特 集 号

技術報告

航空機部品用超塑性7475アルミニウム合金の開発とその実用化

江藤武比古*

Development and commercialization of superplastic 7475 aluminum alloys for aerospace applications

Takehiko ETO*

1. はじめに

一般にアルミニウム材料は室温で引張変形をすると、伸びはたかだか30～40%で破断する。また、約400℃の高温で引張変形しても伸びは50～100%である。ところが特別の組織を持つ材料では、ある条件下でくびれを起こさず、あめのようにどんどん伸びる現象がある。1934年 Pearson により Sn-Pb 共晶合金で1950%もの伸びが出るのが初めて発見され、超塑性 (Superplasticity) と呼ばれている¹⁾。その後、実用化の研究は途絶えていたが、1960年代から改めて、研究が再び活性化した。しかしながら、アルミニウム合金では Al-33 mass% Cu 共晶系合金などが主流で、実用合金の研究開発の面ではあまり進歩がなかった。ようやく1970年代以降に、航空機部品の軽量化、高性能化、高効率化などを実現する先進加工技術として、アルミニウム、チタン合金でも研究開発と実用化への期待が高まった²⁾。そして Paton と Hamilton によって、「4 工程プロセス」と呼ばれる加工熱処理法の改善により、超塑性7475アルミニウム合金が開発された³⁾。この材料は7475-02という商品名で工業化されようとしたが、200℃という温度での温間圧延の困難さと安定した微細結晶材が得られないなどの理由で、実用化には到らなかった。しかしながら、先端アルミニウム合金と位置づけられた本合金への実用化への要望は強かった。

われわれは微細粒材を作る加工熱処理工程に分散粒子強化型合金の加工硬化と軟化抑制という手法を採り入れ、合金設計をやり直し、10 μm に近い微細粒組織を持ち、約500%の高い伸びを発現する超塑性高力アルミニウム合金 (KS7475) を開発した^{4), 5)}。本合金は現在までに、航空機メーカー関係者のご愛顧を得て、航空機用のいくつかの部品での実用化に到っている。本稿では合金開発のポイントと航空機部品への実用化までの技術開発について述べる。

2. 開発および実用化のための課題

開発および実用化にはつぎの4点が克服すべき大きい課題である。

- ① 微細結晶粒 (約10 μm 以下) の生成とその保持
微細粒超塑性は、主に粒界すべりが起きて超塑性を発現す

る。しかも変形速度が遅いので、微細粒を維持するには、変形中も結晶粒が大きくなることが必要である。

- ② 最適加工条件

超塑性は、微細結晶粒という内的条件と温度、ひずみ速度といった外的条件がうまくかみあって発現する。

- ③ 変形後の材料特性

超塑性変形中には結晶粒界近傍からボイドが生成し、機械的性質を損ねる。そこで、ボイド発生の影響を把握することが不可欠である。

- ④ 適用部品の検討および材料特性の把握

変形速度が10⁻⁴/s と遅いので、通常は5000～10,000個/年程度の少量生産品に向いているといわれ、航空機部品はこのカテゴリーに入る。また、実成形ではガスブロー成形されるので、成形後の材料特性の把握が重要となる。

3. 製造方法

3.1 材料選定

開発合金に要求される要件は、

- ① 高強度
- ② 加工熱処理 (thermo-mechanical treatment, TMT) により微細結晶粒を得る (=溶質元素を多く含む熱処理型アルミニウム合金)、
- ③ 変形中に結晶粒が粗大化しない (分散粒子による結晶粒成長抑制)、
- ④ 変形中にボイドの起点になる晶出物を低減する、
- ⑤ 航空機用材料規格の AMS, MIL-HANDBOOK 等に記載合金で、実用化時に新たな規格化等が不要 (航空機材料の認定には通常は5～10年かかる) などである。

以上の条件を考慮し、開発合金を7475合金とした。その代表組成を表1に示す。

表1 超塑性7475アルミニウム合金 (KS7475) の標準組成 (mass%)

Si	Cu	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
0.04	0.09	1.50	0.01	2.25	0.20	5.70	0.01	Rem.

* (株)神戸製鋼所アルミ・銅カンパニー基礎研究室 (〒651-2271 兵庫県神戸市西区高塚台 1-5-5)。Kobe steel Ltd. (1-5-5. Takatsukadai, Nishi-ku, Kobe-shi, Hyogo 651-2271)。

受理日: 平成11年4月6日

図1 超塑性7475アルミニウム合金 (KS7475) シート材の製造プロセス

図2 過時効7475アルミニウム合金材を3%の予備変形し、20 minの焼なましを行ったときの応力-ひずみ曲線

3.2 製造プロセスの最適化

開発合金の製造プロセスの概要を図1に示す^{5)~7)}。DC 鋳造法で作られた厚さ400 mmのスラブはまず均質化熱処理を行い、超塑性変形時に微細粒を維持させる分散粒子 $\text{Cr}_2\text{Mg}_3\text{Al}_{18}$ の生成ならびに超塑性変形時にボイドの起点となりやすい晶出物 Cu_2FeAl_7 をできるだけ固溶させる。鋳塊は熱間圧延を経て、熱間圧延材となり、ついで連続した2段の熱処理を受けて、過時効材となる。平衡相 $\text{Cu}(\text{Mg}, \text{Zn})\text{Al}_2$ が直径100~200 nmの第2相粒子として生成し、いわゆる分散粒子合金となる。つぎの冷間圧延ではこの粒子の周りに高密度の転位が蓄積され、急速加熱を施すと、微細結晶粒材が生まれるという工夫を行った。KS7475合金の特徴であるので、紙面を少し頂き、紹介する。

図2(a)は過時効した7475合金の応力-ひずみ直線で、約5%のひずみまでは分散粒子型合金に特徴的な、いわゆる直線加工硬化する⁸⁾。一方で、分散粒子型合金でよく知られる特徴はこの加工硬化が低温焼なましで消滅する(=軟化)が起ることである^{9),10)}。実際、過時効した合金を約3%のひずみまで加工硬化させて、焼なましすると図2(b)のように、150°C・20 minの焼なましではほとんどが軟化してしまっている。図2(b)に示すように、焼なまし後の軟化量 $\Delta\sigma$ を焼なまし前の加工硬化量 σ_H で割った量を軟化度と定義し、5 minと20 minの等時焼なましを行った。その結果は図3のようになり、150°C以上の焼なましでは、加工硬化はほとんど消滅することを示している。図3の結果は大変重要な示唆を与える。すなわち、工業的には圧延を温間圧延で行ったり、何回にも分けて圧延すると転位の蓄積エネルギーが小さくなることを意味する。そこで、われわれは開発の初めから、圧延は冷間圧延で行うことにして、微細粒材を得るのに成功した。なお、分散粒子合金の加工硬化の消滅は粒子周り

図3 過時効7475アルミニウム合金材の加工硬化後の等時焼鈍曲線

図4 結晶粒サイズに及ぼす圧延温度の影響

に蓄積したオロワソループの上昇によると知られている^{9),10)}。それでは、より低温での圧延ほど、より微細な結晶粒材が得られるのだろうか？ 図4に冷間圧延時の温度と結晶粒径との関係を示す。圧延温度が低い程、転位の蓄積が大きく、より微細粒が得られることを示してある。図中には本系合金を液体窒素温度に冷却して、極低温圧延を行った小林らの結果も示してある¹¹⁾。この結果によると、工業化の課題は大きいにしても、7475合金でも数 μm の超微細結晶粒を作れることを示している。当然、Paton と Hamilton の4工程の加工熱処理での温度圧延においては、図4に Warm rolled 材として示すように、転位の蓄積が十分に起こらず、結晶粒は大きくなると容易に推察される。

4. 組織と超塑性特性

開発した超塑性7475合金 (KS7475)は線切断法で求めた結晶粒径(切片長さ)が圧延方向(L)および直角方向(LT)で約11 μm 、厚さ方向(ST)で、約8 μm の微細粒を持っている⁴⁾。現在ではLT方向の結晶粒径を品質保証の根幹にしている。

超塑性合金の変形能は温度とひずみ速度 $\dot{\epsilon}$ によって支配され、変形応力 σ とひずみ速度の間には次の関係が知られている。

$$\sigma = K\dot{\epsilon}^m, \quad (1)$$

ここで、 m はひずみ速度感受性指数、 K は材料定数である。

表2 ドアモデル超塑性成形品の機械的性質

Samples	Quenchants	Water (20°C)			Polymetric quenchants			Specified properties ^{*3)}		
	Temper ^{*2)}	UTS (MPa)	YS (MPa)	El (%)	UTS (MPa)	YS (MPa)	El (%)	UTS (MPa)	YS (MPa)	El (%)
Deformed ^{*1)}	T6	503	448	11	505	451	11	517	441	9
	T76	493	440	8	496	442	8	490	420	9
Non-deformed	T6	536	468	15	535	463	15	517	441	9
	T76	507	444	12	508	448	12	490	420	9

*1) Samples were deformed to $\epsilon=60\%$, including voids of the area was 0.6%.

*2) T6: solution treated at 480°C for 30 min and aged at 120°C for 12 h.

T76: solution treated at 480°C for 30 min and aged at 120°C for 6 h, then aged at 163°C for 15 h.

*3) AMS specifications, T6: AMS 4084C (7475-T61 sheets), T76: AMS 4085B (7475-T761 sheets).

図5 超塑性7475アルミニウム合金 (KS7475) シート材の機械的性質に及ぼす単軸引張変形の影響

そして、一般に m 値が大きいほど、伸びも大きいということが知られている¹²⁾。開発合金の温度を変えたときの応力-ひずみ曲線から、最適加工条件を温度515°C、ひずみ速度 $2 \times 10^{-4}/s$ と決定した⁴⁾。

5. 実用化に向けての課題とその対応

5.1 ボイド生成と材料特性

図5に開発合金を上述の最適加工条件で引張試験を行い、ついで最高強度の得られる T6 調質を施した材料の (単軸) 引張試験結果を示す。変形量が100%を越えると材料の規格値 (引張強さ517 MPa, 耐力441 MPa) 以下となりかねない¹³⁾。これらの原因は粒界あるいは晶出物周りにボイドが生成するためである¹³⁾。超塑性合金の実用時はガスブロー成形となるが、単軸引張変形と圧空変形時のボイドの生成を比較すると、圧空成形の方がボイドの発生が少ない¹³⁾。なお、ボイドの抑制には、既述の①結晶粒の微細化および維持のほか、②最適加工条件を極力満足するようなガス導入技術¹⁵⁾、③成形方向の正圧のほか材料裏面の背圧を付加するバックプレッシャー加工法¹⁶⁾等が有効である。

図6 ドアモデル超塑性成形品 (550×320 mm, 厚さ 1.5 mm)

5.2 超塑性成形部品での性能確認

1984年には弊社真岡製造所で1000×2000 mm サイズの工場試作を開始したので、超塑性成形を行い、性能確認を行ったので以下に紹介する。図6はドアモデルの成形例である。成型後に、最高強度を得る T6 処理、薄板材で問題となるのは腐食性対策の T76の性能を確認した。このときに、高力アルミニウム合金の溶体化処理は通常は水焼入れを行い、そのとき生じるゆがみはストレッチャー等で矯正されるが、成型品では矯正が困難なので、ゆがみが生じにくいポリマー系のクエンCHANTを見出した^{13), 14)}。成型品の機械的性質を表2に示す。まず、成型品では変形率が60%程度で、そのときのボイドの面積分率は約0.6%である。超塑性成形品の引張特性は、強度が超塑性変形しないものと比べても10~30 MPa 低く、伸びが3~4%ほど低い程度であるが、材料規格値はほぼ満足している。また、ポリマー系の焼入れ剤に焼入れた成型品の引張特性は水焼入れとほとんど同じであった。以上の結果と現実の適用部品の主要途が第2次構造材ということとを考慮すると、実用上はほとんど問題ないことがわかった。

6. 開発合金の実用化と従来工法との比較

6.1 開発合金の実用化

開発合金は量産材でも約10 μm の微細粒を持つので、内外の航空機メーカーに紹介し、技術者の方々の先進材適用への熱

図7 ジェット練習機の空気取入口リップフレーム (高橋・都筑)¹⁷⁾

意と努力で幸い実用化に到っている。ここでは代表例を紹介させて頂く。

まず、図7はジェット練習機の空気取入口のリップフレームへ採用された例である¹⁷⁾。従来は8個の子部品を40個のリベット結合で部品としていたものを、一体成型したものである。

また、同じくジェット練習機の風防開閉部品格納庫にも採用頂いた¹⁵⁾。この部品は従来は6061-T6材の3個の子部品を溶接組立てしていたのを、一体成型したもので、子部品点数の削減および溶接加工を省略したものである。

つぎに、図8は大型旅客機のアクセスドア (修理点検用ドア) への採用例で、検討によると子部品点数が1/5に、200以上のリベット数が半分以下になるとの大きい効果が期待されている¹⁸⁾。

6.2 従来工法との比較

航空機部品へ適用した場合の従来工法との比較は以下のようにならめられる。

- ① 子部品点数、リベットの削減、
- ② 一体成型による大幅な軽量化、
- ③ 金型、治具費の削減、
- ④ 維持管理費の削減等である。

おおむね、20～40%の軽量化、30～50%のコスト削減となっている。なお、超塑性合金では、金型は試作段階では石膏等で十分で、製品でも普通鋼、また雄、雌のいずれか一方の型を準備するだけで十分である。このほか、一体成形化によるデザインの自由度向上等の直接効果、ドロップハンマーから超塑性ガス圧成形機に変えることで、騒音等もなくなった等の波及効果もあるとのことである。デメリットは加工速度が遅いので、航空機部品のような小生産に適用が限られる点である。

7. まとめ

航空機部品用に開発を行った超塑性高力アルミニウム7475合金 (KS7475) の開発経緯と実用化に向けての経緯を紹介させて頂いた。超塑性アルミニウム合金の使用は、コスト削減のほかに、軽量化に伴う高性能化等の波及効果があり、今後の検討アイテムは多いと実感する。高速超塑性のように、

図8 旅客機のアクセスドア (ボーイング社)¹⁸⁾

かなり速く成形できる超塑性アルミニウム合金の登場で第3世代を迎えた感じがある。超塑性合金の今後の発展に期待したい。

おわりに、1982年頃に、高温変形の勉強のつもりでと上司に宿題を頂いたのが研究のはじまりで、サンプルの大きさの拡大や材料の規格化のやりとりなどで、社内外の大勢の方々のご指導やご鞭撻、種々のご協力を頂きながら、超塑性アルミニウム合金が実用化を迎えたことに研究者として感慨に耐えない。あらためて、深甚なる感謝を申し上げたい。

参考文献

- 1) 超塑性研究会：超塑性と加工技術，(宮川松男監修)，日刊工業新聞社，(1980)。
- 2) C. C. Bampton, J. Wadsworth and A. K. Ghosh: Aluminum alloys-contemporary research and applications, (ed. A. K. Vasudevan and R. D. Doherty), Academic Press, Inc., (1989), 189.
- 3) N. E. Paton and C. E. Hamilton: Superplasticforming of Structural Alloys, Met. Soc. AIME, New York, (1982)。
- 4) 広瀬弥五郎，宮木美光，江藤武比古：軽金属，36 (1986)，491。
- 5) 江藤武比古：素形材，'95-9 (1995)，21。
- 6) 特許1,388,415号，「超塑性アルミニウム合金の製造方法」，昭和62. 7. 14.登録。
- 7) 米国特許4,618,382号，“Superplastic Aluminum Alloy Sheets”，1986. 10. 21. 1取得。
- 8) K. Tanaka and T. Mori: Acta Met, 18 (1970)，931。
- 9) T. Mori and H. Tokushige: Acta Met, 25 (1977)，635。
- 10) 江藤武比古：R & D 神鋼技報，41 (1991)，75。
- 11) 小林 勝，弘津禎彦，大谷吉春，高橋 健，館村 誠：軽金属，39 (1989)，776。
- 12) D. A. Woodford: Trans. ASM, 62 (1969)，1。
- 13) H. Hirose, Y. Miyagi, H. Hino and E. Eto: Aluminum, 63 (1987)，386。
- 14) Y. Miyagi, H. Hino and E. Eto: Kobelco Technology Review, No. 2, Aug. (1987)，45。
- 15) 伊藤好二，高木清男，中山裕敏，岩上敏男，室谷員弘，吉野保明：川崎重工技報，99 (1988)，21。
- 16) A. K. Ghosh: Superplastic forming, (ed. by S. P. Agrawal), ASM, (1985)，23。
- 17) 高橋昭男，都筑隆之：第6回金属セミナーテキスト，軽金属学会，(1988)，71。
- 18) Boeing Superplastic Forming Seminar, (1991)。