

技術資料

航空機用 材料의 開發動向

조경목, 박익민

Development of Aerospace Materials

K M. Cho and I. M. Park

1. 序 言

이라크의 쿠웨이트 侵攻에서 비롯된 걸프戰爭에서 미국을 비롯한 多國籍軍은 可恐할만한 最新銳 첨단항공기들을 선 보이고 있다. 미국의 F-117A Stealth, F-15E, AH 64A Apache 헬리콥터 등과 영국의 Tornado 전투기 등 유럽항공기 종은 항공산업 선진국들의 위력적인 면모를 새삼 느끼게하고 있다. 이러한 군사용 항공기들은 시속이 1,000km를 상회하고 수천 km의 航速거리를 날 수 있는 엔진의 推進力이 요구되며, 尖端電子裝備를 갖춘 실로 종합산업의 총아라 할 수 있다. 또한 날로 좁아지는 세계 무대에서 여객과 수송물량의 급속한 증가에 대처하기 위한 민간 항공기의 수요증가는 항공산업시장의 급격한 확대가 예상되어 Boeing, McDonald Duglas, Air Bur Industry 등에서 B-7J7, MD-11, A-320 등의 새로운機種개발을 계속 추진하고 있다.¹⁾

航空産業이 기술축적에 바탕을 둔 尖端綜合産業으로 모든 산업분야에 파급효과가 至大하여 항공 선진국인 미국, 영국, 프랑스, 독일, 일본 등에서는 設計, 製作, 評價, 電子, 材料 등의 모든 분야에서 상당한 수준에 이르러고 있다. 2000년대 선진 산업국가로의 移行을 추진하고 있는 한국에서도 항공산업발전의 필요성에 대한 인식이 최근 대두되어 國內에서도 포항공과대학의 우주항공재료연구소, 한국기계연구소의 항공우주센터 및 대한항공, 대우중공업, 삼성항공의 항공3사를 중심으로 우주항공분야의 연구활동이 활발해지고 있고, 일부 鑄鍛造회사에서는 항공기부품을 생산하기 시작하고 있다.

항공기 재료의 개발은 우주항공산업의 根幹産

業분야로서 부가가치가 높은 항공기 부품의 생산을 위해 필수불가결한 분야이다. 항공기는 輕量高强度 재료에 의해 성능과 경제성을 증대시킬 수 있고, 高温耐熱 재료의 개발로 엔진의 추진력을 높일 수 있으며 그의 Stealth기에 사용한 전파흡수 복합재료와 같은 특수재료의 개발은 항공기의 기능을 고도화 시키기도 한다.^{2,3)} 본 기술자료는 국내 항공산업발전을 위한 활발한 움직임이 시작되는 시점에 맞추어 알루미늄합금, 니켈기초합금, 금속간화합물 및 복합재료 등의 항공기재료의 최근의 개발동향에 대하여 간추려 보았다.

2. 航空機材料의 開發動向

2.1. 航空機材料의 要求條件

항공기재료는 (1) 安全性, 信賴性, 耐久性 (2) 初期 cost (3) 保守 cost (4) 燃料經濟性 등이 요구된다. 최근 항공기 재료의 개발동향은 기존재료가 이러한 요구조건에 부응하지만 성능면에서 더욱 우수한 경량 고강도재료, 고온재료 등의 개발을 위한 노력이 경주되고 있다. 첫째, 안전성, 신뢰성, 내구성의 측면에서는 항공기 構造材의 設計에 있어서 현재의 피로설계, Fail Safe 설계에서 損傷許容설계(Damage tolerant design)를 채택하고 있는 추세여서 파괴역학강도(K_{Ic} , da/dN 등)가 우수한 재료의 개발이 요구되고 있다. 둘째, 초기 cost의 절감을 위한 부품제조기술의 연구가 필요하다. 항공기의 고성능화와 품질보증요구가 증대됨에 따라 항공기가격의 상승은 필연적이기 때문에 소재 및 부품의 製造工程工數를 줄이므로서 가격절감을 하기 위한 가능한 제품형상에 가깝게 성형가공하는 Near net shape forming 기술

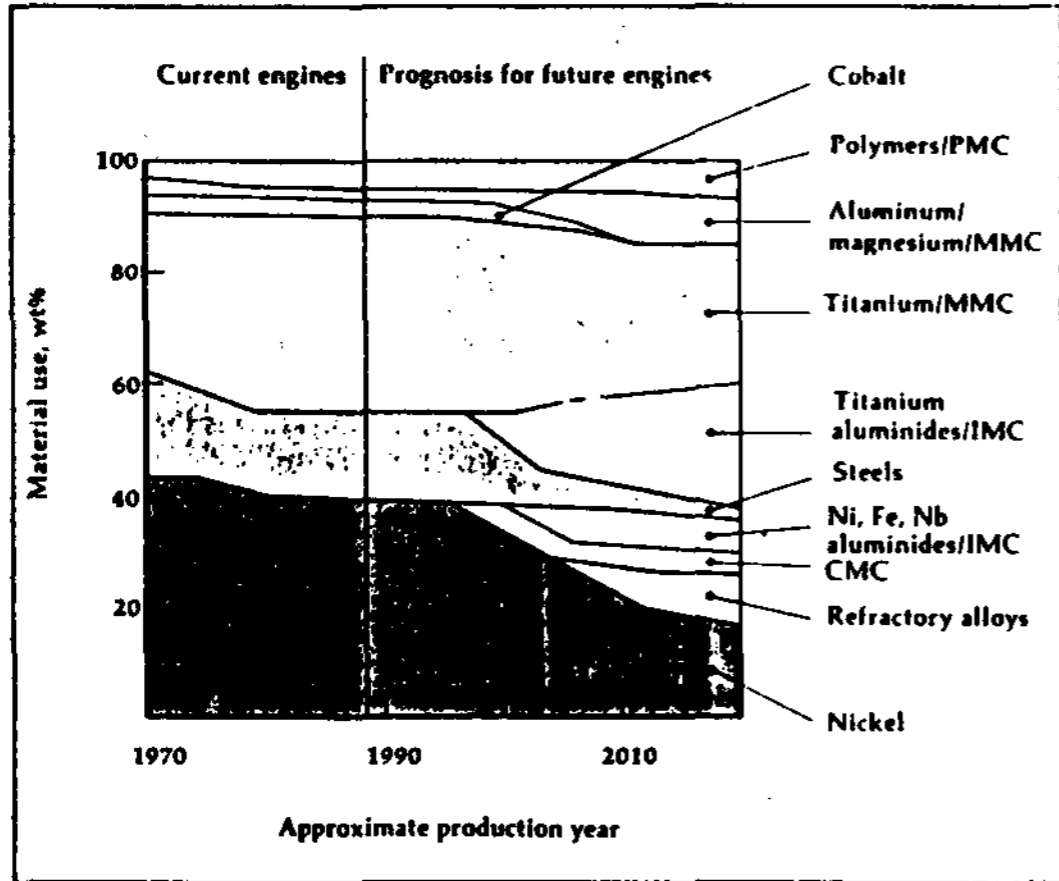


그림 1. 항공기용 재료의 변천

의 개발이 활발히 진행되고 있다. 셋째, 보수 cost 절감을 위해서는 내환경성을 향상시킨 재료의 개발이 필요하여 특히 표면처리기술에 대한 연구가 행하여지고 있다. 넷째, 연료경제성을 향상시키기 위한 방편으로 특히 1970년대 오일쇼크 이후 항공기의 경량재료 개발이 중요한 과제로 대두되었다. 경량재료로서의 요구조건인 高彈性, 高比強度, 高靱性 재료의 개발과 경량화를 위한 성형 가공기술의 개발이 주요 연구과제로 되어있다.

2.2. 航空機材料의 開發 歷史

1900년대의 木材비행기에서, 1930년대 초에서 부터는 알루미늄합금이 항공기의 構造재료로 채택되어 오늘날까지 재료의 主軸을 이루고 있다. 1930-40년에는 마그네슘합금이 채택되었으나 耐蝕性的의 결여로 사용이 감소했고, 40-60년에는 스텐레스강과 超合金이 개발적용되었고, 또한 고온용재료로서 1950년대부터 지금까지 Ti합금이 사용되고 있다. 60년대 후반부터 보론/에폭시계 복합재가 70년대 중반에서부터 카본/에폭시계 복합재가 기체재료로 실용화단계에 들어섰고, 금속간 화합물 및 세라믹 복합재료 등 次世大 新素材들의 개발이 진행되고 있다. 또한 1986년 레이건 미대통령의 연두교서에서 밝힌 뉴욕-동경을 2시간만에 주파하는 超音速民間航空機(NASP : National Aero Space Plane)의 구상계획에 따라 超高温 耐熱機體 재료의 개발이 진행되고 있다.⁴⁾ 그림 1은 이러한 항공기 재료의 역사를 나타내고 있으며, 그림 2은 항공기 재료에서는 신소재가 차지하는 비율의 변천과정을 나타낸다.

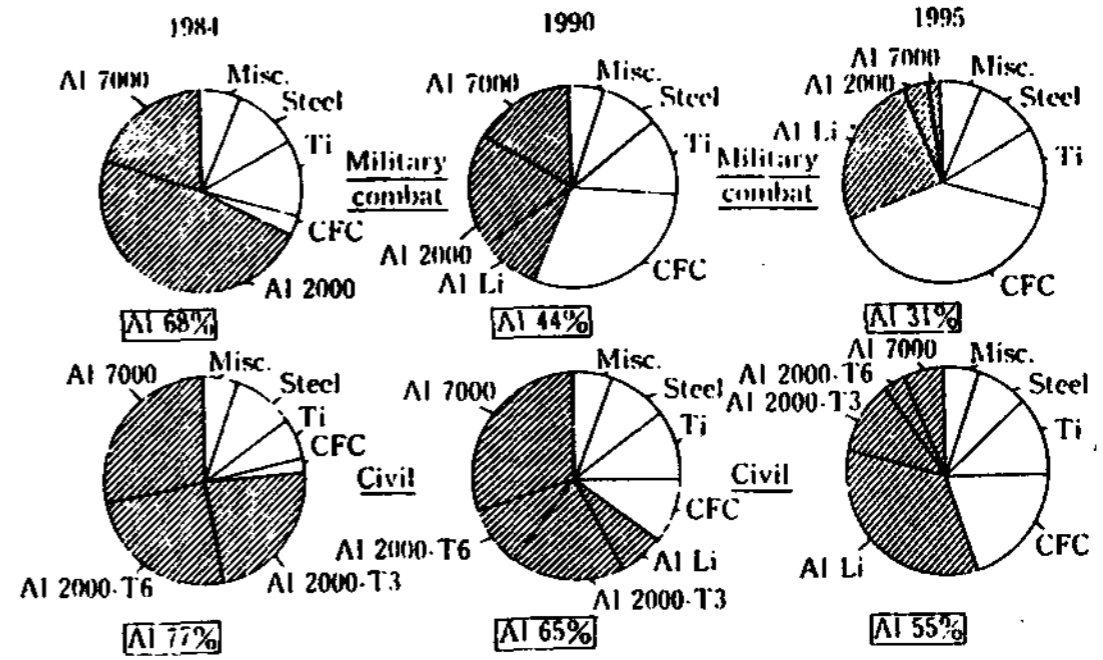


그림 2. 전투기와 민간항공기의 재료구성비율 변화

2.3. 알루미늄합금

알루미늄합금은 현재 운행 중인 민간수송기의 機體構造重量의 약 80%를 점유하고 있지만, 최근 樹脂계복합재료의 본격적인 적용으로 장래에는 그림 2와 같이 그 사용비율이 대폭 저하할 것으로 예측된다. 그러나 기존 항공기재료인 2,000 및 7,000 계열합금에서 鑄造溶解기술과 急冷凝固기술 및 粉末冶金기술의 개발과 함께 새로운 輕量 耐熱 알루미늄합금이 연구개발되어 알루미늄합금의 사용비율 저하추세는 상당히 둔화될 가능성이 있다.

현재 널리 사용되고 있는 알루미늄합금은 2024와 7075로, 2024는 피로 및 파괴인성이 우수하여 인장응력이 심하게 걸리는 主翼上面의 panel, 胴體 與壓室外板에 사용되고 있다. 7075는 2024보다 靜強度가 20% 정도 높지만 가공성이 약간 떨어져서 피로강도보다 제한하중으로 결정되는 主翼上面, 壓軸部材에 사용된다. 한때 7178이 15% 정도 강도가 높아 사용되었지만 응력부식균열(Stress Corrosion Cracking) 문제로 그다지 사용되지 않는다. 그밖에 동일강도에서 파괴인성치가 높은 2124, 7050, 7475 등이 사용된다. 外板 등의 板材는 耐蝕性 향상을 위하여 알루미늄합금에 純 Al 을 clad시킨 Alclad가 사용되고 있다.

알루미늄합금계에서의 輕量化 노력은 Al-Li계 합금의 개발연구로 대표된다. 1950년대 합금기호 2020으로 AA규격에 등록되어 미해군기에 채용되었지만 인성치부족으로 제조가 중지되었었다. 그러나 1970년대에 Alcoa사의 再研究開發에 자극을 받은 Alcan사 및 Pechiney사에서 경쟁적으로 개발에 참여하여 기계적 특성이 매우 향상된 Al-Li 합금이 개발되고 있다. Al-Li 합금은 Li 첨가에

따른 밀도 10% 감소와 탄성을 10-15% 향상을 목표로 연구가 진행되고 있다. 표 1은 현재 개발 중인 Al-Li 합금의 조성과 기계적 특성을 나타내는데, Al-Li-Cu-Mg-Zr계와 Al-Li-Cu-Zr계로 대별할 수 있다. Al-Li 합금은 탄성을 향상효과 이외에도 7,000계 합금에 비해 내식성이 우수한 점, 超塑性(Superplasticity) 특성을 나타내는 장점이 지적되고 있다. 그러나 Al-Li 합금의 고온석출 경화 처리상태에서의 연성부족, 異方性이 큰 문제, 열처리시의 脫 Li相의 생성 등 해결하여야 할 기술적 과제도 남겨두고 있다.^{5,6)}

알루미늄합금계에서는 또 하나의 특성향상 노력은 超音速 항공시대를 맞이하면서 기체의 온도 상승에 대응하여 耐熱性을 부여하는 것이다. 이는 1970년대의 急冷凝固(RSP : Rapid Solidifi-

cation Processing) 및 機械的合金化(MA : Mechanical Alloying) 기술의 발전에 따라 표 2와 같은 다수의 합금이 개발되어 항공기에 적용되기 시작하고 있다. 급냉응고 기술은 우수한 내열성을 부여하는 천이원소의 고용도확대, 초미세 결정조직 및 편석감소를 피할 수 있고, 기계적 합금화 기술은 Al₄C₃ 및 Al₂O₃의 균일미세 분산강화를 피할 수 있어 강도와 인성을 동시에 향상시킬 수 있다. RSP와 MA에 의해 제조한 알루미늄분말을 이용한 粉末冶金(PM : Powder Metallurgy) 제품은 고강도, 고비탄성을, 내열성, 내식성 등이 종래의 알루미늄합금에 비하여 매우 우수하여 차세대 항공기재료로서 각광을 받고 있는데, 표 2의 A군은 高強度 耐蝕합금, B군은 耐熱합금, C군은 彈性率 합금으로 분류된다. 특히 급

표 1. 개발중인 경량고강도 Al-Li 합금의 화학조성 및 기계적 특성

Alloy	Composition (wt%)						Heat treatment	Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)	KIC (MPa√m)	Density (g/cm ³)	Elastic modulus (GPa)	Target properties in similar alloy																	
	Li	Cu	Mg	Zr	Fe	Si																									
Alcoa	Alithalite B (2090)	1.9	2.4	<0.25	0.08	<0.12	<0.10	T8 Plate(L)	530	569	7.9	42.5	2.59	78.6	7075-T6X																
		~	~		~											~															
	Alithalite A (8090)	2.6	3.0	0.15	<0.15	<0.10	T8 Plate(L)									400	476	9	45.6	2.55	78.6	2024-T3X									
		2.1	1.1	~																			~								
	Alithalite D	2.7	1.6	1.4	0.15	<0.15																	<0.10	T8 Plate(L)	406	488	7.5	45.3	2.55	78.6	7075-T73X
		2.1	0.5	0.9	0.08																										
	~	~	~	~	~	~		~	~	~	~	~	~	~	~																
	2.7	0.8	1.4	0.15	~	~		~	~	~	~	~	~	~	~																
Alcan	Lital A (8090)	2.3	1.0	0.5	0.08	<0.3	<0.2	T8 Plate(L)	450	500	5.5	36	2.54	2014-T6X																	
		~	~	~	~																										
	Lital B (8091)	2.7	1.6	1.0	0.16	<0.3	<0.2								T8 Plate(L)	520	560	4.0	28	2.55	7075-T6X										
		2.4	1.6	0.5	0.08																	~	~								
	Lital C	2.8	2.2	1.2	0.16	<0.3	<0.2															Lital A(Partially aged) Plate(L)	400	450	5.0	45	2.54	2024-T6X			
		2.3	1.0	0.5	0.08																								~	~	
	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~																		
	2.6	1.6	1.0	0.16	~	~	~	~	~	~	~	~	~																		
Pechiney	CP 271 (8090)	2.2	1.0	0.6	0.04	<0.3	<0.2	T6(Sheet) T651(Sheet)	445	555	7	37	2.52	78.8																	
		~	~	~	~										~	~															
	CP 274 (2091)	2.7	1.6	1.3	0.16	<0.3	<0.2								T651(Sheet)	490	540	7	37	2.54	78.8										
		1.7	1.8	1.1	0.04																	~	~								
	CP 276	2.3	2.5	1.9	0.16	<0.3	<0.2															T651 (Extrusion)	529	600	5	~	2.57	80.2			
		1.9	2.5	0.2	0.04																								~	~	
	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~	~																		
	3.3	3.3	0.8	0.16	~	~	~	~	~	~	~	~	~																		

표 2. 급냉응고분말을 이용한 분말야금 제품의 특성

Class	Alloy	Composition	d (ϕ /cm)	Temper ^a	Room Temperature			315 °C		
					UTS (MPa)	YS (MPa)	EL (%)	UTS (MPa)	YS (MPa)	EL (%)
A	7090	Al-8Zn-2.5Mg-1Cu-1.5Co		T7E71 ext	627	586	10			
A	7091	Al-6.5Zn-2.5Mg-1.5Cu-0.4Co		T7E69 ext	593	545	12			
A	CW67	Al-9Zn-2.5Mg-1.5Cu-0.14-Zr-0.1Ni	2.88	T7X2 ext	614	580	12			
A	PM64	Al-7.4Zn-2.4Mg-2.1Cu-0.3Co-0.2Zr		T76 forg	600	552	6			
B	CU78	Al-8Fe-4Ce	2.95	As-forged	589	460	2.4	163 ^c	132 ^c	5.5 ^c
B	CZ42	Al-7Fe-6Ce	2.96	As-rolled	565	491	9.0	212	168	8.0
B		Al-8Fe-7Ce	3.0	As-extruded	564	457	8.0	271	225	7.3
B	P&W	Al-8Fe-2Mo-V	2.92	As-extruded	512	393	3.0	237	208	9.7
B	B014	Al-8Fe-1.5V-1.5Si		As-extruded	493	457	11.1 ^b	287	275	9.2 ^b
B	452	Al-10Fe-2.5V-2Si	2.99	As-extruded	588	566	8.6 ^b	270	256	12.3 ^b
B	481	Al-12.2Fe-1.2V-2.25Si		As-extruded	720	588	5.8 ^b	311 ^c	298 ^c	6.5 ^{b,c}
B	Alcan	Al-1.5Zr-4.5Cr-1.2Mn	2.86		536	486	7.7	235	214	-
C		Al-3Li-1Mg-1.5Cu-0.2Zr	2.49	375°C /8h	596	509	3.1			
C		Al-3.7Li	2.43		627	517	7			
C		Al-2.5Li-11Be	2.42		504	432	5.2			

^a ext=extrusion or extruded : forg=forging ^b Fracture strain ^c 343°C

냉응고 기술은 경량화를 위한 Li첨가량을 4%까지 증가시킬 수 있어 항공기의 중량감소를 15%까지 확대할 수 있는 경량 및 내열고강도 재료기술로 각광을 받고 있다.¹¹⁾

2.4. 티타늄 합금

항공기의 기체구조 재료로서의 티타늄 합금은 내열성과 인성이 우수하고 알루미늄 합금보다 비강도가 높아서 구조용강의 대체재료로서 검토되어 왔다. 그러나 소재가격이 비싸고 가공성이 나빠서, 군사용 초음속기의 공기加熱에 따른 고온강도 필요시 외에는 대량으로 사용되지 못했다. 최근에는 超塑性鍛造로 Ti 합금의 turbine disk의 성형에 성공하고 있어 加工回收率의 향상을 꾀하고 있다(그림 3). 일반 수송기에는 피로강도가 문제시되는 連結部材, 金具, 엔진 주변의 내열성이 요구되는 곳에 유효하게 사용되고 있다.

Ti 합금의 溶解는 Ti이 산소 및 질소와의 親和力이 크고, 용점이 높아 大氣중용해, 내화재의 사용이 불가능하므로 수냉 혹은 Na-K 냉각의 Cu도가니에서 진공 혹은 불활성 분위기에서 행하여진다. 약 30년의 實績을 가진 Consel-VAR(Consumable electrode Vacuum Arc Remelting)법은 최근 중량 30t까지도 대형화하고 있고, 용해속도의 조절과 同軸合電方式(Coaxiality of Current Flow)의 채택으로 그 발전을 더해하고 있

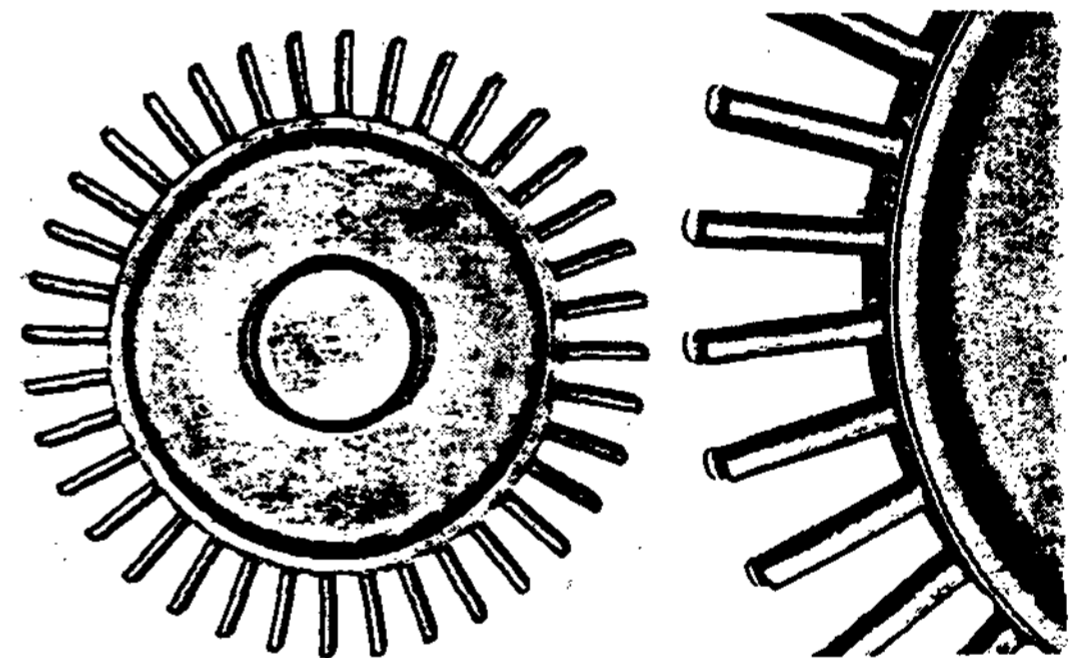


그림 3. 초소성 단조법에 의해 Near net shape로 제조된 Ti합금의 turbine disk.

다. 또한 전자빔용해(Electro Beam Melting)와 ESR(Electro Slag Remelting)용해법 등이 적용되어 편석 및 개재물문제 등을 해결해가고 있다.⁸⁾

최근의 Ti 합금의 개발동향으로는 고온 크립강도를 향상시킬 목적으로 한 엔진용 재료의 개발과 가공비 절감을 목적으로한 기체용 재료의 개발로서 대별된다. 前者에 대해서는 Ti에 Al, Sn, Zr, V 등의 유효한 10여종류의 원소를 평형상태도와 열역학 데이터를 기초로 대형컴퓨터를 사용하여 合金設計하므로써 내열강도를 향상시킨 재료를 개발하는 추세에 있다.⁹⁾ 後者에 대해서는 Near net shape forming에 적합한 新β型의 합금 및 超塑性合金의 개발과 粉末冶金合金의 개발이

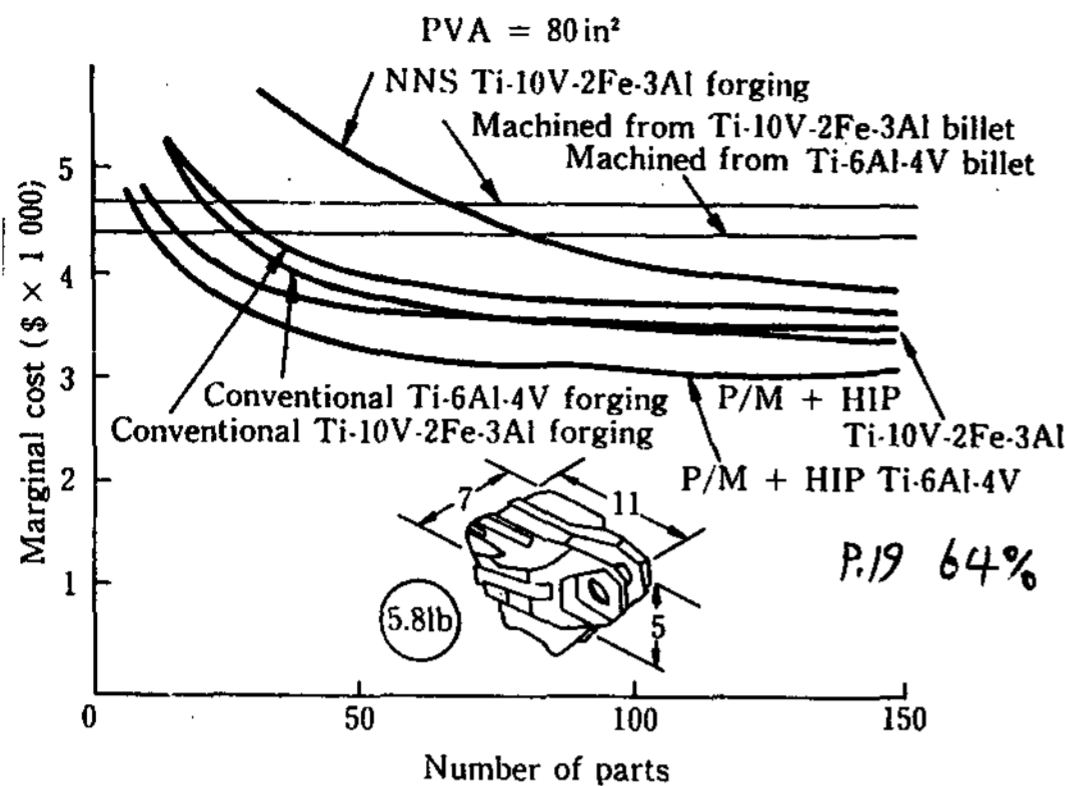


그림 4. 분말야금법과 주조법에 의한 Ti합금 제품의 생산가격 비교

중심이 되고 있다. 그림 4에는 통상의 단조품, 정밀단조품 및 분말소결품의 기계가공비를 비교한 것으로, Ti-6Al-4V 합금분말의 HIP(Hot Isostatic Pressing) 소결품이 가장 유리한 결과를 나타내고 있다. Ti 합금의 분말소결법으로는 합금 원소혼합법(Blended elemental method), 합금 분말법(Prealloyed method), 급냉응고법이 있지만 생산비면에서는 합금원소혼합법이 가장 유리하다. 합금분말법은 제조시 분말의 오염방지시설이 필요하여 분말 제조가격이 상승된다. 급냉응고분말은 제조단가는 높지만 가령 Er_2O_3 첨가에 의해 210MPa 이상의 항복강도가 얻어지는 점, 특수원소 첨가에 의한 분산강화효과의 발현이 기대된다. 소결법으로서 그림 5과 같이 잔류염소이온을 0.001% 이하로 제어한 분말을 CIP+HIP+Thermochemical treatment하면 용해법으로 제조되는 제품보다 피로강도가 우수하다. 이러한 분말야금기술은 Ti-6Al-4V에 국한되지 않고, Ti-6Al-6V-2Sn, Ti-10V-2Fe-3Al 및 Ti-5Al-2.5Sn 합금에도 적용이 가능하다.

2.5. 초합금(Superalloys)

1930년대 후반의 가스터빈 엔진을 정착한 제트기의 출현이후, 고온부식에 견딜 수 있는 재료가 요구되어 스텐레스강을 대체할 수 있는 Ni 기초합금 등이 개발되기 시작했고, 1950년대의 眞空溶解法과 精密鑄造法の 발전으로 鍛鍊部品の 代替 재료로서 고성능의 각종 초합금이 엔진부품으로 개발적용되어 오고있다.^{10,11,12)} 그림 6은 연도별로 개발된 각종 초합금의 크립 특성을 나타내었다. 특히 내열초합금의 사용온도는 합금의 고상선

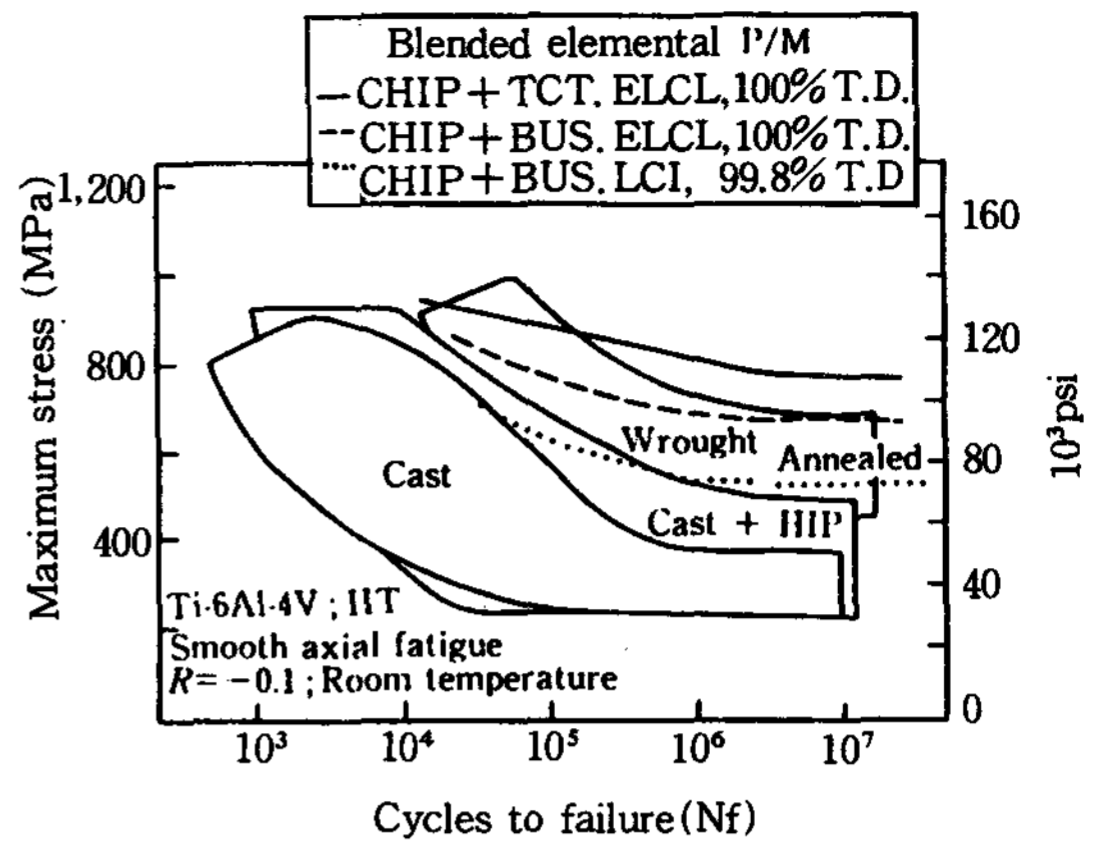


그림 5. 분말야금법과 주조법에 의해 제조된 Ti-6Al-4V 합금의 피로특성 비교

(solidus line) 이하 50℃까지 확대될 수 있게 되었는데, 이는 眞空誘導精鍊에 의한 원료재료에서의 산소, 황 등의 불순물 함량을 20ppm과 15ppm 이하까지 낮출 수 있게된 점과, 결정입계에 편석해서 과단연성을 현저히 저하시키는 Pb, Ag, Bi, As, Se 등과 같은 저융점 불순물을 줄일 수 있는 溶解技術의 發展에 따른 것이다. 전통적으로 VIM(Vacuum Induction Melting)법이 비금속 개재물의 저감을 위한 精鍊에 사용되어 왔지만, ESR(Electro Slag Remelting)법과 내화재 라이닝대신 차거운 Cu도가니를 사용하는 EBCHR(Electron Beam Cold Hearth Refining)법이 적용되어 개재물을 현저히 낮출수 있게 되었다. 또한 大型超合金 鑄物에서 下注式(Bottom Pouring)과 세라믹 filter의 채택은 回收합금의 再溶解時 개재물을 최소화시키고 있다.

표 3은 각종 초합금 합금조성을 나타내고 있다. 그 중에서도 Hf, Y 등을 첨가하여 내산화성을 높이는 것과 Re 첨가로 크립 특성을 향상시키는 사용이 크게 기대되고 있다.^{15,16,17)}

로 미세조직의 조절에 의한 기계적 특성의 향상은 괄목할만하게 진행되고 있다. 그림 7과 같이 종래의 접종방법에 의한 일부 표면의 미세결정립조직에서, 용탕의 superheat 및 냉각속도를 제어한 振動溶解凝固로 제품 전체에 걸쳐 미세등축결정립조직을 얻을 수 있게 되었다. 또한 一方向凝固 기술(DS: Directional Solidification)의 개발로서

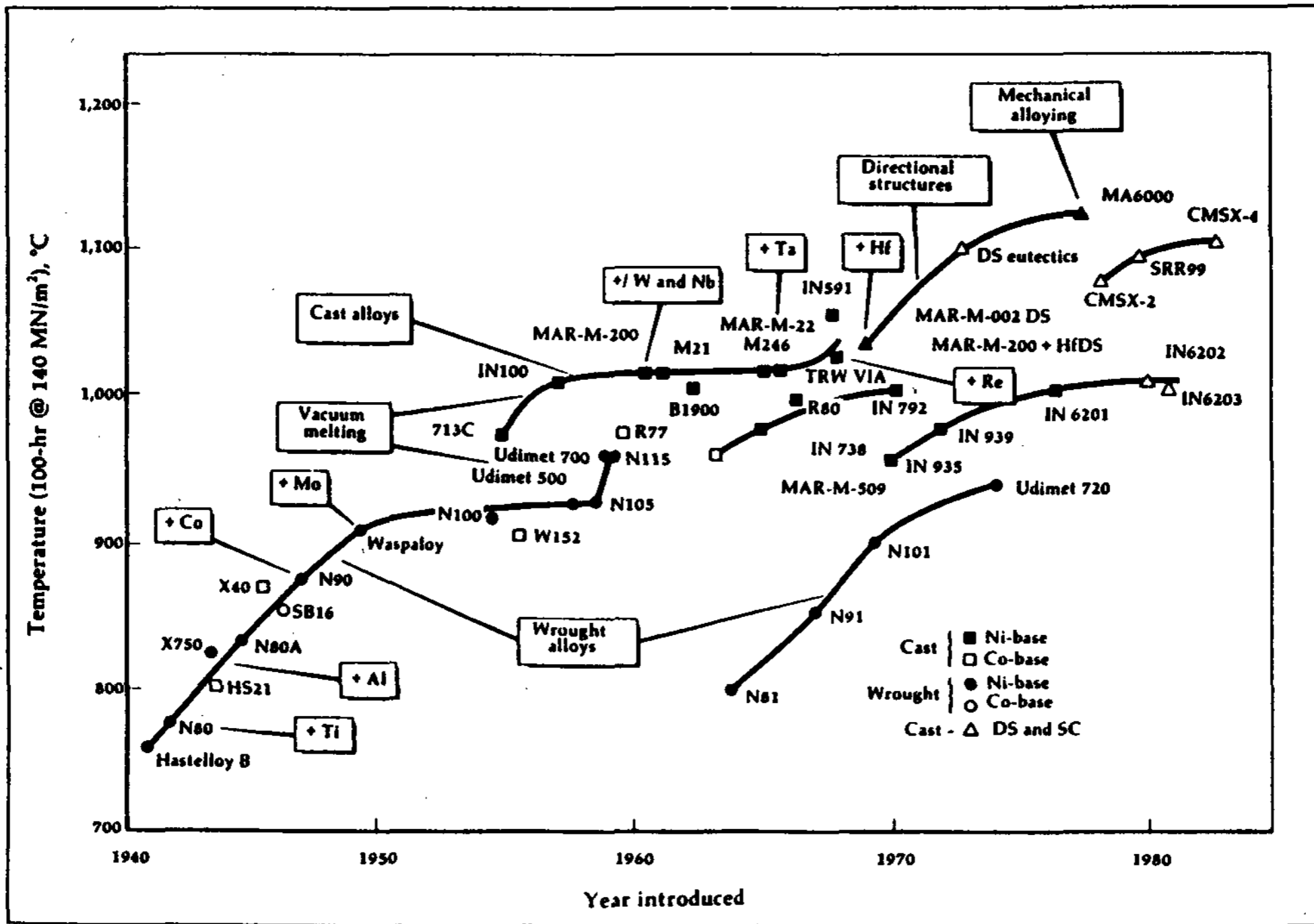


그림 6. 각종 Turbine engine 재료의 Creep 특성

표 3. 니켈기 초합금의 합금조성 예

Alloy	Composition, wt%												Approximate Temperature year of introduction	capability, °C ¹
	C	Cr	Co	Al	Ti	Mo	W	Nb	Ta	Zr	B	Other		
Conventionally Cast														
IN-718	0.05	19	-	0.5	1.0	3.0	-	5.0	-	0.01	0.005	18Fe	1965	700
IN-713C	0.05	12	-	5.9	0.6	4.5	-	2.0	-	0.1	0.01	-	1955	985
IN-100	0.18	10	15	5.5	4.7	3.0	-	-	-	0.05	0.015	1.0V	1958	1,000
IN-738C ²	0.17	16	8.5	3.4	3.4	1.7	2.6	0.9	1.8	0.1	0.01	-	1965	980
IN-939 ²	0.15	22.5	19	1.9	3.7	-	2.0	1.0	1.4	1.1	0.1	-	1973	970
IN-6201 ²	0.03	20	20	2.4	3.6	0.5	2.3	1.0	1.5	0.05	0.8	-	1978	1,010
MAR-M246	0.15	9.0	10	5.5	1.5	2.5	10	-	1.5	0.05	0.015	-	1966	1,025
Directionally solidified														
MAR-M200Hf	0.15	9.0	10	5.0	2.0	-	12.5	1.0	-	0.05	0.02	2.0Hf	1970	1,040
MAR-M002DS	0.15	9.0	10	5.5	1.5	-	10	-	2.5	0.05	0.015	1.5Hf	1975	1,045
IN-6203 ²	0.15	22	19	2.3	3.5	-	2.0	0.8	1.1	0.1	0.01	0.75Hf	1981	1,020
Single crystal														
PW 1480	-	10	5.0	5.0	1.5	-	4.0	-	12	-	-	-	1980	1,060
CM SX-2	-	7.9	4.7	5.5	1.0	0.6	8.0	6.0 ³	-	-	-	-	1980	1,070
SPR-99	0.015	8.5	5.0	5.5	2.2	-	9.5	-	2.75	-	-	-	1980	1,080
PWA 1484	-	5.0	10	5.6	-	2.0	6.0	-	8.7	-	-	3Re 0.1Hf	1986	1,100
CM SX-4G	-	6.2	9.5	5.5	1.0	0.6	6.5	6.5 ³	-	-	-	2.9Re 0.1Hf	1986	1,110

¹100hr to rupture at 140 MPa. ²High-chromium alloy suitable for land and marine-based gas turbines. ³Indicates combines Nb+Ta.

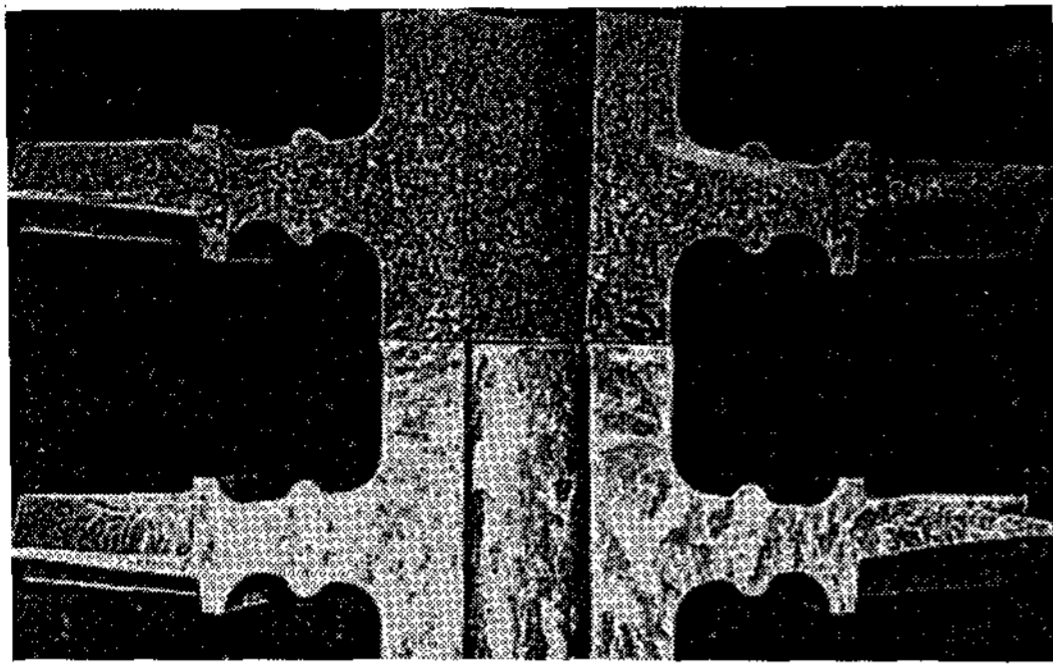


그림 7. 냉각속도를 제어한 진동용해응고법(上)과 기존주조법(下)에 의해 제조된 Turbine wheel의 조직비교

blade와 vane의 응력축에 수직인 방향으로 결정입계를 없애고 응력축에 평행한 방향으로 결정립의 우선적 배열(preferred orientation)이 되도록 응고시키므로써 초합금의 강도와 고온특성을 현저히 향상시킬 수 있었다. 單結晶成長기술(Single Crystal Casting)의 개발은 결정입계를 원천적으로 제거시키므로써 직하온도까지 상승시킬 수 있게 되었다.¹³⁾ 그림 8은 일방향응고기술 및 단결정성장기술에 의해 제조된 turbine 부품을 보여주고 있다.

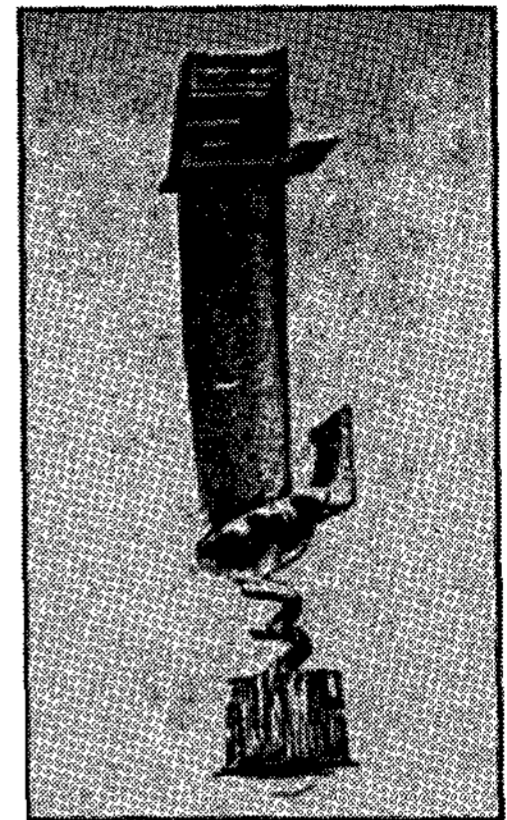
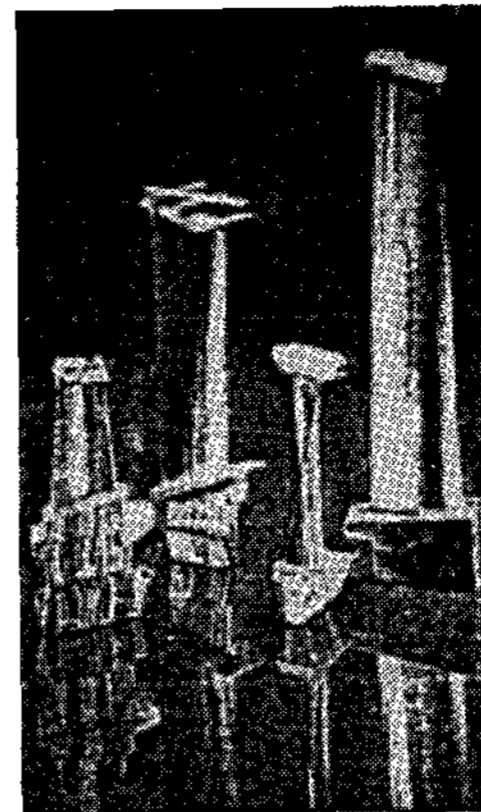


그림 8. 일방향응고법(左)과 단결정성장법(右)에 의해 제조된 Turbine 부품

2.6. 金屬間化合物

TiAl계 및 NiAl계 금속간화합물은 표 4와 같이 高温比強度가 우수하여 700-800C 정도의 가스터빈 엔진부품용 내열재료 및 極超音速機의 機體輕量耐熱構造 재료로서 사용이 기대되고 있다. 이들 재료의 실용화의 문제점으로 실온에서의 인성이 낮은 결점이 있지만 최근 (1) microalloying

표 4. 금속간화합물의 물리적 특성에

Alloy	Structure	Young's modulus (10 ⁶ psi)	Tm(°C)	Tc(°C)	Density (g/cc)
TiAl	Ll ₀	25.5	1,460	1,460	3.91*
Ti ₃ Al	DO ₁₉	21.0	1,600	1,100	4.2* ²
NiAl	B ₂	42.7 ^a	1,640	1,640	5.86*
Ni ₃ Al	Ll ₂	25.9 ^e	1,390	1,390	7.50*
FeAl	B ₂	37.8 ^b	1,250-1,400	1,250-1,400	5.56*
Fe ₃ Al	DO ₃	20.4 ^c	1,540	540	6.72*
CoAl	B ₂	42.7 ^b	1,648	1,648	6.14*
Zr ₃ Al	Ll ₂	19.6 ^f	1,400	975	5.76*
Fe ₃ Si	DO ₃	39.4 ^d	1,270	1,270	7.25*
Co ₃ V	hex	-	1,400	1,070	7.92 ^{2*}
(Fe ₂₂ Co ₇₈) ₃ V	Ll ₂	-	1,400	950	7.80 ^{2*}
(Fe ₆₀ Ni ₄₀) ₃ (V ₉₆ Ti ₄)	Ll ₂	-	1,400	680	7.60 ^{2*}

* Calculated from lattice parameter data

^{2*} Estimated

^a: SCHAFRIK (1977) ^b: WOLFENDEN (1983) ^c: MORGAND et al. (1968)

^d: H. A. LIPSITT (unpublished) ^e: STOLOFF and DAVIES (1965) ^f: TURNER et al. (1978)

(500ppm wt%의 미량원소 첨가법) (2) macroalloying(1.0 at% 이상의 제3원소 첨가법) (3) 미세조직조정법 (4) 강화섬유복합화법 등으로 실온인성을 개선시키고 있다. 예를들면 Ni₃Al은 실온에서의 파단연성이 입내파괴에 따라 1% 미만이지만, 미량의 보론 첨가로 입계파괴를 나타내면서 30% 이상으로 증가되었다.¹⁴⁾ NiAl에 대한 5% 정도의 Mo첨가, 적절한 熱機械的(thermo-mechanical) 처리에 의한 실온인성의 향상에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.⁷⁾

2.7. 複合材料

복합재료의 발전 역사를 보면 1940년도에서부터 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastic)가 개발되어 radome, antennae cover, fairing, flap 등의 2차 構造部材로 사용되기 시작하였다. 그러나 GFRP는 강도는 높지만 비중이 크고 탄성율이 낮은 단점이 있었다. 그 후 항공기의 대형화와 제트엔진화의 추세에 따라 강화재로서 텅스텐 芯材에 보론을 CVD(Chemical Vapor Deposition)법으로 제조한 섬유가 개발되어 전투기의 尾翼構造材, rador 등에 적용되었고, 고비강도, 고비탄성율의 탄소섬유, SiC섬유, 알루미늄섬유 등의 高性能纖維의 개발로 각종 재질의 基地를 적절히 조합한 첨단복합재료가 탄생되어 우주항공재료로서 사용이 크게 기대되고 있다.^{15,16,17)}

樹脂계 복합재료의 항공기에의 적용은 NASA에서 10년에 걸친 ACEE(Aircraft Energy Efficiency Program) 계획에 따라 적극적으로 추진되어 主翼, 尾翼 및 胴體의 1차 構造材에도 사용하게 되었다.(그림 9) 또한 복합재료가 가지는 특징으로서 tailoring 기술(구조의 강도, 강성의 요구에 따른 섬유의 배열 기술)과 異方性を 활용한 前進翼型 실험기 X-29가 개발되어 실험비행중에 있다. 수지계 복합재료의 수요확대에 따른 과제로는 吸濕劣化性의 개선, 인성의 향상, 성형비용의 저감이 열거되지만, 고성능 熱可塑性수지를 基地化함으로서 해결을 해나가고 있다. 또한 積層작업과 2차 가공작업의 자동화 및 autoclave 중의 硬化공정을 직접 조정하는 工程開發 등의 개발연구가 한창이다.

금속기 복합재료(MMC : Metal Matrix Composite)는 미국 AVCO사가 B/Al계를 개발하여 1970년대에 space shuttle의 胴體構造의 일부에 truss構造部材로서 管形狀材로 공급 실용화했다.

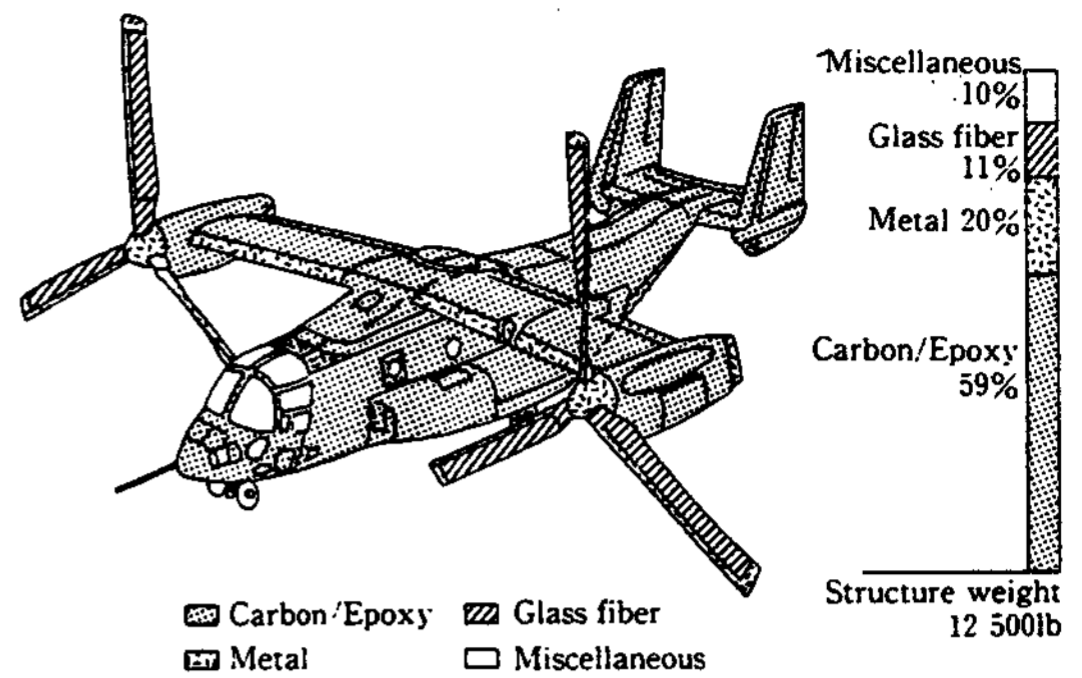


그림 9.V-22 수직이착륙기의 기체재료의 구성비율

일반적으로 MMC는 고온강도가 높고, 피로강도 및 칫수안정성이 있어 항공우주지기재료로의 적용이 크게 기대되고 있다(표 5). MMC는 사용되는 강화섬유의 형태에 따라 長섬유계 MMC와 短섬유 및 whisker계 MMC로 대별되지만 각각의 성형법으로는 그림 10과 그림 11과 같은 工程개발이 요구된다. 특히 주조방법에 의한 제조공정은 squeeze infiltration, squeeze casting이 적용되고 있고 분말야금법보다 경제적으로 유리하여 앞으로의 발전이 크게 기대되고 있다.^{3,18)} 구조재료로서 강도가 중요시되는 경우에는 장섬유의 사용이 필요한데 이 경우 각종 형상부재에의 성형기술이 각국에서 활발히 개발되고 있다. 최근에는 미국 Rockheed사가 차세대전투기의 垂直尾翼에 SiC/Al계 MMC제의 I型 beam과 外板에 적용을 검토하고 있다. 또한 NASA는 SiC/Ti계 MMC를 NASP의 초음속비행기가 적용하려고하고 있다. 항공기 기체재료의 예측을 보면 그림 12와 같이 복합재료에 의한 경량화가 크게 기대되고 있다. Graman사는 초음속비행기가 고도 27,000m, 속도 MACH 8로 비행시 機體表面溫度를 그림 13과 같이 推算하고 있어 금속간화합물 및 세라믹계 복합재료의 발전이 절실히 요구되고 있다.

3. 結 言

이제胎動하는 한국의 항공기의 개발은 항공수송의 大衆化에 따른 鑄鍛造업계를 비롯한 産學研의 協同體制를 간절히 기대하면서 본 자료가 항공기재료의 동향자익에 도움이 되었으면한다.

표 5. 금속기 복합재료의 우주항공재료에의 응용

Matrix	Fiber	Potential applications
Aluminum Magnesium Lead Copper	Graphite	Satellite, missile, and helicopter structures Space and satellite structures Storage battery plates Electrical contacts and bearings
Aluminum Magnesium Titanium	Boron	Compressor blades and structural supports Antenna structures Jet engine fan blades
Aluminum Titanium	Borsic	Jet-engine fan blades High-temperature structures and fan blades
Aluminum Lead Magnesium	Alumina	Superconductor restraints in fusian power reactors Storage baffery plates Helicopter transmission structure
Aluminum Titanium Superalloy*	Silicon carbide	High-temperature structures High-temperature structures High-temperature engine components
Superalloy Superalloy	Molybdenum	High-temperature engine components High-temperature engine components

* Cobalt base

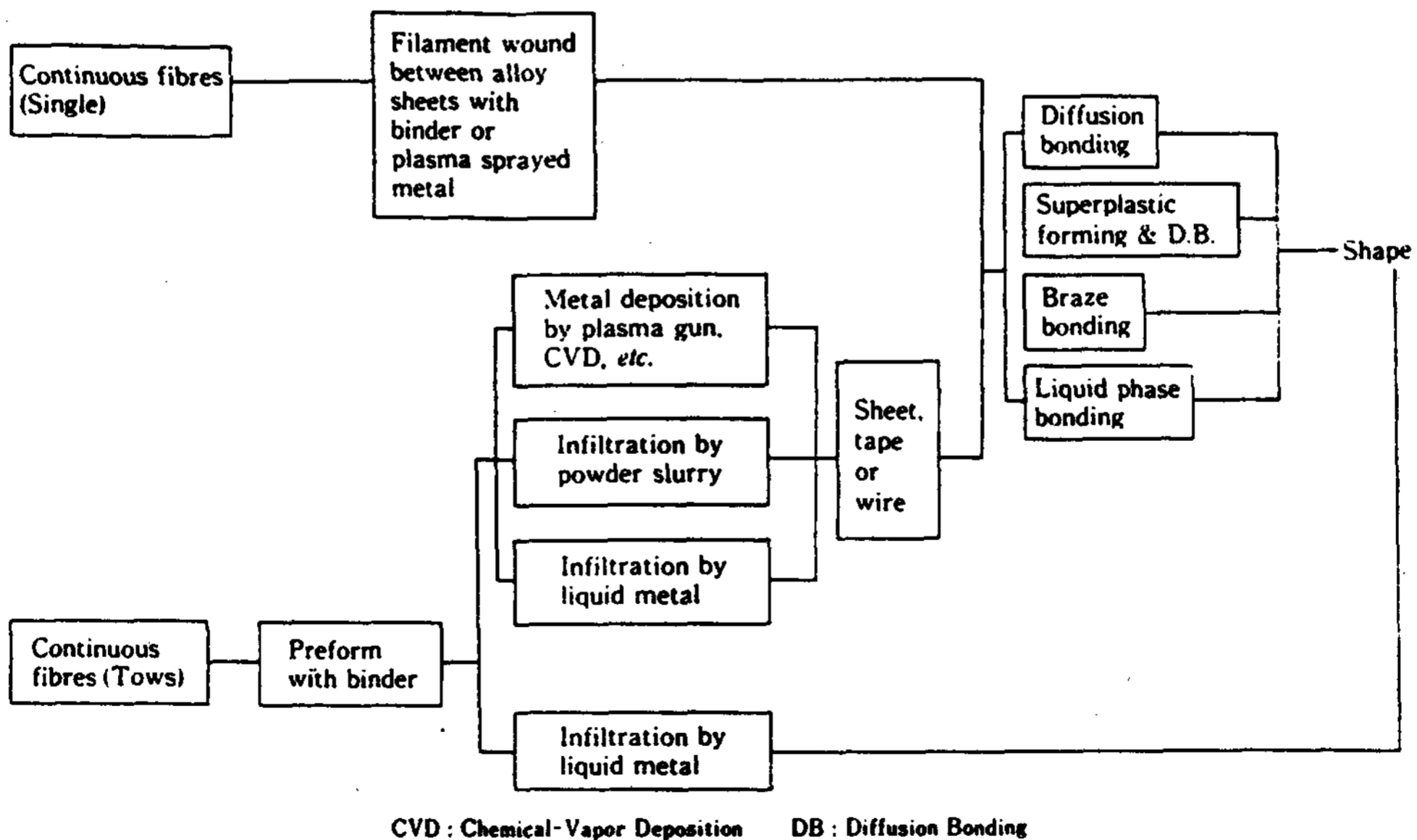


그림 10. 장섬유강화 복합재료의 제조공정

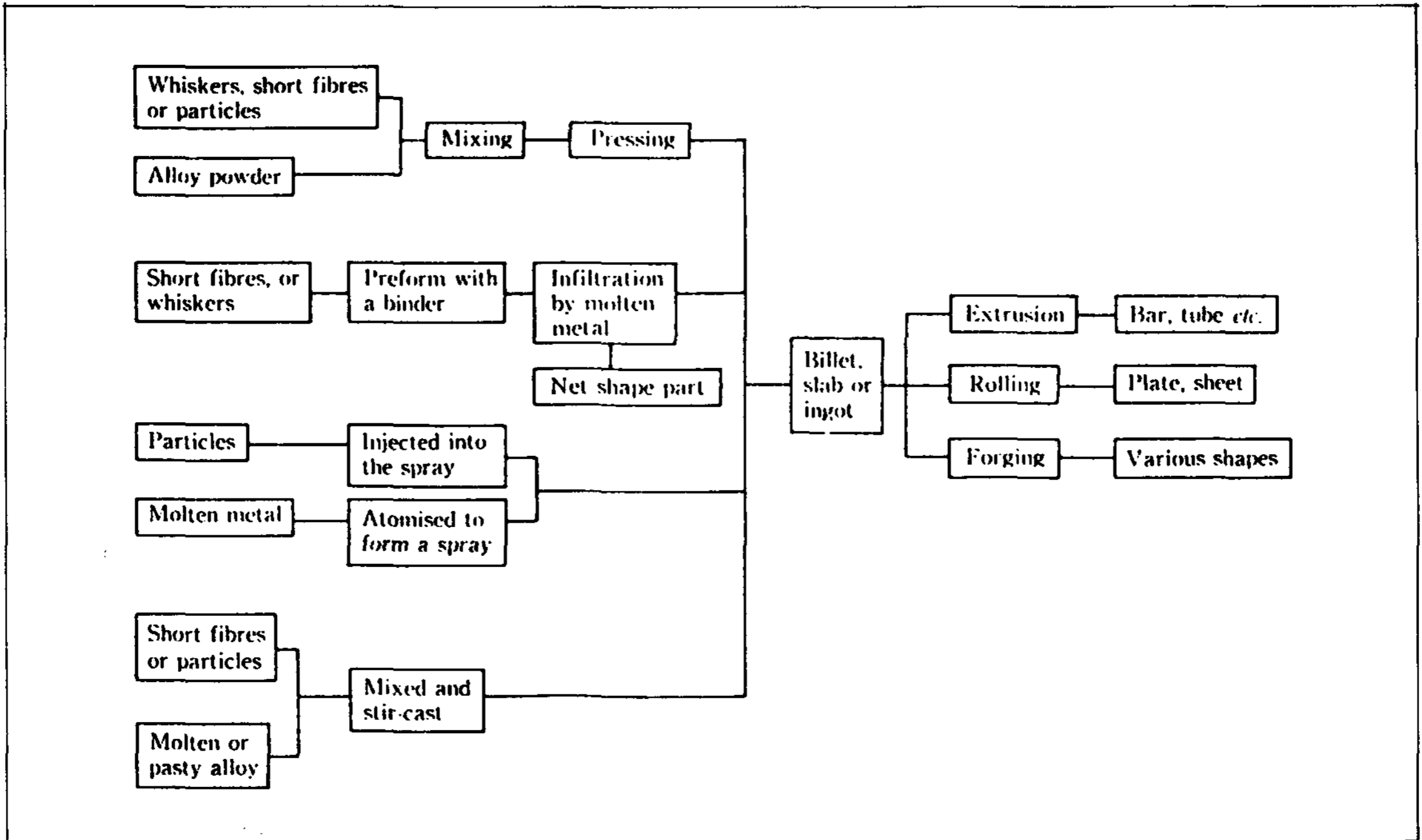
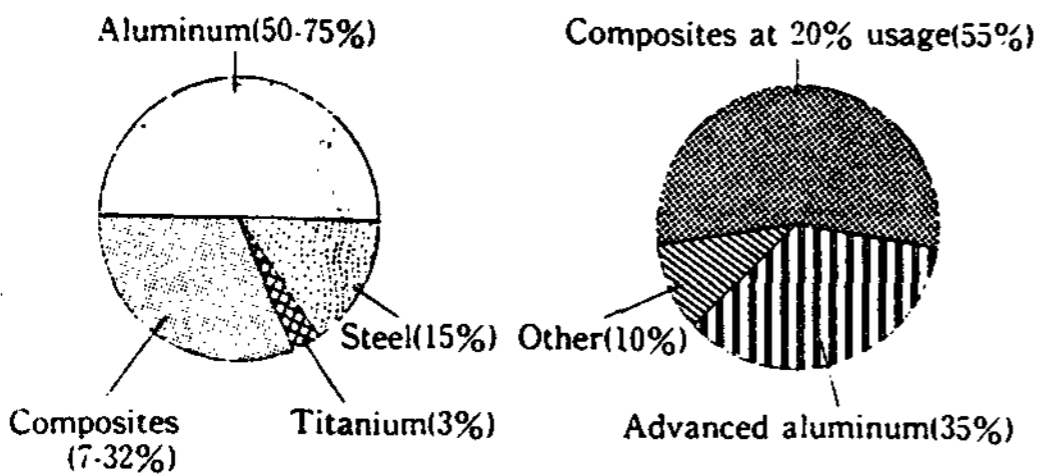


그림 11. 단섬유 및 입자강화 복합재료의 제조공정

Subsonic



Supersonic

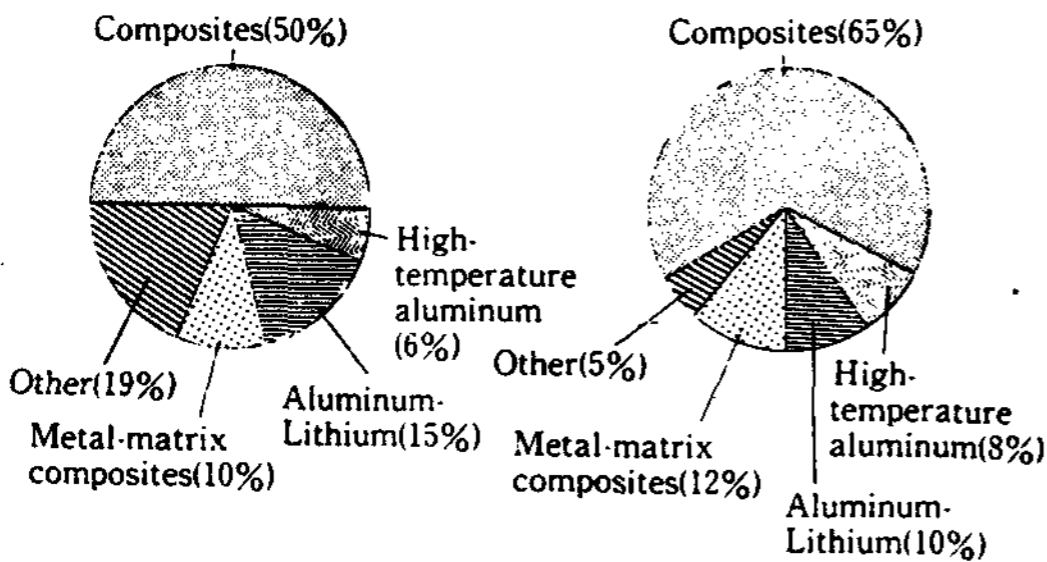


그림 12. 차세대 항공기용 신소재의 재료구성비 및 경량화 효과

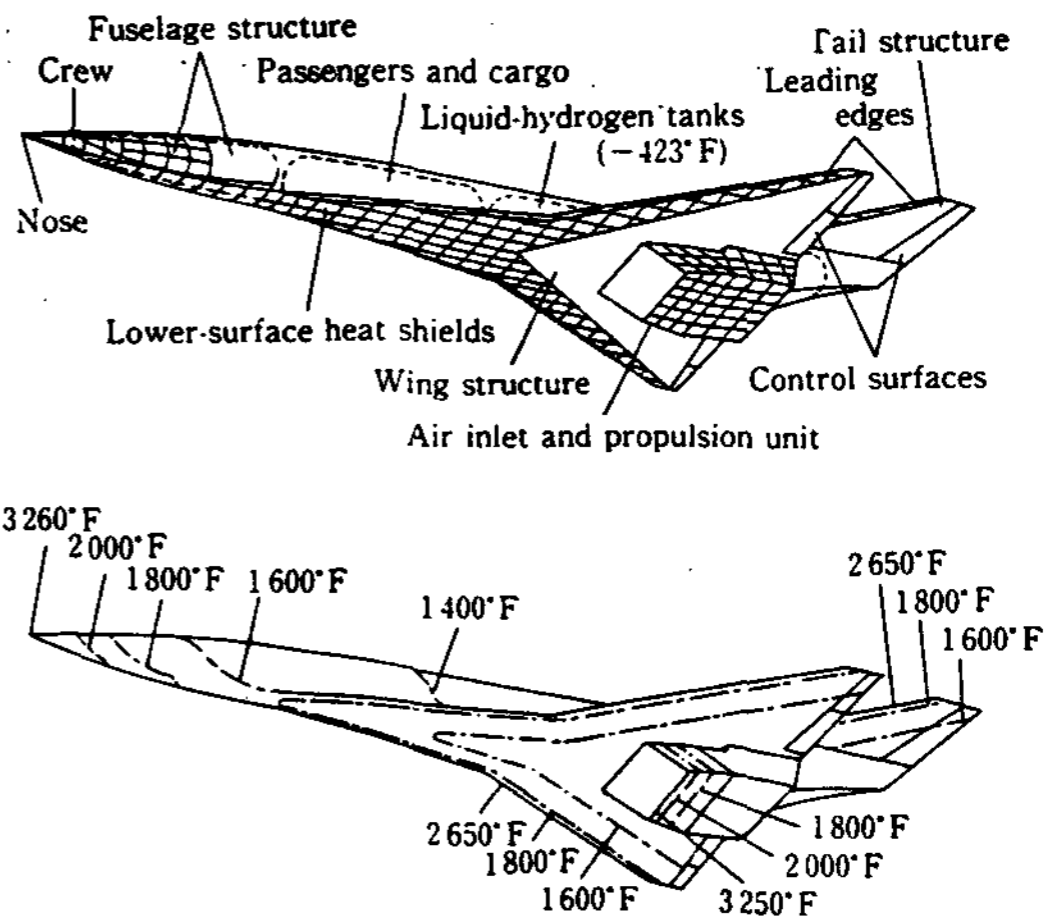


그림 13. 초음속 항공기의 기체 표면온도

이제 胎動하는 한국의 항공기산업의 발전을 위해 鑄鍛造업계를 비롯한 産學研의 協同體制를 간

절히 기대하면서 본 자료가 항공기재료의 동향 파악에 도움이 되었으면 한다.

참고 문헌

1. K. Itoh : Journal of ISIJ, 76(1990)2, 137.
2. F. H. Froes : Journal of Metals, (1990)5, 8.
3. P. Canon : Journal of Metals, May (1988), 10.
4. R. S. Kaneko, L. Bakow and E. W. Lee : Journal of Metals, (1990)5, 16.
5. N. J. Kim : Proc. KIM-KSME Sym. on Mechanical Behavior of Materials, Aug. (1990), 13.
6. M. Koizumi : Journal of ISIJ, 74(1988)2, 215.
7. H. Onodera and M. Yamazaki : Journal of ISIJ, 76(1990)3, 307.
8. H. M. Kim and J. H. Lee : Proc. KIMM-MRL Sym. on Advanced Materials and Processing, Oct. (1990), 44.
9. J. R. Stephens : Proc. KIMM Sym. on Aerospace Materials, Sep. (1989), 2.
10. J. R. Stephens : Advanced Materials & Processes, (1990)4, 35.
11. S. Ahn, N. J. Kim, D. Y. Lee and S. Lee : Bull. of KIM, 3(1990)2, 151
12. W. J. Molly : Advanced Materials & Processes, 10(1990), 23.
13. J. Kim, S. K. Lee and E. J. Jun : Bull. of KIM, 3(1990)2, 130.
14. I. M. Park : Proc. KFS-KIM Sym. on Solidification Processing, Oct. (1990), 106.
15. K. Shin and I. M. Park : Advanced Metals, 31(1988)4, 12.
16. J. C. Choi and I. M. Park : Composite, (1990), Bando Pub. Co.
17. K. Choi and I. M. Park : Advanced Metals, 54(1990)3, 2.
18. K. Cho, S. Lee and Y. W. Chang : Met. Trans. A, in press.

國內外鑄物關係行事

1991

3월 12일 ~ 31월 14일

American Foundrymen's Spcoety,
Ine.

World Conference on Austempered
Ductile Iron
Chicago, U.S.A

4월 19일 ~ 4월 20일

한국주조공학회
춘계학술발표대회 및 기술강연대회
인천지구

9월 2일 ~ 9월 6일

FMJ Interational Publications Ltd,
Metds Engineering'91

9월 15일 ~ 9월 17일

CIATF

58th World Foundry Congress
Cracow, Poland

9월 15일 ~ 9월 20일

Association Technical of Foundry
(ATF)
58° Cogress Mondial DE Fonderiel
Paris Cedex 16

10월 7일 ~ 10월 11일

Deutsche Gesellschaft Für Mater
ialkunde eu
6th Interational Aluminium-Lithi
um Conference
Garmisch, West Germany
National Exhibition Centre, Bir-
minghom England

(자세한 내용을 원하시면 학회로 연락바람)