

技術資料

## 급속응고 항공기용 P/M Al합금

조성석

### Rapidly Solidified Powder Metallurgy Aluminum Alloys for Aerospace Applications

S. S. Cho

#### 1. 서론

항공기에 사용되는 재료의 선택에는 그 성능과 경제성이 선택의 기준이 되고 있다. 특히 항공기 산업에서는 항공기의 성능을 높이는 재료가 매우 중요하다. 즉 유가하중(payload)의 증가, 더 빠른 속도, 연료소비 감소, 낮은 운항비(lower operating cost), 낮은 총 제품수명비용(lower total life cycle cost)등으로 나타 낼 수 있다<sup>(1-3)</sup>. 역사적으로 볼 때 Al합금은 항공기 소재 시장에서 우위를 차지해 왔으나, 최근에는 경쟁력이 있는 다른 재료로 인하여 Al합금의 사용이 급격히 감소할 것이라고 예상하는 사람들도 있다.

그러나 급속응고 기술에 의한 Al합금의 개발에 힘입어 Al합금의 성질을 크게 개선할 수 있게 되었다. 급속응고 Al합금에 의해 항공기의 구조적 효율(structural efficiency)을 증대시킬 수 있기 때문에, 항공기 구조재로써 Al합금은 매우 경쟁력 있는 위치를 계속 점유할 수 있을 것으로 생각된다<sup>(4-5)</sup>. 그러나 소결Al제품(SAP)과 마찬가지로 개선하고자 하는 목표가 완전히 달성되지 못하고 있다. 1950년대 초기에 개발된 SAP은 고성능 항공기의 일부 구조재로는 고온강도 성질<sup>(6-7)</sup>이 매우 좋으나, 상온성질(강도, 인성, 전성)이 나빠서 항공기 소재로서 사용할 수 없다.

1950년대<sup>(8)</sup>에 시작된 항공기 구조용 P/M Al합금의 개발 노력에 힘입어, 현재는 기술적이나 경제적으로 현존 항공기 소재와 경쟁이 될 수 있는 위치에 서게 되었다. 이들 합금은 고강도, 고내식성을 갖는 합금으로 7090, 7091, 9052, 9021 및 MR64가 대표적인 예라고 할 수 있다.

1970년대 중반부터 P/M Al기술에 의해 3부류의 합금이 개발되어 왔다.

즉, (1)고강도, 고내식성 합금, (2)탄성계수가 큰 저밀도 합금, (3)345℃까지 유용한 성질을 갖는 고온용 합금으로 나눌 수 있다.

항공기는 그 부류에 따라 특유의 설계와 임무 목적을 가지고 있기 때문에 P/M Al재료의 성질에 관련된 목표점은 광범위하다고 할 수 있다. 성질에 관한 목표외에도 각종 항공기는 재료에 대한 비용목표가 크게 다르다. 여러 부류의 항공기에서 현재 사용되고 있는 재료 중에서 Al합금은 그 비중이 매우 크다. 총 구조재를 무게비율로 환산하면, 많은 항공기가 거의 Al합금으로 구성되어 있다고 할 수 있다.

이전에 계획한 P/M Al합금의 일반적인 목표는 기존 사용되고 있는 Al합금의 성능을 개선하는 정도였으나, 오늘날 급속응고법에 의한 P/M Al합금의 목표는 금속기 복합재료 및 티타늄 합금과 경쟁이 될 수 있는 위치에 서게 하는데 있다.

항공기는 표1과 같이 분류할 수 있다. 즉 비행기(Aircraft), 미사일(missile), 우주선(space vehicle)으로 나눌 수 있다. 이 중에서 구조재를 가장 많이 사용하는 것도 비행기이며, Al을 가장 많이 사용하는 것도 비행기이다. 항공기에는 수많은 재료가 사용되지만, 대량으로 사용되는 Al합금의 종류는 비교적 적다. 이들은 오래전부터 사용되어 온 것으로서, 2014, 2024, 2219 및 7075이며, 7050, 7151, 2224, 2324 및 7475도 함께 사용되어 왔다. 이 중에서 광범위하게 사용되는 2024와 7075는 40~50년 전에 개발된 이후 거의 개량됨이 없이 사용되고 있다. 항공기의 성능에 대한 중요 인자는 속도(speed), 유가하중(payload), 항속거리(range), 신뢰성(reliability), 편익성(serviceability)등<sup>(1-3)</sup>으로 나눌 수 있다(표2 및 3 참

표 1. 항공 운송 수단의 종류와 형태

비행기
소형(개인용, 전투기, 정찰기, 연습기)
대형(폭격기, 화물기, 수송기)
헬리콥터
기타(글라이더 등)
미사일
소형 무기
대형 무기/중속 로켓
우주 운송 수단
위성
우주선
우주 정거장
기타 우주 구조물(안테나, 망원경 등)

표 2. 항공 운송수단의 성능 개선 분야

개선 분야	참고사항
속도	소형 비행기에 특별히 적용
유가 하중	대부분의 항공기에 적용
항속 거리	모든 항공기와 미사일에 적용
연비	대형 항공기에 특별히 적용
기타 항목들	
제작비	
운항비	
제품수명비용	

표 3. 개발접근의 특성

개선 분야	개발 접근의 일반적 특성
추진 기관	모든 분야에서 급속한 초기 개선이 있다. 그후에 시간이 지남에 따라 발전이 둔화
운송 수단의 설계	추진기관의 발전과 설계는 종종 재질 개선에 의존한다
제작 재료	모든 분야는 상호 작용하고 가끔은 기타 그들의 상승효과를 가져다 준다.

조). 비용인자로는 제품수명비용(totallife cycle cost)(12)을 들 수 있다.

이들 각 인자의 중요성은 항공기의 종류에 따라 달라진다. 예를들면 작은 전투기의 경우 속도와 조정기능이 특히 중요하다. 그러나 큰 수송기나 폭격기는 연료효율이 가장 중요한 인자이나, 특히

우주선에는 가장 중요하다.

항공기의 성능을 개선하기 위해서는 다음 사항 중 하나 이상을 만족시켜야 한다. 즉(1)유체역학 또는 구조 설계, (2)추진체계, (3)구조재 중 하나 이상을 최적화시켜야 한다. 역사적으로 볼 때 이들 각 분야가 초기에는 매우 빠른 속도로 개선되었으나, 시간이 지남에 따라 급격히 느려지고 있다. 한 분야의 발전은 다른 분야의 발전에 지대한 영향을 준다. 고온에서 작동할 수 있는 재료를 개발하므로서 gas turbine engine이 크게 발전된 것도 하나의 예이다. 더욱 강한 구조재(3)가 개발되므로서 소형 및 대형 항공기의 더욱 효과적인 날개 설계가 가능하게 된 것도 또 다른 예라고 할 수 있다.

현재 항공기에 사용되고 있는 Al의 양을 표4에 종합 정리 하였다. 기존의 소형 및 대형 비행기는 주로 Al합금으로 되어 있는데, Al합금은 총 구조물 무게의 70~80%를 차지한다. Boeing 757 비행기에 사용되는 재료를 그림1에서 볼 수 있다. 구조재 무게의 78%가 Al합금이며 대형 상용 비행기는 대개 이와같은 특징을 갖는다. 소형 첨단 비행기는 대형 상용 수송기보다 Al합금을 덜 사용한다.

이들 비행기에는 강, 티타늄 합금 및 복합재료가 중요한 구조재로 사용된다. 표5에 현재 사용되고 있는 군용 비행기에 대한 재료 구성비를 정리 하였다. 사용되는 Al합금의 양은 35.5%(F-15)에서 64.0%(F-16) 범위이다. 이 양은 구조재의 무게를 기초로 하여 추산된 것이기 때문에, 비교할 기준을 어떻게 택하느냐에 따라 달라진다.

미사일은 그들의 임무가 극히 다양하기 때문에

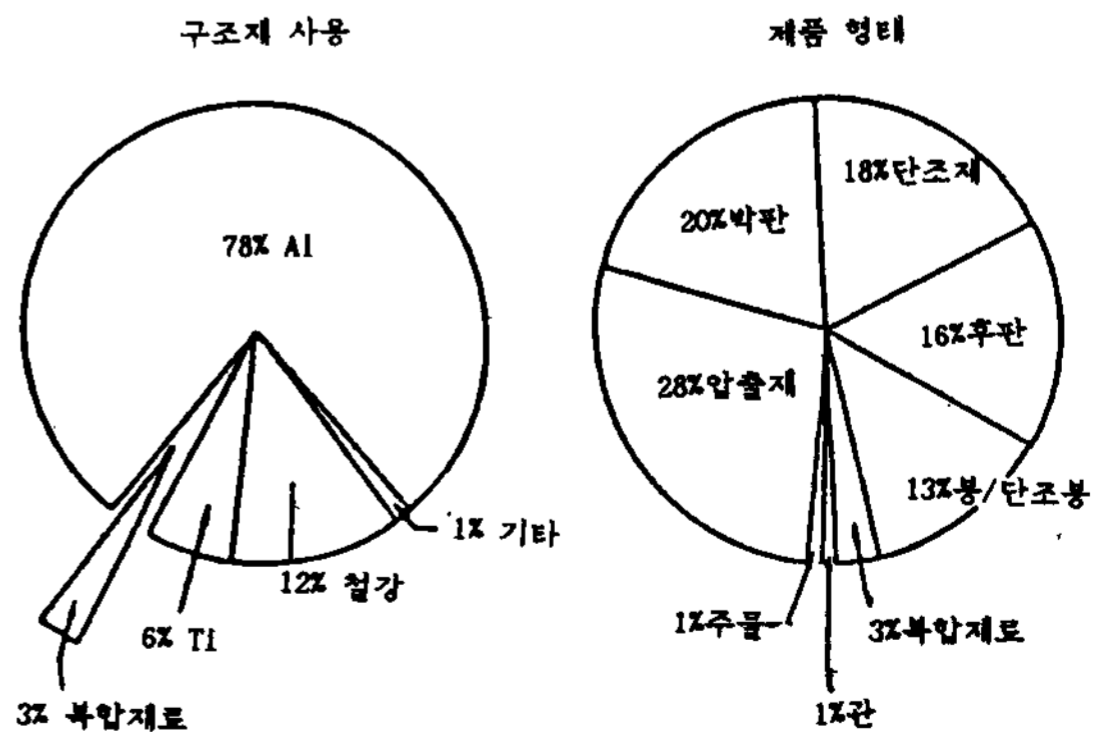


그림1. 대표적인 현대 수송기에 쓰이는 재료와 제품 형태 (보잉 757)

표 4. 항공 운송수단에서 AL 합금의 현재 사용추이

운송수단종류	구조물재로서AL의%	현재및잠재적인AL시장	기타 중요한 재료
비행기	3.6	매우 크다	첨단 복합재료
종래의 대.소형		(1-100,000,000 lb year	기타 금속(강, Ti등)
비행기	70-80	이하)	
첨단 군용 비행기	30-70		
미사일	2-50+	작다	폭넓게 변화하는
			응용에 맞추어 만든 재료
우주선	10-50	매우 작다	폭넓게 변화하는
			응용에 맞추어 만든 재료

표 5. 현재 사용되고 있는 미군 항공기에서의 재료 분포

(주된 구조재의 무게로 산출)

재료	F-111	F-14	F-15	F-16	F-18	B-1
Al	47	39.4	35.5	64.0	46	41.0
Ti	4	24.0	26.7	3.0	14	22.0
철강	29	17.4	4.8	3.2	13	15.0
복합재료 (수지기지)	0	0.8	0.8	2.6	13	0.4

표 6. 1971년에서 1982년까지의 몇몇 제조업자들이 공급한 항공기의 수와 미국과 유럽의 항공기 산업에서 생산한 총량

년도	보잉	맥도넬더글라스	근거리용여객기	총계
1971	141	70	..	250
1972	97	88	..	238
1973	156	86	..	312
1974	189	95	4	352
1975	170	85	9	324
1976	138	69	13	268
1977	120	36	16	211
1978	203	40	15	284
1979	286	75	24	412
1980	299	63	39	446
1981	257	103	38	440
1982	168	53	46	302

Al합금 사용에 큰 변화가 있다. 어떤 것은 Al을 전혀 사용하지 않는 것도 있고, 어떤 것은 상당량을 사용하는 것도 있다. 우주선도 Al합금 사용에는 상당한 변화가 있으나, 우주선의 구조물은 상당량

의 Al합금으로 되어 있다. 첨단 P/M Al합금의 제품 형태는 오늘날 항공기 소재로 쓰이는 Al합금이 필요로 하는 것과 동일한 것으로 박판, 후판, 단조재 및 여러가지 형태, 두께, 크기의 압출재로 생산되어야 한다. 오늘날 P/M Al제품은 단조 및 압출에 적합하도록 roundcompacted billet로 부터 생산된다. Billet의 크기는 203~483mmφ이며 단조와 압출에 필요한 항공기 산업의 중요부품 생산에 적합하다. 박판 및 후판 형태의 경우, 현재 사용되고 있는 I/M에서는 사각 billet를 사용한다. Billet의 무게는 4500kg이 보통이며, 9000kg이나 되는 것도 있다. 오늘날 P/M Al산업은 이에 크게 못 미치고 있다.

AFWAL(Air Force Wright Aeronautical Laboratories)는 미국의 Al회사(Alcoa)와 함께 산업체의 요구에 부응할 수 있는 큰 박판 및 후판용 billet size를 개발하기 위하여 program을 추진 중에 있다.

매년 제조되는 항공기의 수는 세계의 정치 및 경제적 조건에 따라 크게 달라진다. 따라서 항공기용 Al합금의 총량도 달라지게 된다. 몇몇 항공기 제조 업체에서 생산한 상용 비행기의 수를 연도별로 표6에 수록하였다.

항공기 산업에서 Al합금의 미래는 계속 논쟁거리가 되고 있다. 산업체와 항공 재료전문가의 예측에 의하면, 10~15년 내에 Al의 사용이 급격히 줄어, 현재 사용되는 Al양보다 훨씬 낮은 수준에서 안정화 될 것이라고 한다<sup>(13)</sup>. 현재 사용되는 Boeing 767의 Al의 수준은 약 80%인데, 85~95년 경 탄소섬유 복합재료가 Al을 성공적으로 대체 할 경우 11~51%로 격감하리라고 예측하고 있다(그림 2참조). 영국 항공사가 예측한 1990~1995년의 항공기 구조용 재료의 분포는 그

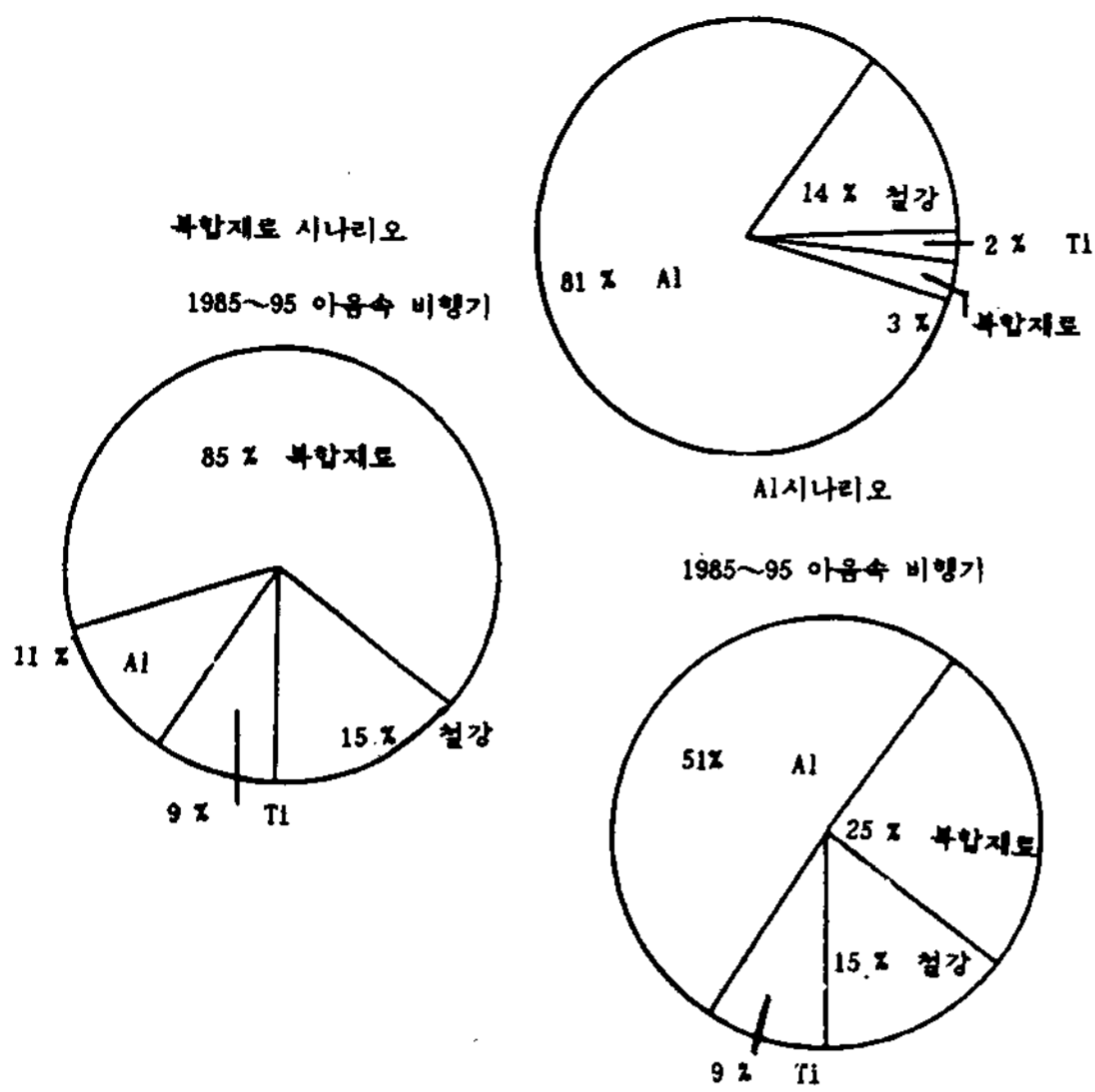


그림 2. 상용 수송기의 현재 및 미래의 무게분포

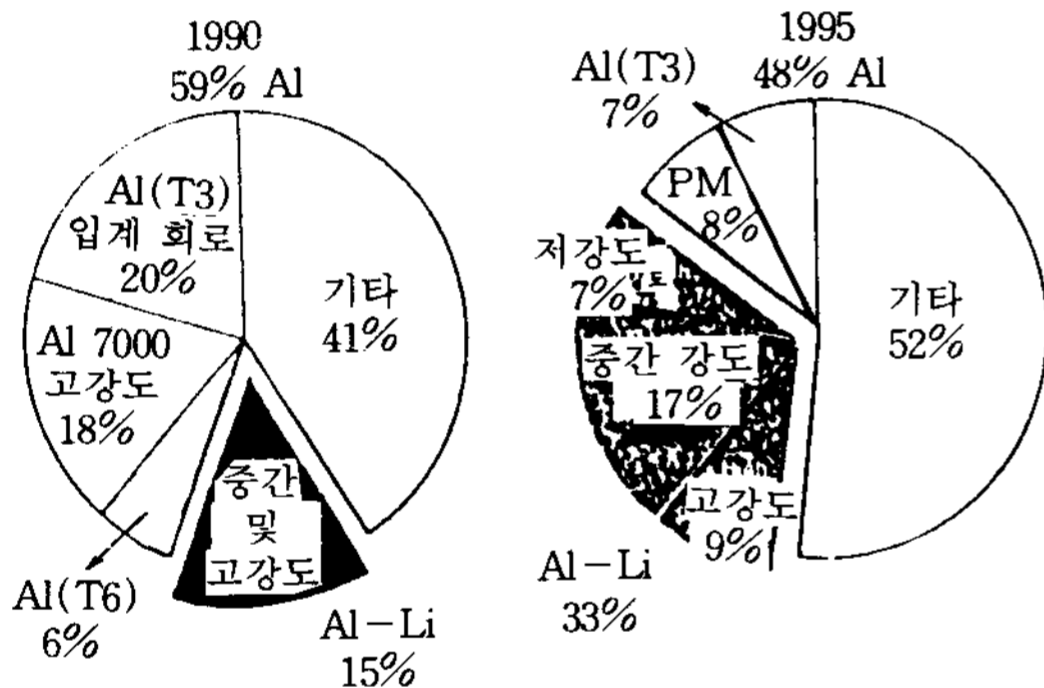


그림3. 영국항공산업에서 민간용과 군용기에 Al-Li 합금의 사용계획

림3과 같다. 1990년에 총 Al합금은 59%인데, 이 중 Al-Li합금은 15%를 점유하게 되었다.

이상과 같은 사실을 고려해 볼 때, 첨단 Al합금의 성공적인 개발이 매우 중요함을 알 수 있다. 결국 첨단 복합재료와 첨단 Al합금의 치열한 경쟁에 의해 항공기 구조용 재료의 미래가 결정된다고 할 수 있다. 항공기 산업에서 P/M Al합금이 성공적으로 개발되기 위해서는 두가지 사항이 극복되어야 한다. 즉, (1)최종 P/M Al합금 제품에 결합이 허용 수준이하로 감소되어야 하며, (2)최종 제품의 품질관리 기법이 개발되어야 한다(14,15).

P/M Al합금의 결합은 크게 4부류로 나눌 수 있다.

(1) 성분이 맞지 않는 분말

(2) 과잉의 가스 또는 방출 성분  
(3) 성형이 되지 않거나 부적당하게 결합된 분말 입자

(4) 유기물질, 세라믹, 금속 불순물

이들 결합의 원인은 I/M공정에 비해 P/M공정이 수많은 단계를 갖는 데에 있다. 처음 3개 부류의 결합은 대부분의 경우 만족스럽게 처리되고 있으나, 조성이 맞지 않는 분말(off-chemistry powder)이 종종 나타난다. 개재물을 함유한 결합은 현재의 분말 제조법으로는 만족스럽게 제거할 수 없다. 이들 유기물, 세라믹 및 금속 불순물은 Al합금의 중요한 공업적 성질에 치명타를 줄 수 있다. 첨단 P/M Al합금의 오염 방지를 위하여 전용 분말 제조기를 사용해야만 한다. 품질관리를 위하여 sizing, blending, compacting 등과 같은 분말 processing step과 관련된 오염도 제거하여야 한다.

첨단 항공기의 요구에 부응하기 위한 P/M Al합금의 개발은 3부류의 중요한 합금군을 발전시켜 왔다. 즉 (1)고강도 고내식성 합금, (2)고탄성 저밀도 합금, (3)343℃까지 유용한 공학적 성질을 유지하는 고온용 합금을 들 수 있다. 표7에 이들 합금군을 정리 하였다.

급속응고법을 이용하여 P/M Al합금을 개발하는 과정에서, I/M법과 비교할 때 수많은 장단점을 갖게 된다는 것을 알게 되었다. P/M Al합금의 장점은 (1)조성선택의 신속성, (2)미세조직의 조절 용이 등을 들 수 있고 I/M법과 비교해서 P/M Al합금의 단점은 (1)수많은 부대시설로 인하여 비용이 많이 들고, (2)billet의 크기가 제한되며, (3)상업적 요구를 뒷받침할 가공 및 제조에 관한 산업적 경험이 부족한 것 등을 들 수 있다.

급속응고법으로 채택되는 적당한 방법은 atomization, melt-spinning, mechanical alloying, splatting 및 spray deposition법이 있다. 급속응고법에 의해 개발한 P/M Al합금에 대하여 Quist<sup>(46)</sup> 등이 작성한 보고서를 중심으로 발췌한 것을 ①개발목적 및 목표, ②산업의 요구, ③경쟁재료, 경제성 및 시장성, ④개발현황을 중심으로 정리하고자 한다.

## 2. 고강도 P/ M Al합금

### 2.1 개발 목적 및 목표

상용 7xxx합금은 여러가지 매력적인 특징과 함

게 강도가 높기 때문에 항공기 구조재로서 매우 중요하다. 최대로 석출시킨 7075와 7050은 압축하중을 받는 구조에 아주 좋다. 최대 경도로 석출시킨 7xxx의 부식 거동의 단점은 과시효(T76, T736 또는 T73 temper)에 의해 경감할 수 있으나 강도가 감소한다. 상용 I/M 7xxx합금에 비해 P/M 7xxx합금은 높은 강도와 좋은 내식성을 겸비하고 있다<sup>(11)</sup>.

이 단련 P/M Al합금의 성공적인 개발은 다음 사항에 근거하고 있다.

① 미세한 입자와 부입자

② 미세한 석출물과 금속간 화합물 및 균일 분산

③ I/M에서는 불가능한 유용한 원소의 첨가가 가능하다.

새로운 고강도 P/M Al합금의 개발 목적은 7075-T6합금의 강도(80ksi 항복강도)를 유지하면서 훌륭한 내식성 및 SCC내성을 갖도록 하는데 있다. 또다른 목적은 7075-T6합금보다 40% 이상의 강도 증가를 달성하면서 같거나 더 좋은 내식성 및 SCC내성을 가지며 다른 중요한 공학적 성질도 해치지 않는 데 있다. P/M Al합금의 가공 및 열처리 특성은 대체 할 I/M 7xxx합금의 특성과 유사하다. P/M Al합금의 가격은 상용 I/M 7xxx합금 가격의 1.5~3배 정도이다.

## 2.2 산업의 요구

상용 I/M 2xxx 및 7xxx합금을 고강도 P/M Al합금으로 대체하므로써 항공기의 구조효율을 개선 할 수 있다. 7075-T6보다 높은 강도를 갖는 P/M합금으로는 저밀도 합금과 경쟁이 되지 않는다<sup>(11)</sup>. 그러나 부품의 강도가 매우 중요한 비행기나 우주선의 경우는 예외가 된다. 이러한 경우에는 새로운 고강도 P/M합금(25%이상 강도 증가)이 구조효율을 개선하는 측면에서 매우 매력적이다. 40%이상의 강도 증가가 가능한 새로운 합금을 개발할 수 있다면, 항공기 설계자와 제조업자는 대체 합금의 피로저항, 파괴인성, 내식성 및 SCC내성이 같은 경우, P/M합금을 사용할 곳을 많이 발견할 수 있게 된다.

P/M 7xxx합금의 내식성 개선이 몇몇 항공기 제조업자에게 꼭 필요한 것은 아니다. 왜냐하면 sealer나 paint를 사용하여 많은 부품의 부식을 효과적이고 안전하게 처리할 수 있기 때문이다. 그러나 내식성의 개선을 크게 요구하는 업자도 있

다. 따라서 제조업자의 요구는 고강도와 동시에 고내식성을 P/M공정으로 달성할 수 있기를 바라고 있다.

## 2.3 경쟁재료, 경제성, 시장성

과거에는 고강도 P/M합금이 다른 표준 I/M Al합금과 경쟁하였다. 표준 I/M Al합금은 P/M Al합금과 강도, 인성 및 피로성질에서 경쟁이 되었으나, 내식성은 경쟁이 되지 않는다. 내식성이 특히 중요한 설계 인자인 경우(대부분의 단조품 및 압출재), 현재의 고강도 P/M Al합금은 경쟁력이 있는 재료이나, 후판 또는 박판의 경우에는 경쟁이 되지 못하고 있다.

차세대 고강도 P/M Al합금은 공학적 성질의 조합이 탁월해야 할 뿐만 아니라 가격경쟁력도 있어야 한다. P/M Al합금의 경쟁재료는 다음과 같다. 즉 ①새롭거나 개선된 공정(processing) 또는 조성을 갖는 I/M Al합금, ②저밀도, 고강도, 고강성을 갖는 Al-Li합금, ③수지 기지 복합재료 등이다.

P/M Al합금은 대체 I/M Al합금과 밀도 및 탄성계수가 거의 동일하다. 밀도가 항공기 구조재의 무게에 영향을 주는 중요한 성질이기 때문에, 고강도 부류의 P/M Al합금의 요구강도는 구조 효율 측면에서 경쟁력을 가지려면 Al-Li합금의 강도보다 아주 높아야 한다.

## 2.4 개발 현황

1960년대 말과 1970년대 초에 Alcoa는 처음으로 경쟁력이 있는 고강도 P/M Al합금을 개발 하였다(16). Alcoa는 7090과 7091을 상용화하여 Boeing 757의 landing gear part로 사용할 것을 고려하였다. 곧이어 International Nickel사는 고강도 강재합금 P/M Al합금을 개발 하였다. 9052와 9021합금은 상용화 단계에 있다. Kaiser Aluminum & Chemical사와 Reynolds사도 고강도 합금 조성 및 탈가스 방법 개발에 박차를 가하고 있다. Reynolds사는 저렴한 공정과 제조법 개발에 열을 올리고 있다. 현재까지 이들 재료의 항공기 산업 시장 침투는 몇몇 시험 부품에 국한되어 있다.

1세대 고강도 P/M Al합금의 성질 및 공정 특성은 완전히 보고 되고 있으나<sup>(9-11,16-19)</sup>, 소위 2세대 합금에 대한 자료는 아직 발표되지 않고 있다. 새로운 합금은 항복강도가 620~689MPa(90~

100ksi)를 가지면서, 연성, 인성, 피로저항 및 내식성을 겸비해야 한다.

### 3. 저밀도 P/ M Al합금

#### 3.1 개발 목적 및 목표

Al-Li합금의 개발은 P/M이건 I/M이건 두개의 커다란 산업적 목적을 가지고 착수 되었다. 그 첫째가 2024-T3, 7075-T6, 7075-T73과 같은 현재 사용되고 있는 Al재료의 대체합금의 개발로서 이들 새로운 재료의 저밀도 특성에 투자를 하였다. 두번째 목적은 모든 Al합금을 구조재로 사용하는 항공기에 Al-Li합금을 선택하여 새로운 설계를 하는데 있다. 이 새로운 설계는 Al-Li

합금에 의해 제공되는 모든 개선책을 최대 장점으로 취할 수 있다. 여기에는 저밀도, 고탄성계수 및 피로저항이 포함된다. 초기의 저밀도 Al합금에 대한 공업적 성질의 개발 목표는 가능한 금속학적 특성을 부여하는 것과 구조용으로서 무게 감소에 영향을 주는 특정 성질에 관한 연구로서 비교적 광범위하였다. 최근의 Al-Li합금 개발의 성질에 대한 목표는 2024-T3, 2014-T6, 7075-T6, 7075-T73과 같은 기본적인 항공기 소재가 갖는 강도 수준에 있다. 성질에 대한 목표는 밀도 감소와 탄성계수 증가폭을 7~10%로 설정하고 있다. Boeing사와 AFWAL의 Al-Li합금 개발 목표는 표8과 같다. 이들 목표의 설정은 현재의 항공기 제작 계획에 곧바로 대체될 수 있는 합금을 생산하자는 열망에 주로 영향을 받은 것이다. 새로운 사업 계획에서는 합금개발 성질 목표가 밀도 감소를 강조하는 방향으로 수정될 것이다.

표 7. Al합금의 RSP 개량의 보기

고강도 합금
SAP 합금 (최초의 근대 Al PM합금)
7090 과 7091합금 (Alcoa)
9052와 9021 합금 (Inco-기계적으로 합금처리)
MR61 과 MR64 합금 (Kaiser)
저밀도 합금 (모두 Li합유)
Al-Li 합금
Al-Li-Mg 합금
Al Li-Cu 합금
Al-Li-Cu-Mg 합금
고온합금
Al-8Fe-2Mo 부류합금 (Pratt 과 Whitney)
Al-8Fe-4Ce 부류합금 (Alcoa)
기타변동

#### 3.2 산업의 요구

지난 25년간 항공기의 구조효율을 개선하기 위한 저밀도 Al-Li합금의 상용 연구의 결과는 희망적인 것이 없다<sup>(1-3,23-26)</sup>. 상용 연구결과에 의하면, 강도, 탄성계수, 피로저항, 파괴인성에는 크게 영향을 주지 않으면서 밀도가 가장 강력한 성질인 것을 알수 있다. 그림4에서 하나의 항공기에서 무게 감소에 미치는 공업적 성질 변화의 상대적 영향을 볼 수 있다. Lockheed-California Co.의 연구 결과에 의하면, 대잠수함 정찰기의 경우, 강도, 허용손상 및 내구성기준(DADTA)(피로 및

표 8. 저밀도 PM Al합금개발목표(보잉 / AFWAL 프로그램)

주합금	
저밀도 목표	다른 성질은 동일하면서 7075-T73 합금의 강도 수준에서 밀도와 탄성계수의 11% 개선
고강도 목표	부식성 및 손상허용치가 같거나 개선되면서 7075-T651 합금의 강도 수준에서 밀도와 탄성계수의 9%향상
손상허용 오차목표	부식성 및 손상허용치가 같거나 개선된 것으로서 서2024-T351 합금의 강도 수준에서 밀도와 탄성계수의 10%개선
특수합금	
높은 가공성 목표	다른성질은 같으면서 7075-T73 합금의 강도수준에서 밀도와 탄성계수가 9%개량된 초소성 박판합금
고온 목표	2219-T8 합금의 강도 수준에서 밀도가 8%감소하고 고온사용 특성이 있는 것.

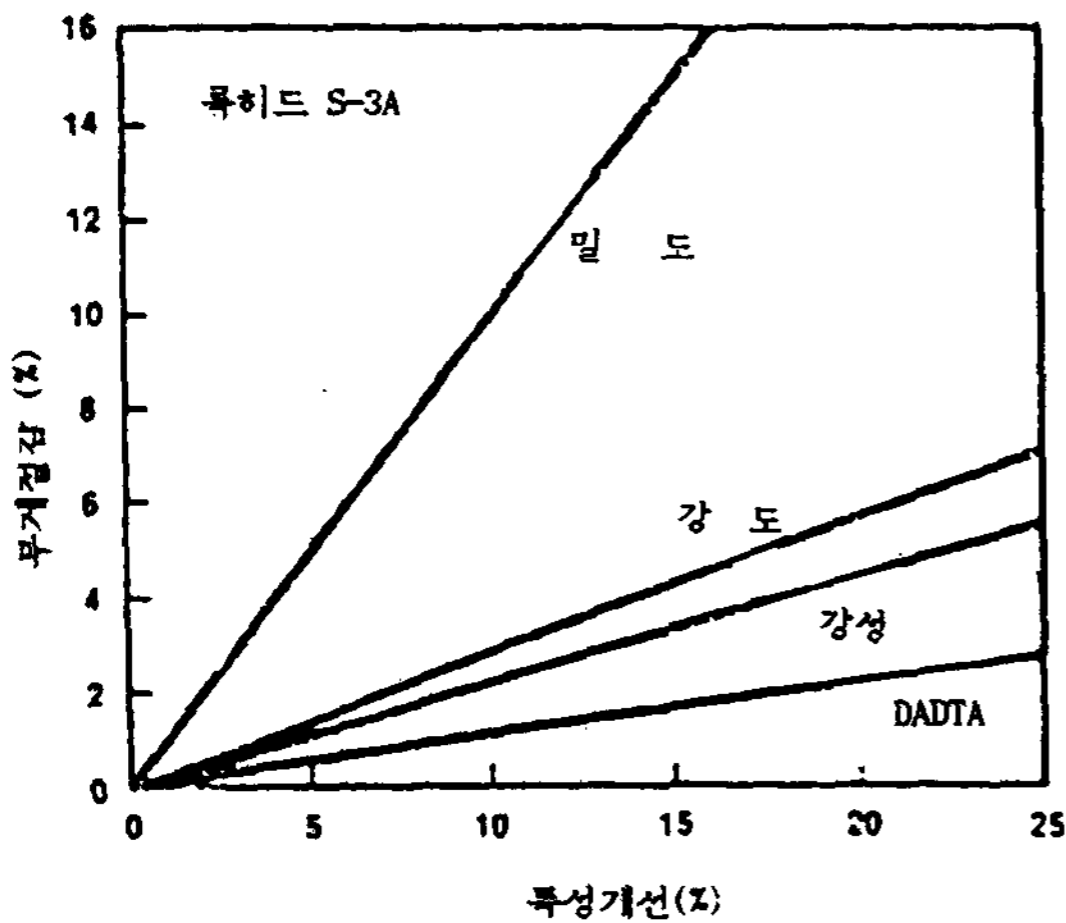


그림 4. 해군 정찰기에서 쓰이는 Al합금의 여러가지 공학적 성질의 변화에 따른 구조재 무게 절감에 미치는 효과

파괴인성 인자) 또는 탄성계수의 증가보다는, 구조재의 무게 감소에 밀도 감소가 3~10배 효과가 있음을 보여주고 있다. 여러가지 공학적 인자의 영향이 항공기의 임무 및 지배적인 손상형태에 따라 상대적인 중요성을 변화 시킨다(tension, compression, or other mode).

탄성계와 압축항복강도는 압축이 중요한 구조에서, 특히 얇은 부위에서 더욱 중요하다. 피로저항, 파괴인성 및 인장강도는 인장에 약한구조에서 더욱 중요하다.

유가하중, 항속거리, 연료절약, 제작비에서의 뛰어난 성능 개선의 측면에서 볼때, Al-Li합금은 가까운 장래에 사용될 수 있는 다른 합금과는 적수가 되지 않는 좋은 합금이다.

### 3.3 경쟁재료, 경제성, 시장성

저밀도 P/M Al-Li합금의 주된 적수는 I/M Al-Li합금이다(12,22,26). I/M합금의 개발노력에 힘입어 몇년 후에는 상업화에 우수하게 성공하리라 보고 있다. 이러한 일이 일어난다고 가정할 때, P/M Al-Li합금의 성공적인 개발을 위해서는, 이들 높은 비용을 정당화 시킬 더 좋은 공업적 성질을 갖도록 해야 한다. 또한, 현재의 P/M Al-Li합금의 billet size 제한은 136kg정도이나, 앞으로는 161kg이상으로 증가 시켜야 한다. 따라서 P/M합금으로는 대단히 큰 billet size와 무게를 요구하는 항공기 시장(특히 박판과 후판에서)의

요구를 현재로서는 채워주기 어려운 것으로 예상된다.

수지기지 탄소섬유의 복합재료 및 금속기지 복합재료도 중요한 항공기 구조재로서 장래가 촉망된다. 수많은 재료 전문가들도 2000년대에는 수지기지 탄소섬유의 복합재료가 항공기 재료 시장을 상당량 차지할 것으로 예상하고 있다. 고강도 P/M합금과 첨단 I/M Al-Li합금으로는 Al-Li합금 및 수지기지 탄소섬유복합재료에 필적할 수 없을 것으로 예상하기도 하고 경쟁이 될 수 있다고도 보고 있다.

P/M Al-Li합금의 비용상승이 문제이며, 또한 더 낮은 밀도나 더 높은 강도, 강성, 부식 성질이 I/M경쟁재보다 더 높도록 하는 것이 과제이다.

결국 P/M 저밀도 Al합금은 I/M에 비해 더 좋은 공업적 성질과 가격경쟁력을 갖도록 하는 것이 해결 해야할 문제이다.

### 3.4 개발 현황

저밀도 P/M Al-Li합금을 개발하는 기관이 미국과 유럽에 수없이 많다. 그러나 지난 수년간 I/M Al-Li합금 개발과 병행하였기 때문에 약간 속도가 느렸다. P/M 저밀도 합금 개발은 새로운 합금 조성의 탐색과 필요한 성질 목표를 달성할 수 있도록 평형 고용을 증가하는 합금 원소 첨가에 방향을 맞추고 있다.

이 목표를 달성하는 것이 힘에 벅찬 일이긴 하지만 발전은 계속 되고 있다. 분말 오염 문제와 미세조직의 성질이 잘 변하는것도 극복 해야할 난제이다(14,15,27). 그럼에도 불구하고, 몇몇 P/M Al-Li합금은 매력적인 공업적 성질이 발견되기 때문에 계속 연구해야만 할 이유가 있다.

## 4. 고온용 P/M Al합금

### 4.1 개발 목적 및 목표

급속응고 Al합금의 가장 매력적인 사항은 Al합금의 고용능력을 크게 개선할 수 있는 능력에 있다. 이 재료는 고초음속(high mach-number)항공기 동체구조와 엔진부품에 특히 중요하다. Ti합금이나 steel에 비해 밀도가 낮고 가공비가 싸기 때문이다. 최근의 연구에 의하면(30~33).

무게절감에 의해 비행기 골격과 engine간에 중요한 상승효과(synergistic effect)를 볼 수 있

다. 즉 골격의 무게를 감소시키면 engine 무게도 감소시킬 수 있고, 역으로 engine 무게를 감소시키면, 골격의 무게를 감소시킬 수 있다.

고온용 P/M Al합금의 개발 목적은 Ti 합금부품을 대체하여 Ti의 고밀도(무게) 및 매우 높은 제조 비용을 감소시키는데 있다. Jet Engine과 같은 고속회전체에서는 blade나 vane의 무게 감소는, 이들이 박혀 있는 hub나 disk의 무게를 감소시킨다. 이와같은 일로 인하여 비행기 및 엔진의 구조효율을 크게 개선시킬 수 있는 가슴 벅찬 희망을 가질 수 있다.

무게절감은 missile이나 spacecraft에서도 필요하나 그 시장이 작고, 비교적 가격이 높아도 성능이 좋으면 문제가 되지 않는다. AFWAL과 Lockheed California Co., Alcoa, Pratt & Whitney Aircraft Allied Corp, Rockwell International과의 계약에서 목표의 선택이 airframe과 engine에 맞추어져 있다. 일반적으로 고온용 P/M합금은 Ti-6Al-4V의 343℃까지의 온도에서의 강도와 경쟁이 된다고 예상하고 있다(33,37,39). 고온용 P/M Al합금의 화학조성은 Al-Fe계에 기본을 두고 Ce(30,37), Mo(34,40,41), W(34,40~42), Zr(34,41)를 첨가한다. 이들 합금은 비열처리용이다.

열처리 할 수 있는 고온용 P/M Al합금군은 Al에 Cr 및 Zr을 첨가한 것이다(43). 급속응고 상태에서는 이들 합금이 연하고(75~150Hv), 400~450℃에서 1시간 시효하면 경도는 2배가 된다. 이들 특수 P/M합금은 비교적 낮은 압력에서 성형 및 가공(consolidation & forming)할 수 있고, 가공된 부품은 단순한 시효처리로 경화시킬 수 있음을 알 수 있다.

#### 4.2 산업의요구

개선된 고온용 P/M Al합금의 주된 필요성은 차세대 초음속 수송기, 미래의 최첨단 전술 전투기의 구조재와 같은 첨단 항공기의 airframe소재에 있다(32,33,37). 또한, 비회전부품을 포함하여 jet engine blade 및 vane용으로도 중요하게 필요한 소재이다. 새로운 P/M Al합금은 열적으로 안정하여 343℃의 온도에서 장시간 안정해야 한다. 급속응고를 이용한 이들 합금은 두가지 특질에 의해 구조효율이 증대된다. 첫째는 이들과 대체되는 Al합금의 영율보다 30~50% 높은 영율을 가지며(30,31,35), 둘째는 공기 및 바닷물중에서 매우 높은

내식성을 보인다(36). 이러한 특징으로 꼭 고온용이 아닌 항공기 구조재로도 급속응고 Al-Fe-X 합금이 사용될 수 있다.

#### 4.3 경쟁재료, 경제성, 시장성

고온용 P/M Al합금에 대적할 단련 I/M Al합금은 없다.

2618,2219,2024는 wing cover,fuselage skin 및 다른 부품으로도 사용되어 왔는데, maxoperating temperature가 121~177℃ 범위로서, 더 높은 온도에서 작용되는 aircraft나 engine에는 적당치 않다. 121~343℃의 온도 범위에서 고온용 P/M Al합금에 필적할 수 있는 것으로는  $\alpha$ - $\beta$  Ti합금인 Ti-5Al-6V-2Sn이 있다. Ti합금은 millproduct form에 비용이 클 뿐만 아니라, fabrication process가 매우 비싸서 Ti 0.45kg의 비용이 대단히 높아 200~500\$사이 이다. 이것은 현존 Al합금의 상당 가격의 10배이다. 고온용 P/M Al합금의 제조 및 가공 가격이 아직 설정되지는 않았지만, millproduct form의 P/M Al합금은 Ti합금의 30~50% 가격이고, 가공 가격은 Ti합금의 10~30%에 지나지 않는다. Ti합금을 net shape forging 및 초소성가공함으로써 제조비를 낮출 수 있으나, P/M Al합금과의 가격 차이를 없앨 수는 없다.

고온용 P/M Al합금의 밀도가 Ti-6Al-4V합금의 밀도에 약70%정도에 불과하기 때문에, P/M Al합금이 모든 공업적 성질목표를 만족시키지 않으면, Ti이 여러가지 응용에 성공적으로 경쟁하기란 어려울 것이다.

#### 4.4 개발 현황

수년전 미국에서 항공기 구조용 고온 P/M Al합금을 개발하기 위하여 연구를 시작하여(30~33,37~42), 짧은 시간에 괄목할만한 성과를 얻었다. 정적강도를 크게 높였고, 요구하는 파괴, 피로, creep특성을 얻는데 고무적인 발전을 이룩하였다(30~33,35). hardware 적용에도 지금 시작되었다(32,38,39,41,45). Al-Fe-Ce과 Al-Fe-Mo에 대한 합금조성 설계와 processing optimization에도 고무적인 개선이 이룩되었다. Al-Fe-X급속응고 합금은 비열처리용이라는 것이 주된 단점이다. 왜냐하면 quenching상태에서 분말입자가 너무 단단해서 성형 및 압출하거나 적당한 형태로 rolling하는 압력이 비교적 작은 billet를 가공하



더라도 만만치가 않기 때문이다. 이와같은 특성 때문에 이들 합금의 billet크기를 203~305mm $\phi$  이상으로 가공할 수 없는 제한이 있다. spray forming과 같은 새로운 성형 기술로 이러한 장애를 극복할 수 있는 방법이 있으나, 이들 합금에 적합한지는 밝혀지고 있지 않다.

열처리용 고온 P/M Al합금을 개발하게 되면 305mm $\phi$  이상의 billet를 비교적 쉽게 만들 수 있는 장점을 가질 수 있다.

### 5. 결 론

새로운 구조재와 적절한 P/M Al합금의 개발 노력의 현황으로 부터 수많은 중요한 결론을 끌어 낼 수 있다.

1. 항공기 산업에서는 새로운 구조재에 대한 요구가 적극적이고도 다양하다.
2. 현재의 P/M Al합금의 연구 및 개발은 3부류의 합금에 집중되어 있다.
  - ①고강도 고내식성 합금, ②저밀도, 고강성 합금, ③고온용 합금, 이들 각각은 서로 다른 성질목표가 분명하고, 개발계획에서 목적, 접근 방법 및 성공의 확률도 다르다.
3. 고강도, 고내식성 부류의 P/M Al합금의 연구가 가장 성숙된 개발 분야이다. 일세대 합금의 한 돌이 aerospace market에 극히 제한적으로 침투하였다. 더 좋은 성질을 갖는 2세대 합금이 현재 개발 중에 있다. 즉 이들 합금은 항공기 구조재로서 한층 더 매력적인 것이 될 것이다. 이들 새로운 합금은 저밀도 Al-Li합금과 수지기지 탄소섬유 복합재료와 성공적으로 경쟁할 수 있을 것이다.
4. 저밀도 고강성 P/M Al-Li합금의 개발이 활발히 진행 중이다. I/M Al-Li보다 더 좋은 성질을 보일 때, P/M Al-Li합금이 성공할 확률이 크다. 오늘날 P/M Al-Li합금은 내식성은 좋으나, 고강도 및 저밀도와 같은 다른 성질목표는 계속 실험으로 실증되어야 한다.
5. 고온용 P/M Al합금의 개발은 매우 고무적이다. 260 $^{\circ}$ C이상의 온도에서 Ti-6Al-4V와 같은 강도를 달성할 전망은 대단히 밝다. 이 개발의 상업적 성공은 이들 합금에 대한 산업체의 요구에 달려 있다. 또한 Ti과 철기 합금의 고온 성질을 개선할 수 있는 성공을

에도 달려 있다.

6. 오늘날 P/M Al합금 중의 여러가지 결함을 만족하게 조절하거나, 제거하는 기술이 일부 성취되었다. 산업에서는 이 분야가 성공할 것이라고 낙관적 견해를 표시 하지만, 그러한 결함이 지속적으로 존재하면 사용가능한 P/M Al합금의 개발 과정에 큰 영향을 주게 된다.

### 참 고 문 헌

1. Lewis, R.E., Webster, D., and Palmer, I. G., "A Feasibility Study for Development of Structural Aluminum Alloys from Rapidly Solidified Powders for Aerospace Structural Applications," Technical Report for the Period June 1977-May 1978, Air Force No. AFMLTR-78-102, Lockheed Palo Alto Research Laboratory, Palo Alto, CA, July 1978.
2. Wald, G.G., "Supersonic Cruise Vehicle Technology Assessment Study of an Over/Under Engine Concept-Advanced Aluminum Alloy Evaluation," NASA Contractor Report 165676, Contract No. NAS 1-14625, National Aeronautics and Space Administration, DC, May 1981.
3. Sakata, I.F., "Systems Study of Transport Aircraft Incorporating Advanced Aluminum Alloys-Final Report." NASA CR-165820, NASA Contract 16434, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, January 1982.
4. Tietz, T.E. and Palmer, I.G., "Advanced P/M Aluminum Alloys." Advances in Powder Technology, G.Y.Chin, Ed., American Society for Metals Park, OH, 1981, pp.189-224.
5. Lewis, R.E., Palmer, I.G., Ekvall, J.C., Sakata, I.F., and Quist, W.E., "Aerospace Structural Applications of Rapidly Solidified Aluminum-Lithium Alloys," Proceedings, Third Briefing/Workshop on

- Rapid Solidification Technology, National Bureau of Standards, Gaithersburg, MD, 6-8Dcc, 1982.
6. Lyle, J.P., Jr., "Properties of Powder Metallurgy Products," *Aluminum*, Vol. 1, American Society for Metals, Metals Park, OH, 1967, Chapter 10, pp. 347-352.
  7. Mondolfe, L.F., *Aluminum Alloys*, Butterworth, London, 1979, pp. 883-893.
  8. Roberts, S.G., "Powder Fabrication of Aluminum Alloys," WADC Technical Report 56-481, ASTIA Document AD 118192, Air Force Wright Aeronautical Development Center, Wright-Patterson Air Force Base, OH, April 1957.
  9. Quist, W.E. and Narayanan, G.H., "Powder Metallurgy (P/M) Aluminum Alloys for Aerospace Use," Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Anaheim, CA, April 1983.
  10. Froes, F.H. and Pickens, J.R., "Powder Metallurgy of Light Metal Alloys for Demanding Applications," *Journal of Metals*, January 1984, Vol. 36, pp. 14-28.
  11. High-Strength Powder Metallurgy Aluminum Alloys, M.J. Koczak and G.J. Hildeman, Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, November 1982.
  12. Quist, W.E., Narayanan, G.H., and A.L., "Aluminum-Lithium Alloys for Aircraft Structure - An Overview," *Aluminum-Lithium Alloys II*, T.H. Sanders, Jr., and E.A. Starke, Jr., Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, 1984, pp. 313-334.
  13. Donaghue, J.A., *Air Transport World*, March 1984, pp. 58-59.
  14. Griffith, W.M. and Santuner, J.S., "Effects of Defects in Aluminum P/M," *High-Strength Powder Metallurgy Aluminum Alloys*, M.J. Koczak and G.J. Hildeman, Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, November 1982, pp. 125-145.
  15. Quist, W.E., Wingert, A.L., and Carter, R.V., "Production Considerations in the Use of Aluminum P/M Products for Aerospace Applications," paper presented at the ASM Metals Congress, American Society for Metals, Philadelphia, PA, 1-6 Oct. 1983.
  16. Hart, R.M., "Wrought P/W Aluminum Alloys X7090 and X7091," "Alcoa Green Letter," August 1981.
  17. Benjamin, J.S. and Schelleng, R.D., *Metallurgical Transactions*, Vol. 12A, 1981, pp. 1827.
  18. Erich, D.L. and Donachin, S.J., *Metal Progress*, Vol. 121, No. 2, 1982, pp. 22.
  19. Kang, S.J., Erich, D.L., and Merrick, H.F., "The Mechanical Behavior of Mechanically Alloyed Al Alloys," *High-Strength Powder Metallurgy Aluminum Alloys*, M.J. Koczak and G.J. Hildeman, Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, November 1982, pp. 317-328.
  20. Palmer, I.G., Lewis, R.E., and Crooks, D.D., "The Design and Mechanical Properties of Rapidly Solidified Al-Li-X," *Aluminum-Lithium Alloys*, T.H. Sanders, Jr., and E.A. Starke, Jr., Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, 1981, pp. 241-262.
  21. Palmer, I.G., Lewis, R.E., and Crooks, D.D., "Development of Al-Li-X Alloys Using Rapidly Solidified Powders," *High-Strength Powder Metallurgy Aluminum Alloys*, M.J. Koczak and G.J. Hildeman, Eds., The Metallurgical Society

- of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA. November 1982, pp. 369-390.
22. Palmer, I.G., Lewis, R.E., Crooks, D.D., Starke, E.A., Jr., and Crooks, R.E., "Effect of Processing Variables on Microstructure and Properties of Two Al-Li-Cu-Mg-Zr Alloys," Aluminum-Lithium Alloys T.H. Sanders, Jr., and E.A. Starke, Jr., Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, 1984, pp. 91-110.
  23. Balmuth, E.S. and Schmidt, R., "A Perspective on the Development of Aluminum-Lithium Alloys," Aluminum-Lithium Alloys, T.H. Sanders, Jr., and E.A. Starke, Jr., Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, 1981, pp. 69-88.
  24. Ekvall, J.C., Rhodes, J.E. and Wald, G.G., "Methodology for Evaluating Weight Savings from Basic Material Properties," Design of Fatigue and Fracture Resistant Structures, ASTM STP 761, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1982, pp. 328-341.
  25. Narayanan, G.H., Quist, W.E., Wilson, B.L., and Wingert, A.L. "Low Density Aluminum Alloy Development," First Interim Technical Report, 4 Jan. 1982 to 1 July 1982, AFWAL Contract F3361-81-C-5053, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, OH, August 1982.
  26. Peel, C.J., Evams, B., Grimes, R., and Miller, W.S., "The Application of Improved Aluminum-Lithium Alloys in Aerospace Structures," Paper No. 94, Ninth European Rotocraft Forum, Stresa, Italy, 13-15 Sept. 1983.
  27. Gysler, A., Crooks, R., and Starke, E.A., Jr., "A Comparison of Microstructure and Tensile Properties of P/M and I/M Al-Li-X Alloys," Aluminum-Lithium Alloys, H. Sanders, Jr., and E.A. Starke, Jr., Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Warrendale, PA, 1981, pp. 263-291.
  28. Narayanan, G.H., Wilson, B.L., Quist, W.E., and Wingert, A.L., "Low Density Aluminum Alloy Development," Second Interim Technical Report, 2 July 1982 to 3 Jan. 1983, AFWAL Contract F33615-81-C-5053, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, OH, April, 1983.
  29. Vidoz, A.E., Crooks, D.D., Lewis, R.E., Palmer, I.G., and Wadsworth, J., "Ultralow Density, High-Modulus, and High-Strength RSP Al-Li-Be Alloys," this publication, pp. 237-251.
  30. Langenbeck, S.L., Hildeman, G.J., Cho, C.W., and Denzer, D.K., "Structure/property Relationships of Al-Fe-Ce Alloys," paper presented at the Western Technical Engineering Conference, Los Angeles, CA, March 1983.
  31. Langenbeck, S.L. and Griffith, W.M., "Investigation of Mechanical Property Behavior of Elevated-Temperature Powder Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers, Philadelphia, PA, October 1983.
  32. Sakata, I.F. and Langenbeck, S.L., "Elevated-Temperature Aluminum Alloys for Aerospace Applications," No. 831441, SAF Technical Paper Series, presented at Society of Automotive Engineers Aerospace Congress and Exposition, Long Beach, CA, October 1983.
  33. Langenbeck, S.L., "Elevated-Temperature Aluminum Alloy Development." Interim Report. Lockheed Report 29977, AFWAL Contract F33615-81-C-5096, Air

- Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, OH, October 1981.
34. Skinner, D.J., Okajaki, K., and Adam, C. M., "Physical Metallurgy and Mechanical Properties of Aluminum Alloys Containing Eight to Twelve Weight Percent Iron," this publication, pp. 211-236
  35. Langenbeck, S.L., Griffith, W.M., Hildeman, G.J., and Simon, J.W., "Development of Dispersion-Strengthened Aluminum Alloys," this publication, pp. 410-422.
  36. Langenbeck, S.L., Cox, J.M., and R.F., "Characterization of Al-Fe-Ce Alloys," this publication, pp. 450-463.
  37. Griffith, W.M., Sanders, R.E., Jr., and Hildeman, G.J., "Elevated-Temperature Aluminum Alloys for Aerospace Applications." High-Strength Powder Metallurgy Aluminum Alloys, M.J. Koczak and G.J. Hildeman, Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers. Warrendale, PA, 1981, pp. 209-224
  38. Adam, C. M., Simon, J.W., and Langenbeck, S.L., "Application of Rapidly Solidified Aluminum Alloys at Elevated Temperatures," Proceedings, Third Briefing/Workshop on Rapid Solidification Technology, National Bureau of Standards, Gaithersburg, MD, 6-8 Dec. 1982, pp. 629-639.
  39. George, D.B., Bourdeau, R.G., and Miller, J.A., "Gas-Turbine Applications of RST Alloys," Proceedings, Third Briefing/Workshop on Rapid Solidification Technology, National Bureau of Standards, Gaithersburg, MD, 6-8 Dec. 1982, pp. 640-640
  40. Adam, C.M. and Bourdeau, R.G., "Transition and Refractory Element Additions to Rapidly Solidified Aluminum Alloys," Proceedings, Second International Conference on Rapid Solidification Processing, R. Mehrabian, B. H. Kear, and M. Cohen, Eds., Claitors Publishing, 1980, pp. 246-295
  41. Bourdeau, R.G., Adam, C. M., and van Reuth, E., "Application of Rapid Solidification to Gas Turbine Engines," Proceedings, Fourth International Conference on Rapidly Quenched Metals, T. Mesumoto and K. Suzuki, Eds., Japan Institute of Metals Tokyo, 1982. pp. 155-158
  42. Adam, C.M., Bourdeau, R.G., and Broch, J.W., "Application of Rapidly Solidified Alloys," Final Report on AFWAL Contract F33615-76-C-5136, Report No. AFWAL-TR-81-4188, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, OH. Feb. 1982.
  43. Jones, H., "Some Aspects of the Rapid Solidification of Light Alloys," Rapidly Solidified Metastable Materials, Elsevier-North Holland, New York, 303-316.
  44. Hammond, C., "Superplasticity in Titanium Alloys," Superplastic forming of Structural Alloys, N. E. Taton and C.H. Hamilton, Eds., The Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical, and Petroleum Engineers. Warrendale, PA, 1982, pp. 131-146.
  45. Ekvall, J.C., "Elevated Temperature Powdered Aluminum Airframe Structures," Interim Report. Lockheed Report 30668, AFWAL Contract F33615-83-C-320. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base. OH. April 1984
  46. Quist, W.E. and Lewis, R.E., "The Need for Rapidly Solidified Powder Metallurgy Aluminum Alloys for Aerospace Applications," Rapidly Solidified Powder Aluminum Alloys, ASTM ATP890, M.E. Fine and E.A. Starke, Jr., Eds., American Society for Testing and Materials. Philadelphia. 1986. pp. 7-38.