示す。

クロム酸皮膜及び硫酸皮膜陽極酸化法の特性は開発合金を含め、いずれの合金も外観、耐食性共に良好であった。2024-T3等と同一条件で処理した開発合金の化成

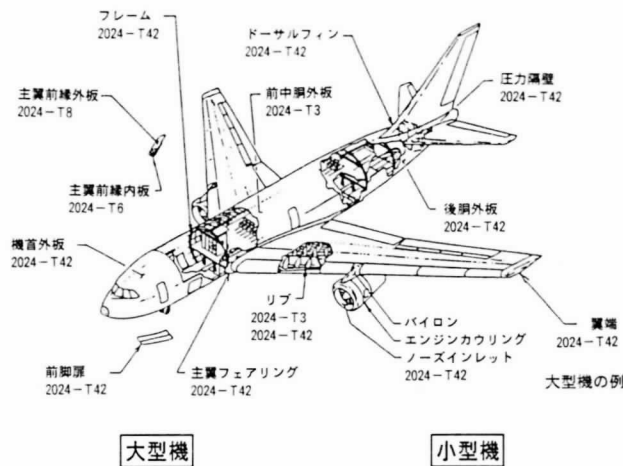
表8 開発合金及び既存合金の表面処理特性

表面処理*1	材料	外観	耐食性*2	皮膜質量*3
クロム酸皮膜 陽極酸化法	開発合金-T6	○	○	1.3
	6061-T6	○	○	1.5
	2024-T3	○	○	1.2
硫酸皮膜 陽極酸化法	開発合金-T6	○	○	3.5
	6061-T6	○	○	5.0
	2024-T3	○	○	1.7
化成皮膜処理	開発合金-T6	○	△	-
	6061-T6	○	○	-
	2024-T3	○	○	-

*1: クロム酸皮膜、硫酸皮膜陽極酸化法はMIL-A-6825、化成皮膜処理はMIL-C-5541による。

*2: ASTM B117によるクロム酸皮膜、硫酸皮膜陽極酸化法は366h、化成皮膜処理は168hの結果。

*3: ASTM B137による。数字は測定値/要求値。



スキン、リブ、バルクヘッド 大型機での適用箇所+
脚原、カウリング等 小型機 フレーム、インターコストル等

図14 従来機体での2024合金の適用状況と開発合金の適用検討

皮膜の耐食性は、要求値を満足しなかった。開発合金での化成皮膜処理条件の確立は、今後の課題である。

4. 適用対象の検討

図面や実機の調査等から適用対象として考えられる構造部位とそこで要求される特性から、新材料に期待される適用対象を検討した。

まず、開発合金の目標強度としている 2024-T3 を含む 2024 合金について、従来の大型機体における適用状況の調査結果を図 14 に示す。これらの調査より 2024 合金は、T3, T4, T6, T8 の調質でその特長を生かして機体の広い範囲に使われていることが明らかになった。

さらに、これより小さな数 10 人乗りのクラスの小型旅客機、すなわち曲率の大きな機体について調査した結果、大型機では 7000 系合金が使用されているフレームやインターコストル等、また一部のストリンガーでも、2024 合金が T4 調質で使われている場合があることを確認した。

これらの 2024 合金適用箇所の中で、開発合金をストリンガーや深絞り成形品に適用すると比較対象の

表 9 開発合金及び2024合金を使用した形成部品の製造コスト比較

形成部品	材料	工程	製造コスト
曲げ形成品 ストリンガー、 インターコストル	2024-O	板取り→折り曲げ形成 →溶体化処理→歪取り→製品	100
	開発合金-T4	板取り→折り曲げ形成 →人工時効→製品	77
深絞り 形成品 パン等	2024-O	板取り→絞り→溶体化処理 →歪取り絞り→製品	100
	開発合金-T4	板取り→絞り→人工時効 →製品	65

2024-T42 に比べ高強度の部材が得られると共にその製造コスト低減効果も考えられる。そこで、2024-O 及び開発合金 (T4) を用いて、成形部品を製作する場合の主要工程とコスト比較した結果を表 9 に示す。開発合金の場合、2024-O に比べ熱処理後に歪取りの不要なため、曲げ成形品で約 20%、深絞り成形品で約 35% のコスト低減効果が得られた。

このように開発合金は、ストリンガー等の曲げ成形品や深絞り成形品への適用が非常に有効であると考えられる。

5. おわりに

良好な耐粒界腐食性を有する高強度 Al-Mg-Si-Cu 合金を開発した。この開発合金の主な特長は以下の通りである。

(1) T6 調質の引張強さはアルクラッド 2024-T3 と同等で 6013-T6 より優れる。疲労強度は 2024-T3 や 6013-T6 と同等であり、高温強度は 2024-T8 より優れていた。

(2) T6 調質の耐粒界腐食性は 6061-T6 と同等、塩水噴霧試験においては 6013-T6 と同等で、いずれも 2024-T3 より良好であった。また応力腐食割れ性は、問題ないと考えられた。

(3) T4 調質の成形性は 6013-T4 とほぼ同等で 2024-T3 より優れていた。

(4) TIG 溶接、電子ビーム溶接ともに 6013 合金より高い継手強度が得られた。

(5) 表面処理特性は化成処理性に課題があるものの陽極酸化皮膜特性は従来の処理方法で良好であった。

さらに航空機部品の成形を試みた結果、開発合金を使用することにより既存合金より低コストでの製造が可能であり、この開発合金は、次期航空機用材料として期待できる。

謝辞

本研究は日本航空宇宙工業会の委託研究として実施した。研究の機会を与えて頂いた同工業会に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) M. V. Hyatt and S. E. Axter : *Science and Engineering of Light Metals (RASELM91)*, ed. by K. Hirano, H. Oikawa and K. Ikeda, JILM, Tokyo, (1991), 273.
- 2) R. S. Kaneko, L. Bakow and E. W. Lee : *JOM*, 42-5 (1990), 16.
- 3) R. J. H. Wanhill, L. Schra and W. G. J. 't Hart : *The 3rd ICAA*, Vol. II, Univ. of Trondheim the Norwegian Inst. of Tech., (1992), 357.
- 4) T. D. Burleigh : *ibid.*, 435.