

경사기능재료



이 용 태
(내열재료실장)

- '70-'74 서울대학교 금속공학(학사)
- '74-'76 한국과학기술원 재료공학(석사)
- '76-'80 국방과학연구소(선연 및 연구원)
- '80-'85 Case Western Reserve Univ. 재료공학(박사)
- '85-'85 Case Western Reserve Univ. 연구원
- '85-'90 독일 항공우주연구소(DLR) 연구원
- '90-현재 한국기계연구원 책임연구원



이 수 영
(요업재료실)

- '81 연세대학교 요업공학(학사)
- '84 미국 Illinois 주립대학 재료공학(석사)
- '89 미국 Illinois 주립대학 재료공학(박사)
- '90.11-'91.11 일본 무기재질연구소(초빙연구원)
- '89.10-현재 한국기계연구원 선임연구원

1. 머릿말

최근 항공·우주, 핵융합 등의 분야에서 보다 가혹한 조건하에서도 사용 가능한 재료를 개발하고자 하는 노력의 일환으로 내열성이 좋은 세라믹스를 기지로 한 복합재료에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 일반적으로 세라믹 복합재료는 기지상인 세라믹 재료에 분산상으로 세라믹스 또는 금속상을 분산시켜 양자의 우수한 성질을 갖는 새로운 재료로 사용하고자 개발된다. 이러한 복합재료에서는 균일한 물성을 위하여 분산상을 균일하게 분산시키는 것이 제조공정상 매우 중요한 점이다. 그러나 근래에는 분산상의 농도를 재료의 한쪽면으로부터 다른면까지 점진적으로 변화시키므로써 열팽창계수 등의 물성을 경사적으로 변화시켜 보다 다양한 물성을 가질 수 있는 새로운 개념의 재료가 개발되고 있다. 특히 최근에는 우주왕복선이나 NASP과 같이 대기권 내외부를 비행하면서 100회 이상 반복 사용이 가능한 새로운 초고속 비행체가 설계 제작되고 있으며, 이에 따라 보다 가혹한 조건, 즉 보다 큰 온도낙차를 견딜 수 있는 재료를 개발하기 위하여 기능이 경사적으로 변하는 초내열 재료개발에 관심이 집중되고 있다.

우주왕복기에서는 Scramjet라는 새로운 공기흡입식 엔진을 채용하여 대기권 탈출을 위한 비행 경로가 종래의 로켓 엔진의 경우와 달리 공기의 농도가 진한 대기권 내에서 초음속으로 비행하여 가속되게 된다. 따라서 공기와 비행체와의 마찰로 인한 공역학적 가열에 의하여 기체의 온도가 상당히 높이 올라가게 된다. 예를들어 Scramjet 엔진을 채용한 경우 연소가스의 온도는 2000K 이

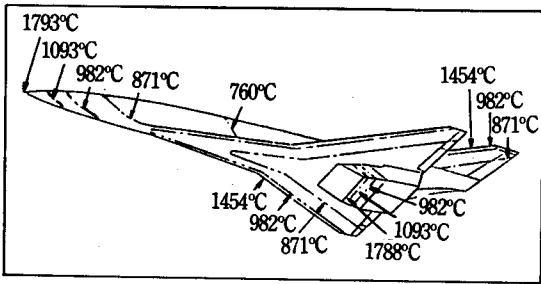


그림 1) NASP 기체 각 부분의 복사 평형 온도 분포

상으로, 연소실 벽은 열류속치 5MW/m^2 으로 심하게 가열된다. 더우기 공력가열(空力加熱)이 최고로 심한 공기취입구 전폭부(前線部)에서는 50MW/m^2 까지도 예상된다[1]. 또한 연소실 벽은 연료인 액체수소에 의해 능동적으로 냉각되어 연소가스 측은 초고온이 되고 냉각제 측은 극저온이 되어 매우 큰 열응력을 받게 된다.

엔진 재료로는 내열 및 단열 재료를 사용하여 열효율을 높히는 것이 중요하다. 그러나 일반적으로 단열성이 좋은 재료는 열전도율이 낮기 때문에 재료 내부에 매우 큰 온도낙차를 수반하게 된다. 더우기 엔진은 가혹한 조건하에서 수백회

이상 반복하여 사용해야 하기 때문에, 보다 율등한 내구성이 요구되어 종래의 세라믹스 또는 내열 금속 단일재료 만으로는 이러한 요구들을 전부 만족시킬 수가 없다. 엔진재료 뿐만 아니라 기체 재료에서도 동일한 내열성이 요구되는 데, 만약 우주왕복선에서 냉각을 하지 않을 경우 기수(Nose Cone)나 날개 앞부분(Leading Edge)의 최대온도는 그림 1에서 보여주는 것처럼 1800K 정도까지 가열되게 된다. 이러한 부위의 열차폐를 위하여 그림 2에 표시한 것처럼 직접 또는 간접적으로 능동 냉각을 행해서 기체의 열방어 시스템을 구성하게 된다. 즉, 단열성 재료로 열방어 시스템을 구성하고 제한된 냉각제로 효과적인 냉각을 해서 냉각제를 감량하는 것이 필요하다. 현재까지 사용되어진 우주왕복선에서는 앞에서 언급한 냉각방식, 즉 능동적 냉각방식 대신에 단열 세라믹 타일에 내열코팅을 하는 수동적 열방어 시스템을 도입하고 있다. 또한 온도가 높게 올라가지 않는 다른 기체 부위에는 주로 내열 금속재료가 사용되는 데, 이들 금속재료에 내열성을 부여하는 방법으로 금속 보호층을 Ion Plating 한다. 이외에도 CVD, Ion

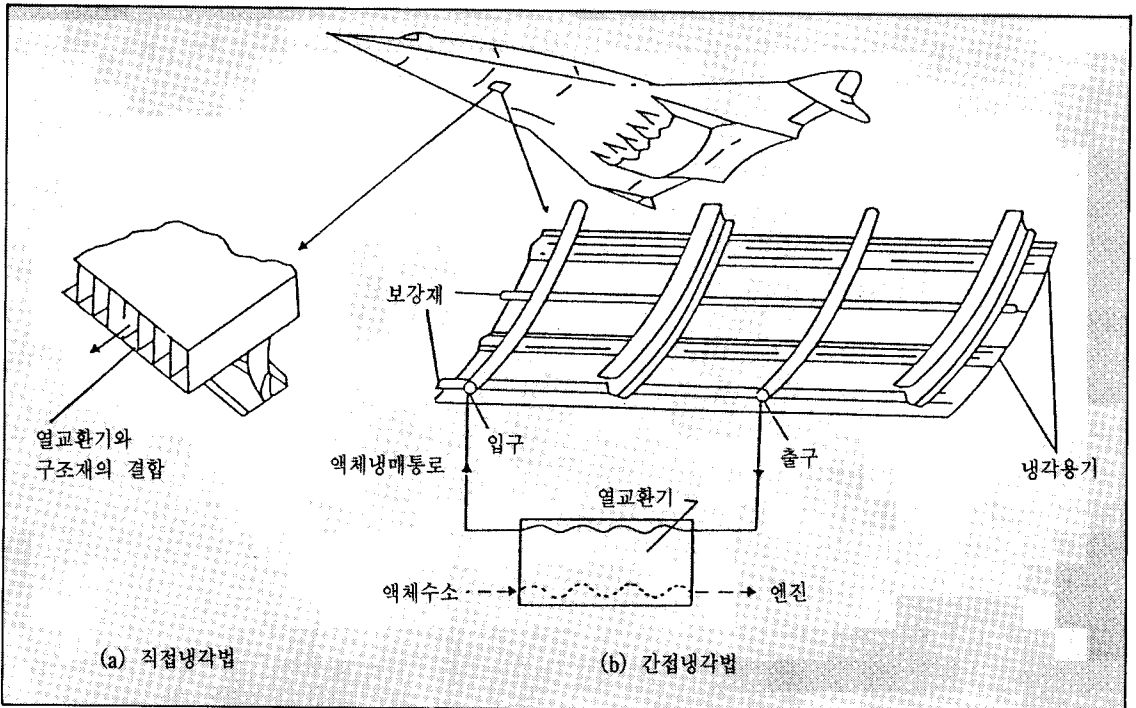


그림 2) 기체의 열방어 System (Source : Aerospace America, Oct. 1987)

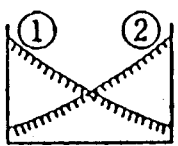
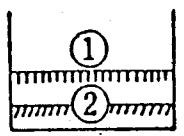
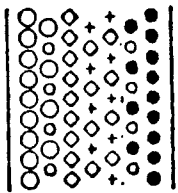
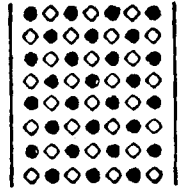
Function/ Property	① Mechanical Strength ② Thermal Conductivity		
Structure/ Texture	Constituent Elements : Ceramics(○) Metal(●) Fiber(◇+) Micropore(◦)		
Materials	Example	FGM	non-FGM

그림 3. FGM의 특성

Beam법 등에 의해 보호층을 형성시키고 있다. 그러나 이러한 기술들은 열응력을 적극적으로 완화시킬 수 있는 재료설계는 되지 못하고 간단히 단계적으로 조성을 변화시키는 정도여서 반복 사용하여 생기는 열응력이나 경사변화에 의한 박리, 탈락과괴 또는 균열발생에 의한 내식성의 악화등의 많은 문제점이 있다.

2. 경사기능재료의 개념

항공우주분야에 가장 많이 사용되어지는 초내열 금속재료는 비행체의 성능 향상과 함께 계속적으로 개발되어 그 사용온도 한계를 지속적으로 높혀 왔지만, 이들 재료에 대한 연구는 균질재료의 개념을 벗어나지 못했다. 최근에 초고속 비행체가 설계되어짐에 따라 이들 비행체에 사용되어질 재료는 균질재료로서는 한계에 달하게 되었다. 따라서 이러한 문제점들을 해결하기 위하여 기능이 경사적으로 변하는 재료가 고안되게 되었는데, 이것은 조개 껍질의 외면이 외부의 충격에 잘 견디는 강한 재질로 되어 있고 내부로 가면서 구조가 점진적으로 변하는 7-10개 층의 서로 다른 경사를 가지는 형태로 되어 있다는 것으로부터 착안되었다. 이러한 개념을 NASP의 열방어재에 적용하면, 그림 3에 표시한 것처럼 고온가스에 노출되는 면은 내열성이 우수한 세라믹스로 하고, 액체수소로 냉각을 하게 되는 면은 금속재료로

하여 열전도성 및 기계적 강도를 부여하게 된다. 두 재료의 사이에서는 조성분포, 조직 및 기공률을 제어하여 열팽창률을 점진적으로 변화시켜 열응력에 강한 초내열재료가 되게 된다. 이와 같이 서로 다른 재료(금속, 세라믹스, 섬유, 기공)를 연속적으로 사용환경에 맞게 적절히 제어하여 기능을 경사화한 재료를 경사기능재료(Functionally gradient materials)라 한다[2].

경사기능재료의 개념은 우주항공재료로서의 필요성에 의하여 개발되고 있지만, 이 재료의 사용 분야는 항공우주분야에만 국한되지 않고 핵융합 분야, 전기적, 광학적 특성이 요구되는 전자분야, 의료분야 등에도 광범위하게 사용될 수 있을 것으로 전망된다. 특히, 경사기능재료는 상이한 재료들의 계면에서 일어나는 문제점을 해결하는 수단으로 무한한 가능성이 있어 항공우주분야나 산업기기 등의 고도의 기술을 요하는 분야 이외도 인류의 일상생활에 근접한 종이, 섬유, 의료품, 식품, 건설자재 등에도 그 응용이 고려되고 있다.

3. 경사기능재료의 종류 및 제조방법

우주항공분야에 응용을 위한 경사기능재료는 내열성을 갖는 세라믹스와 내열충격성을 갖는 금속 또는 세라믹스를 이용하여 두 재료의 조성을 경사화 시킴으로써 내열성과 내열충격성을 겸비한

재료를 만드는 것이다. 경사기능재료를 만드는 데 이용되는 재료들을 표 1에 정리하였는데, 고온측에 사용되는 재료들은 비교적 융점이 높은 SiC, TiC, TiN, TiB₂, SiO₂ 등의 세라믹스들이고 저온측에 이용되는 재료로써는 C, Ti, Cu, 스테인레스 강 등의 금속재료가 주를 이루고 있다.

표 2에서는 이러한 재료들을 조합하여 만들어진 경사기능재료와 각각의 합성방법을 나타내고 있다. 이외에도 경사기능재료를 제조하는 다양한 방법을

그림 4에 간단히 도시하였다. 본절에서는 이들 다양한 방법 중에서 실용 가능성이 높은 대표적인 몇가지만 소개하기로 한다.

3.1. 소결법(ZrO₂/SUS304 FGM)

ZrO₂/SUS304 FGM은 분말적층법으로 만들어지는 데, 원료로 3mol% Y₂O₃를 함유한 0.25μm의 PSZ 분말과 입경 3~4μm의 SUS304 분말을 다양한

표 1) FGM 구성재료의 제성질

구 성 재 료		밀 도	융점 또는 분해점	열전도율	열팽창계수	영 렬
		10 ³ kg/m ³	K	W/m · K	10 ⁻⁶ /K	GPa
고 온 측 재 료	SiC	3.22	>2473	135	4.2(20~800°C)	320
	TiC	4.94	3430	25.1(100°C) 5.9(1000°C)	7.4	315~450
	TiN	5.43	3223	6.7(500°C) 12.1(1000°C)	9.3	251
	TiB ₂	4.52	3193		8.6	
	ZrO ₂ (PSZ)	5.4~ 6.05	2988	1.9~ 3.3(20°C)	11.8(20~1000°C)	186(20°C)
	SiO ₂	1.95	1823 (석영)	석영/°C 1.3(25°C)	0.54(25~300°C)	172(20°C)
저 온 측 재 료	C(pyr//c)	1.78	3873	9.5	9.3	28
	Ti	4.50	1933	21.9	9~10(20~800°C)	106
	Cu	8.96	1356	398	17.5(20~300°C)	
	SUS304	8.06	1672~ 1727	21.5(500°C) 16.2(100°C)	17.3(0~100°C)	193(20°C)
	Ni	8.90	1723	90.5	16.5(300~600°C)[12]	204

표 2) FGM 구성재료의 합성방법

고온측재료	저온측재료	합 성 방 법	문 헌
SiC	C	CVD	3
SiC/TiC	C	CVD	4
ZrO ₂	SUS304 W, Mo, Ni	소결	5
		소결	6
TiB ₂	Cu	SHS	7
TiN	Ti	PVD	8

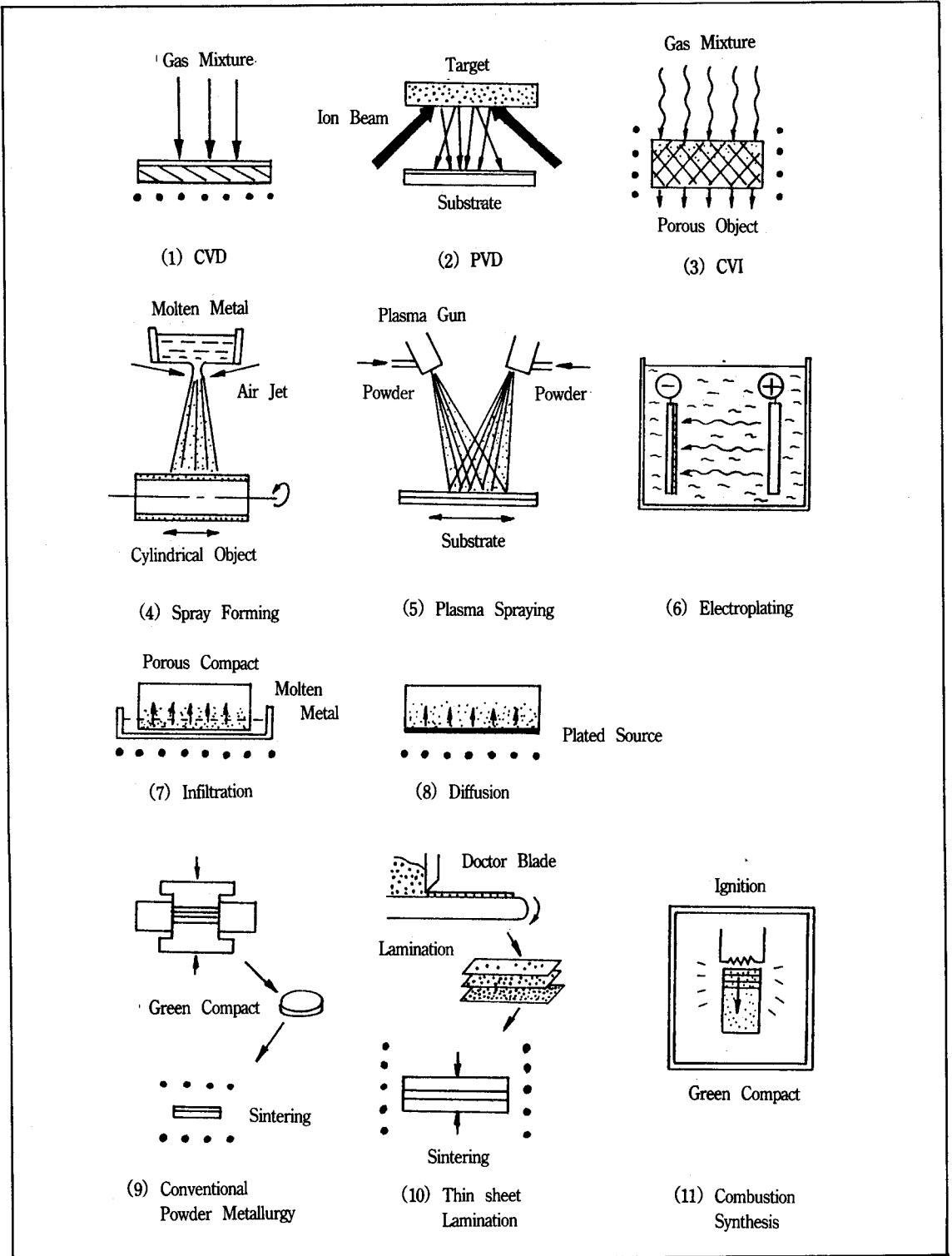


그림 4) 경사기능재료의 제조방법[9]

비율로 혼합하여 금형에 적층한 후 압축성형하여 1350°C에서 1시간 소결한다. 소결온도는 SUS304의 용점 및 ZrO₂의 수축률을 고려하여 설정된다. 그러나 좀 더 정밀한 기능분포를 제어하기 위해서는 연속적인 조성변화 및 경사기능 조성 제어층의 박막화가 필요하게 된다. 이를 위해 제조공정을 개선한 것이 분말 Spray 적층법인데, 금속 및 세라믹 분말의 혼합을 컴퓨터로 제어함으로써 연속적으로 변화시킨 현탁액을 노즐을 통해 분사시켜 적층시킨 것을 소결하여 만들어진다. 분말적층법 및 분말 Spray 적층법의 대략적인 제조공정도를 그림 5에 표시하였다. 이 방법은 컴퓨터 제어를 통해 Spray 법으로 제조되어지기 때문에, 기능이 점진적으로 변화되는 부위의 재료를 개발하는 데 가장 유망한 방법 중의 하나이다.

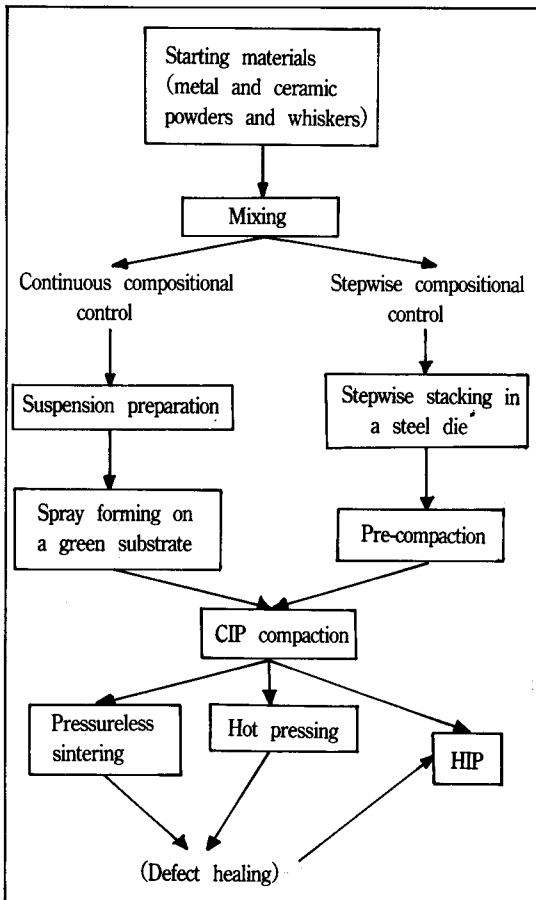


그림 5) 경사기능재료의 P/M 제조법의 공정도

3.2. SHS 법(TiB₂/Cu FGM)

P/M 소결법 이외에 FGM를 제조하는 데 많이 이용되는 방법중에 하나는 SHS(Self Propagating High-Temperature Synthesis) 법이 있다. TiB₂/Cu FGM은 주로 이 방법으로 제조되는데 반하여 SHS법으로 제조된 FGM은 TiB₂/Ni, TiB₂/Al 등이 있다. SHS법은 고융점 무기화합물을 합성하는 방법으로 소결합성법(Combustion Synthesis)라고도 한다. SHS법은 금속분말의 자기전파 발열반응을 이용하는 방법으로 고온로 등의 외부가열을 필요로 하지 않고 단시간에 원하는 화합물을 합성하는 방법이다. 그림 6에 TiB₂ 소결합성의 개념도를 보여주고 있는데 Ti와 B가 화학양론적으로 배합된 성형체를 불활성 가스 분위기에서 가열 착화하여 소결반응을 유도시켜 소결파면을 형성케 한다. 이때 생성된 반응열은 소결파면 주위에 있는 Ti 입자 표면을 용융시키고 B의 확산을 촉진시켜 소결반응을 통한 새로운 소결파면을 형성하게 된다. 소결파면의 전파속도는 균일한 소결파면의 형성 및 파면후방의 온도 상태를 좌우하는 중요한 인이 되고 TiB₂ 합성의 경우에는 수 cm/sec의 속도로 진행된다.

이와 같은 SHS법으로 TiB₂/Cu FGM을 만들 경우 TiB₂를 형성하는 분말이외에 Cu 분말을 첨가하여

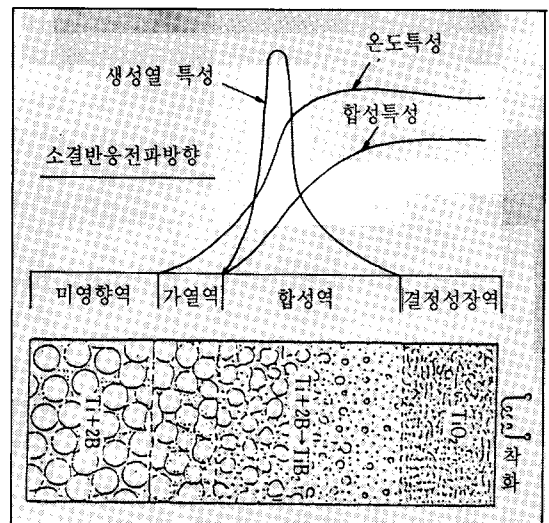


그림 6) 소결합성법의 개념도

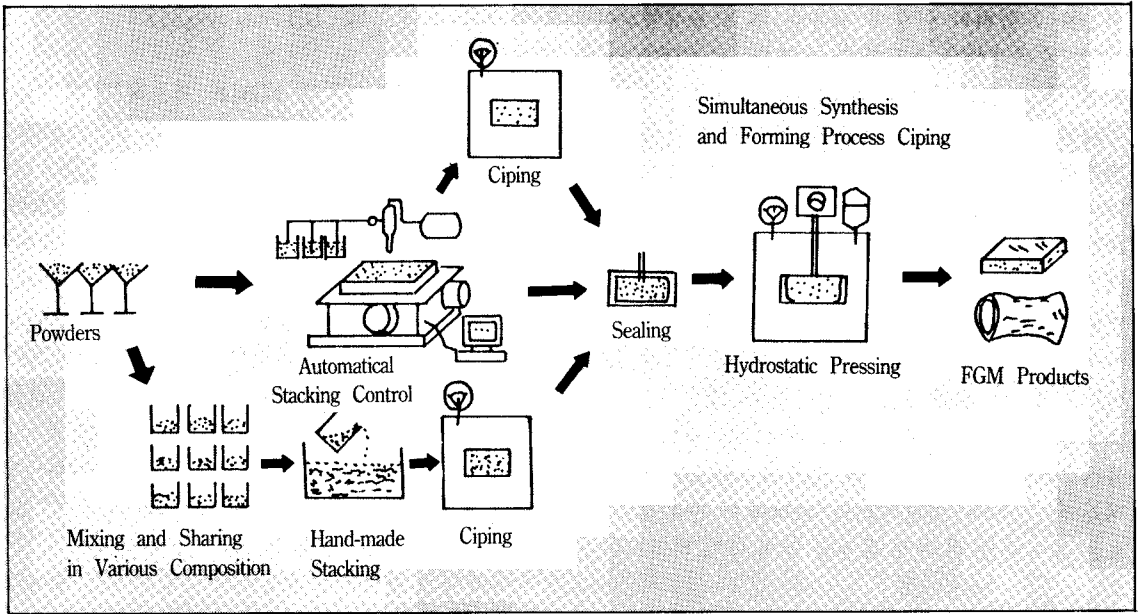


그림 7) SHS 반응에 의한 경사기능재료의 제조 공정

성형체를 만든 후 위에서 설명된 방법으로 제조하게 된다. TiB_2/Cu FGM의 제조공정도를 그림 7에 나타내었다. 이 중에서 중요한 제조공정은 원료분말(Ti , B , Cu , TiB_2)를 충전하는 것과 충전된 분말에 정수압을 가하는 것이다. TiB_2 분말은 온도 분포를 조절하기 위해 사용된다. 소결합성 후 TiB_2/Cu 의 조성이 경사적으로 변하게 충전된 분말은 정수압 하에서 SHS 반응에 의해서 소결되게 된다. 즉 충전된 분말은 200MPa로 CIP(Cold Isostatic Pressing)하여 성형체로 만든 다음 금속통에 넣고 정수압장치에 넣은 후 60MPa의 정수압 하에서 SHS 공정에 의해 소결된다.

3.3. CVD법(SiC/C FGM)

열응력을 완화시키는 FGM의 합성방법중 CVD 법은 분산상의 미세화 및 연속적인 조성제어가 비교적 쉬운 방법이다. 고온측에는 내산화성, 고온강도가 우수한 SiC로 하고 저온측에는 영률이 낮고 내열 충격성이 우수한 탄소로 하여 CVD 방법으로 SiC/C FGM이 만들어진다. 표면으로부터 깊이 1mm까지는 SiC 단상으로 하고 1mm부터 10mm까지는 SiC와 C의 조성을 경사화하여 열응

력이 계산되었는데, 온도구배 조건하에서 강도와 내부응력의 비가 1 이하로 되는 경우에서 내부응력, 온도분포, 영률을 그림 8에 표시하였다. SiC/C FGM의 합성과정은 다음과 같이 정리된다. 원료로서는 $SiCl_4-H_2-C_2H_6$ 가스를 이용하는 데, C_2H_6 의 유량을 고정시키고 $SiCl_4$ 의 운반 가스인 H_2 의 유량을 조절함으로써 원료가스중 $Si/(Si+C)$ 의 비를 단계별로 변화시킨다. 이렇게 하여 기판위에 SiC, SiC-C, C-SiC, C의 순서로 조직이 연속적으로 변

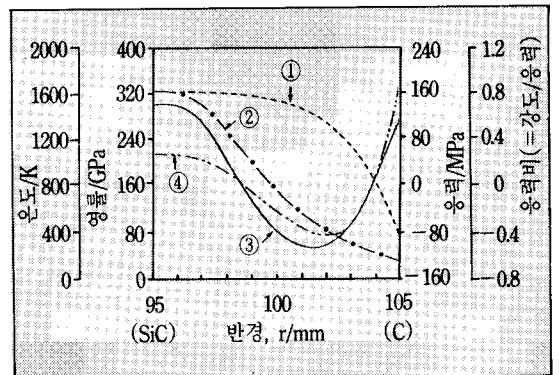


그림 8) SiC/C계 FGM의 응력, 온도, 응력비, 영률 분포의 계산 결과

①: 온도, ②: 영률, ③: 응력, ④: 응력비

화된 SiC/C FGM이 합성되게 된다. 이 방법을 사용하면 흑연 기판위에 두께가 150 μm 의 치밀한 SiC가 형성되고 이 위에 두께 800 μm 의 SiC/C가 형성된다. 이 영역에서는 SiC와 C의 비가 연속적으로 변화하게 되는데 SiC 기지에 0-6 mol%의 C가 함유된 부분과 C 기지에 0-13 mol%의 SiC가 함유된 부분은 비교적 치밀한 조직으로 되어 있고 분산상이 10-90 mol%로 되어 있는 부분에는 수지상으로 성장한 SiC의 결정상 사이에 C가 존재하며 약 10 μm 직경의 기공들이 존재한다.

3.4. PVD법(TiN/Ti FGM)

열응력 완화형 FGM의 저온측은 우주항공기를 구성하는 금속재료와 접합되어야 하기 때문에 FGM의 저온측은 우주항공기에 이용하기 위하여 금속으로 제작되고 있다. 한 예로써 PVD법을 이용하여 TiN/Ti FGM이 합성되고 있는데 Ti를 일정속도(30 $\mu\text{m/hr}$)로 증발시키고 N₂ 가스의 유량을 변화시켜 TiN/Ti FGM을 합성한다. N₂ 가스의 유량을 45분 동안 0으로부터 150 cc/min까지 점

진적으로 증가시켜 분산상의 농도를 경사화시킨다. 그림 9에 PVD법으로 합성된 TiN/Ti FGM의 강도와 경도를 나타내었다. TiN/Ti FGM의 경도는 Ti와 TiN의 혼합상, Ti₂N과 TiN 상의 순서로 증가하게 된다.

3.5. 레이저 빔 법(P SZ/Mo FGM)

경사 기능재료를 합성하는 데 열원으로써 제어성 및 국소가열성이 우수한 레이저를 이용하여 PSZ/Mo FGM이 합성되고 있다. 실험장치를 그림 10에 나타내었는데 300W YAG 레이저 발진기로부터 나오는 빔은 조정 렌스를 통과한 후 Oscillating Mirror에 의해 반사된 후 석영유리를 통과하여 Chamber내의 시편에 도달한다. 원료분말로는 직경 0.025 μm , 순도 99.9%의 ZrO₂-3 mol% Y₂O₃ 부분 안정화 ZrO₂(PSZ)와 평균입경 1-2 μm , 순도 99.9%의 Mo를 사용했고 Mo 분말에는 소결활성화 효과가 있는 Ni를 0.4wt% 첨가했다. PSZ, PSZ-20%Mo, PSZ-40%Mo, PSZ-60%Mo, PSZ-80%Mo, Mo 등으로 단계적으로 변화시킨 원료분말은 금형으로 100MPa 가압성형 후 200MPa 정수압 성형을 한다. 성형체를 Chamber 안에 넣고 Ar 분위기에서 Mo 히터로 예비 가열(973K)을 한 후 레이저 빔으로 시편을 조사시켜 레이저 조사면과 배면 간에 온도경사를 주어 소결한다.

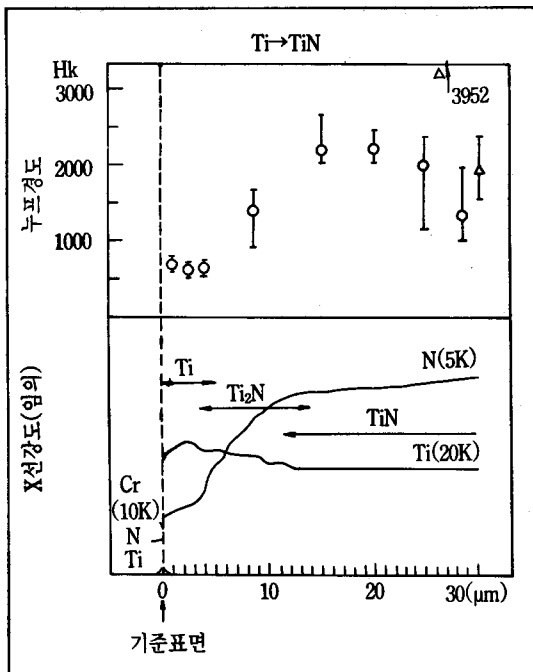


그림 9) Ti-TiN 경사조성층의 X선강도와 누프경도

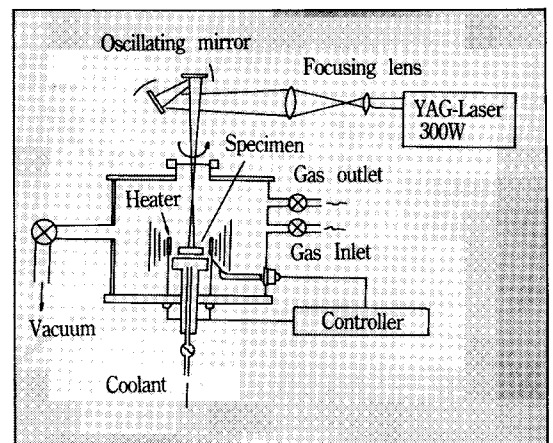


그림 10) 레이저 빔(laser beam)에 의한 경사기능재료의 제조장치

4. FGM의 평가 기술

경사기능재료의 특성 평가 부문에는 열응력의 정량화 실험, 열충격 시험, 기계적 강도 시험, 열피로 시험 등이 시도되고 있다. 현재 일본에서는 여러 연구기관들이 상호 협력하에 FGM의 특성 평가에 관한 연구를 수행하고 있는 데 표 3에 각 해당기관에서 추진하고 있는 연구내용을 정리하였다[10]. 이러한 시험방법들은 FGM의 실용화를 고려하여 점차적으로 난이도를 높이고 최종적으로 일본 항공우주기술연구소(NAL, National Aerospace Laboratory)에 의해 모의실험 환경하에서 수행되게 된다. NAL에서는 표면온도 2000K, 온도낙차 1000K의 온도환경을 실현하기 위하여 고온도 낙차 기초 시험장치를 완성하였다[11]. 그림 11에 나타낸 이 장치에서는 FGM의 표면을 크세논 램프로 집광가열하고 배면을 액체수소로 냉각하여 1000K의 온도낙차를 부여하게 되는 데 FGM의 단열성능을 종합평가하는 방법으로써 열적시험조건은 세계 최고 수준(최대 열부하: 5 MW/m²)이다. NAL에서는 고온도 낙차장치에 의한 기초평가시험에 의거하여 실제의 NASP의 사용 환경에 대한 평가시험도 계획 중이다. FGM의 강도평가법은 그림 12에서 보여주는 것과 같이 개발되어 시도되고 있다[12]. 그림 12(a)에서는 강도특성 평가를 위한 시험평가 항목을 표시하

였고, 그림 12(b)에서는 현재 금속재료 개발에 이용된 소형편치시험 Small Punch(SP)법과 FGM을 위해 개발된 Modified Small Punch(MSP)법을 비교하고 있다. 그림 13은 소형편치시험(SP/MSP)의 종합적 평가항목과 상호 관련성을 표시하고 있다. 여기서 알 수 있듯이 소형편치시험에 의해서 영률, 항복강도 등의 파괴강도를 얻는 것 이외에도 종래에는 대형시편을 이용하여 얻을 수 있었던 파괴인성(K_{1c}, J_{1c})의 추정도 가능하다. 그림 14에서는 그림 13의 관계를 이용하여 얻어진 물성들을 표시하고 있다. 이상과 같은 강도측정법의 개발과 함께 높은 열부하에 견디는 재료개발을 위하여 간단한 열충격시험법이 탄소가스 레이저를 이용하여 개발되었다.

5. 일본의 경사기능재료 연구 기획

경사기능재료의 개발에 선두주자인 일본은 1987년부터 과학기술청의 지원하에 초내열재료개발을 목표로 '열응력 완화를 위한 경사기능재료의 기초기술에 관한 연구'가 시작되었다[13]. 연구체계는 그림 15에 보여주는 것처럼 재료설계, 구조제어, 특성평가 3부분으로 되어 있고 상호 Feed Back 관계하에 연구를 추진하고 있다. 설계부분에서는 동경공업대학, 항공우주기술연구소, 다이킹공업(주)이 주축이 되어 연구를 수행하고 있고

표 3) 특성평가부문의 연구내용

연구 항목	연구 목표	연구담당기관
(1) 열응력의 정량적 평가기술에 관한 연구	레이저 초음파법 등에 의한 열응력분포의 평가	선박기술연구소
(2) 열위험 평가기술에 관한 연구	레이저 가열법, AE법 등에 의한 열위험 평가를 위한 시험법의 확립	동북대학교공학부
(3) 기계적강도 평가기술에 관한 연구	초고온하에서 파괴강도평가 시험법의 확립	기계기술연구소
(4) 열피로 평가기술에 관한 연구	FGM에서 열피로 기구의 해명 및 열피로 수명 연장 방법의 확립	미쓰비시중공업
(5) 열성능 평가기술에 관한 연구	고온도낙차기초시험 및 각종 모의실험환경하에서 열성, 내구성 시험에 의한 평가	항공우주기술연구소

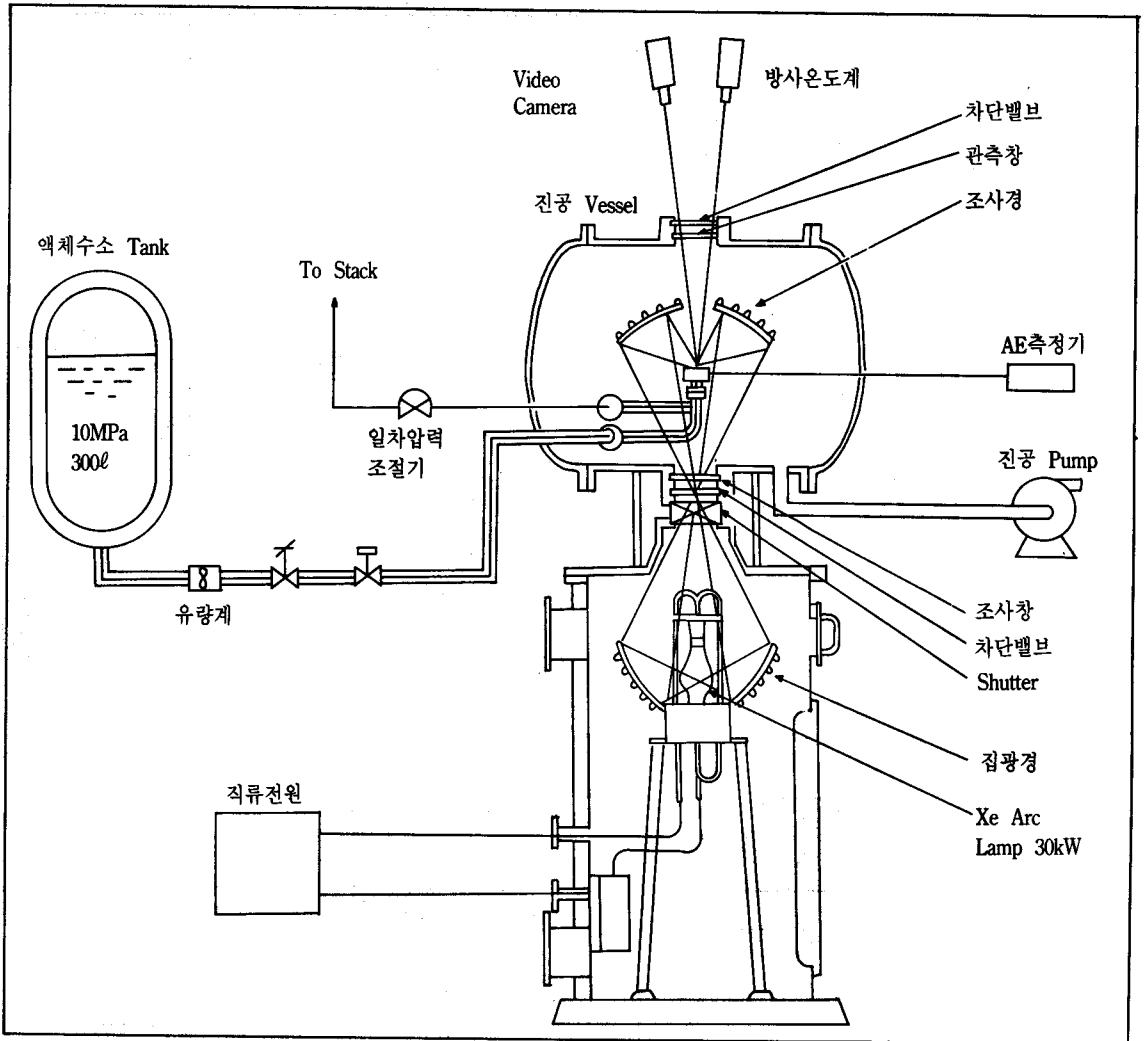


그림 11) 고온도 낙차 기초시험평가장치

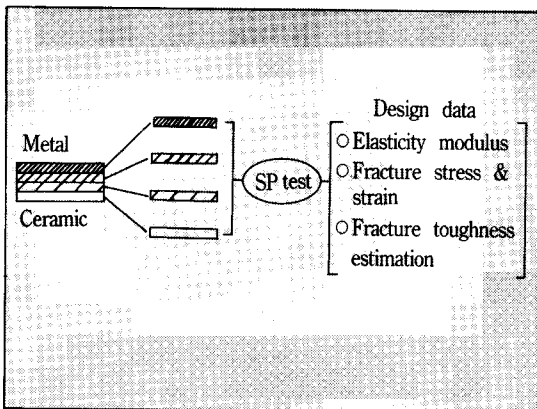


그림 12(a) FGM의 강도평가를 위한 시험 항목

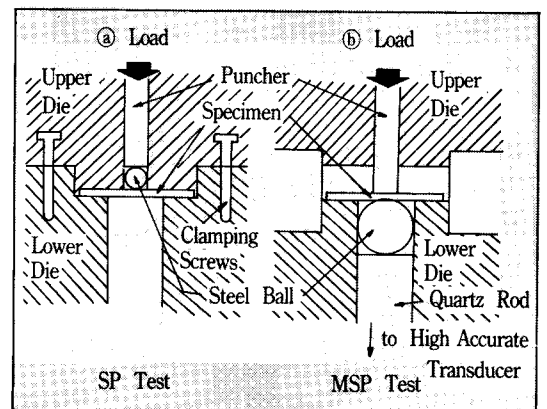


그림 12(b) SP법과 MSP법의 비교

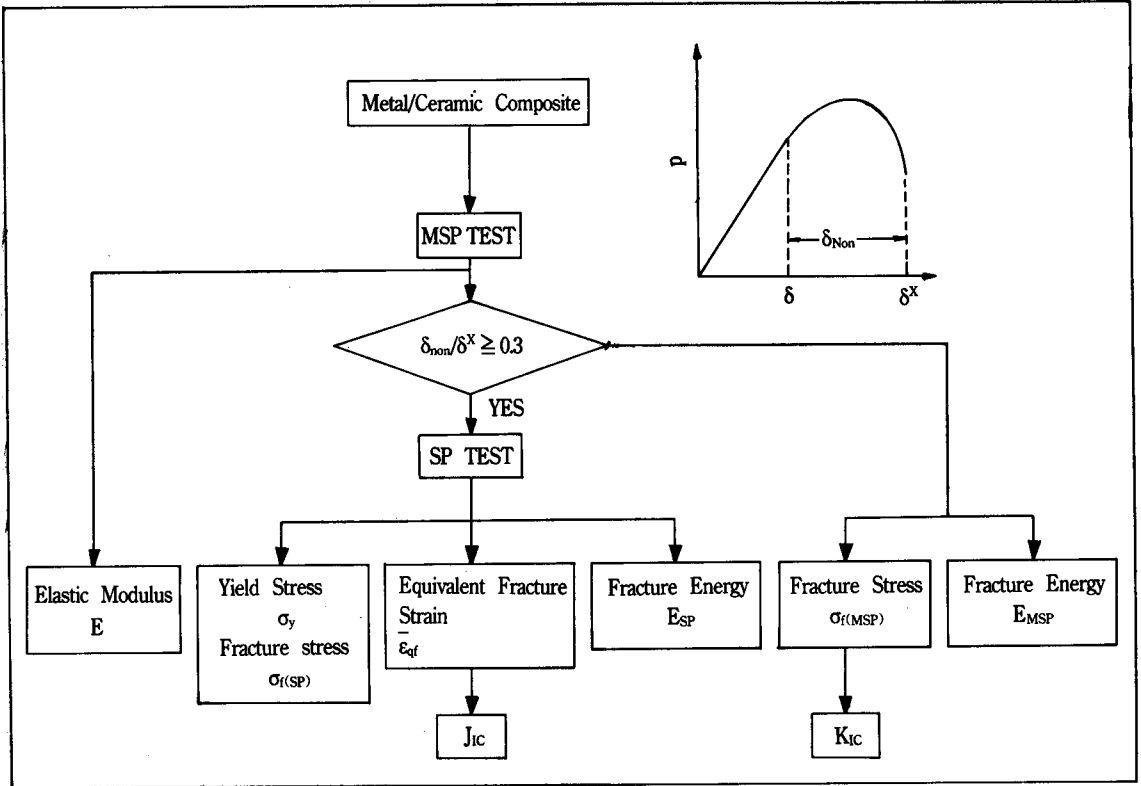


그림 13) SP/MSP 시험에서 평가항목의 상호 관련성

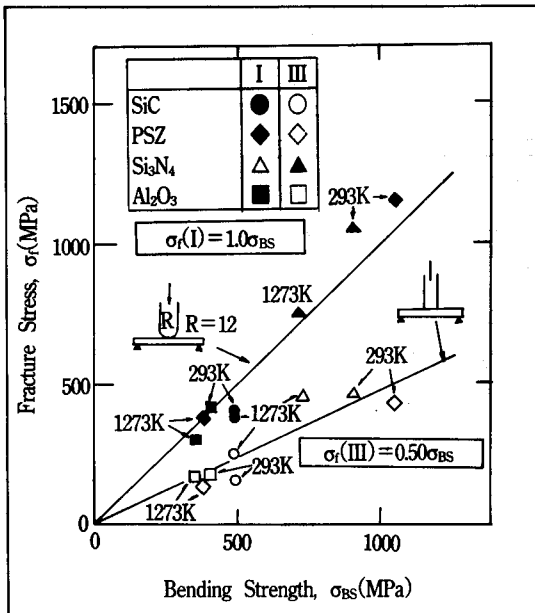


그림 14(a) SP/MSP Fracture Stress와 Bending Strength의 비교

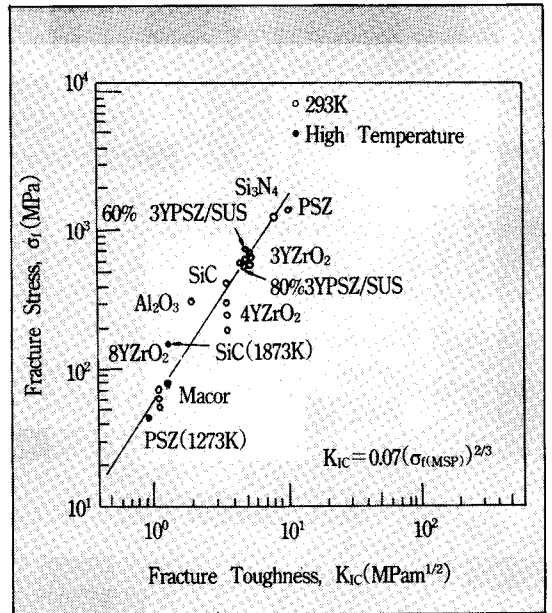


그림 14(b) Fracture Stress와 Fracture Toughness의 관계

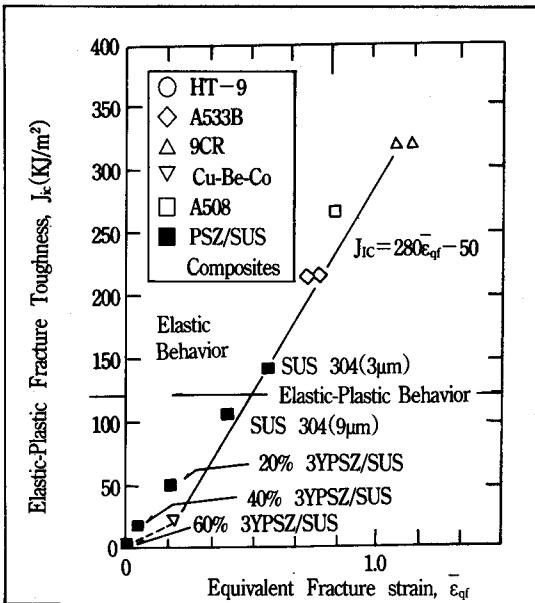


그림 14(c) Elastic-Plastic Fracture Toughness와 Equivalent Fracture Strain의 관계

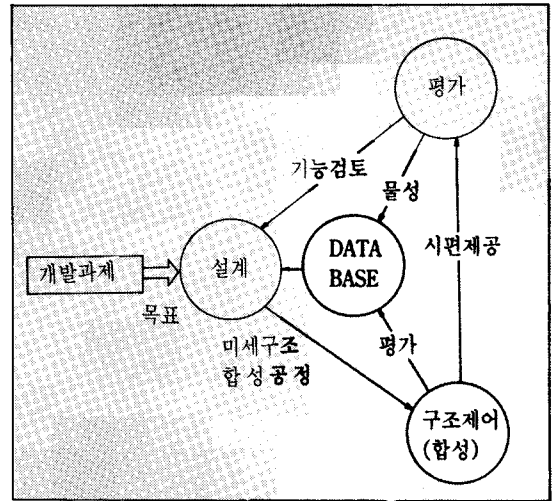


그림 15) 경사기능재료 개발 Project

구조제어부분에서는 동북대학, 금속재료기술연구소, 일본동관(주) 등의 9개 기관에서 연구가 진행되고 있고 평가부분에서는 앞절에서 언급하였듯이 항공우주기술연구소, 기계기술연구소 등의 6개 기관에서 특성평가 및 데이터 베이스를 관리하고 있다.

개발기간은 1987년부터 제1기 3년으로 되어 있고 1990년부터 제2기 2년으로 되어 있다. 제1기에서는 두께 1~10mm, 직경 30mm의 소형시편을 제작하고 제2기에서는 같은 두께로 300mm의 판의 제작을

목표로 하고 있다. 표 4에서는 재료설계부분의 연구내용 및 해당기관을 보여주고 있다. 이들 해당 기관에서는 형상(Structure)과 사용조건(Boundary Condition)에 따른 개발명제를 설정하고 지식 축적으로부터 합성 가능한 소재의 조합을 선택하게 된다. 다음으로는 풍부한 자료를 토대로 하여 소재의 조합에 따른 조직을 가정하고 혼합비 분포 상태에 의한 물성치 분포와 열응력 최소조건을 추정하게 된다. 이 과정은 최적치가 얻어질 때까지 반복하여 최종적으로 소재의 조합 및 조직분포를 결정하게 된다.

그림 16에 NASP에서 기체표면 온도를 2000K로 한 능동냉각 System을 가정하여 설계된 결과를 보여주고 있다. 소재로는 CVD법으로 합성가능한

표 4) 재료설계부분의 연구내용

연구 항목	연구 목표	연구담당기관
(1) FGM 재료설계를 위한 물성 Data 추정 기술에 관한 연구	각종 합성법에서 미세조직 해석을 통한 경사물성 Data를 추정하는 기술을 확립	동경공업대학
(2) FGM이론 Model 및 열응력해석방법의 개발에 관한 연구	FGM 설계에 있어 열응력최소화를 위한 기초이론을 정립하고 해석 Program을 개발	항공우주기술연구소
(3) 계산기용에 의한 FGM 재료 설계지원 System에 관한 연구	상기(1) 및 (2)의 성과를 Expert System으로 조합하여 최적조성, 조직분포를 결정	다이킥공업

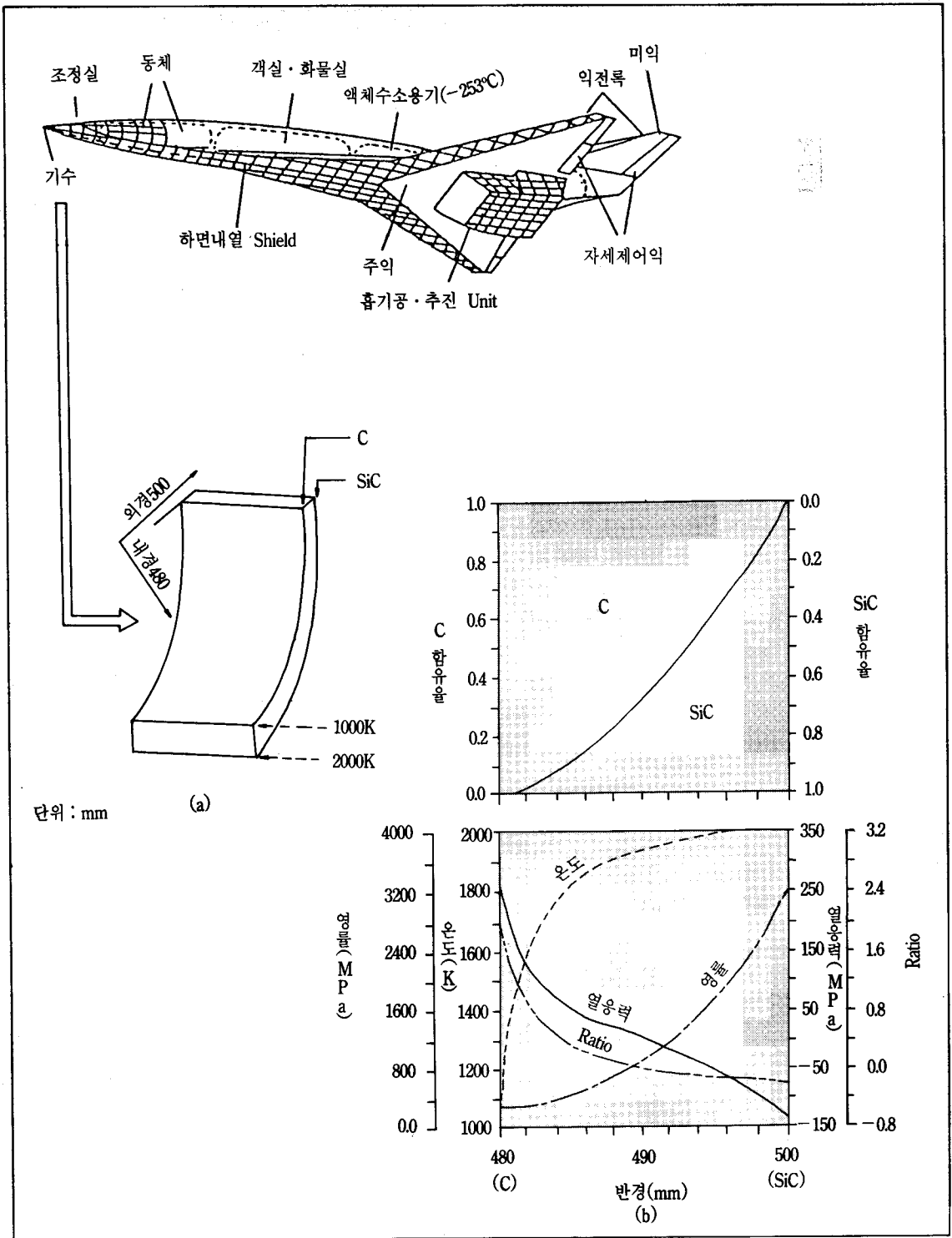


그림 16) 경사기능재료설계 예 (a) Space Plane 외관재료로서 CVD법에 의해 SiC와 C의 재료를 합하여, 기체표면온도를 2000K, 내표면온도 1000K로 설계했다. 파괴강도와 열응력의 비(Ratio)가, 본설계예에서는 (b)의 경우가 된다.

표 6) 구조제어부문 연구내용

I. 물리·화학증착법에 의한 조성 제어기술에 관한 연구	(1) 물리증착법 (2) 화학증착법 (3) 물리·화학 증착융합법	PVD(Physical Vapor Deposition)법에 의해 피복층의 조성제어 조건을 확립한다. 세라믹스로부터 금속 CVD법에 의한 SiC/C계의 경사 기능재료 합성기술을 확립 물리·화학증착법을 조합하여 SiC/C 금속계의 연속제어기술을 확립한다.	과학기술청 금속재료기술연구소 동북대학 금속재료연구소 주우전기공사
II. 입자배열법에 의한 구조제어 기술에 관한 연구	(1) 입자분사법 (2) 입자증착법에 의한 적층배열 기술	세라믹스 분말, 내열고속분말, 세라믹스, 휘스카 등의 분사층에 대해 가압소결 거동 및 미세구조제어의 연구 세라믹스 재료와 Ni 기초합금을 이용하여 대형 경사기능재료의 제조를 위하여 적층법에 의한 광역배열, 성형소결 기술을 개발	동북대학공학부 재료공학과 일본강관
III. 용사법에 의한 적층 성형기술에 관한 연구	(1) 이중입자독립 용사기술 (2) 이중입자동시 용사기술	2대의 용사 장치를 이용하여 금속과 세라믹스로 되는 경사 조성적층체의 창제조건을 검토 상기 기술을 One gun으로 통합하고 용사적층법에 의해 세라믹스와 금속의 일체, 성형기술을 완성한 경사용사적층 구조제어기술을 확립	
IV. 자기발열반응법에 의한 강제제어 기술에 관한 연구	(1) 반응제어기술 (2) 광역제어기술	자기발열반응법에 의한 봉화물, 금속계 조직을 복합화하여 반응 조직, 미세 조직 등의 제어기술을 확립 고압없이 대형성형체를 얻을 수 있는 광역합성기술을 확립하고 이 기술을 기반으로 봉화물-금속계 경사기능 재료를 제작	대판대학 산업과학연구소 동북공업기술시험소

SiC/C FGM를 채용했다. 여기에서는 최적설계 평가기준으로 열응력 최소화와 중량최소화의 2가지가 고려되고 있다. 구조제어부문에 대한 연구 내용은 이미 앞에서 설명된 FGM의 합성방법을 이용하여 표 6에 정리된 각각의 해당기관에서 연구를 수행하고 있다.

6. 맺음말

경사기능재료(FGM)에 관한 보고들을 기초로

하여 경사기능재료의 개념, 제조방법, 평가방법 등을 살펴 보았는데 현재로서 이들 재료 개발의 주된 목적은 가혹한 비행환경에 견딜 수 있는 열응력 완화형 재료개발이다. 미국에서 Space Shuttle이 제작 가능했던 것은 이에 관련된 기술축적이 20년 이상 지속되어 온 결과의 산물이라는 점을 고려할 때, 경사기능재료의 실용화에는 아직 여러 문제점들이 있고, 따라서 착실한 연구개발만이 가까운 장래에 이 재료를 실용화 시킬 수 있을 것으로 기대된다.

항공우주개발의 주도권은 아직도 미국이 갖고 있지만 최근 일본에서 경사기능재료와 같은 첨단재료 개발에 많은 투자와 노력을 하고 있는 점을 볼때 항공우주 분야에서도 그들의 힘을 발휘할 날이 곧 도래될 것으로 생각된다.

국가간의 기술경쟁이 치열하고 또한 기술이전이 쉽지 않은 현 상황에서 경사기능재료의 특이성과 고부가 가치성을 고려할 때 이 분야에 대한 기술수준의 격차가 깊어지기 전에 우리 나라에서도 관심을 가지고 연구를 시작해야 될 시점에 직면해 있다고 본다.

참 고 문 헌

[1] O. A. Buchmann : "Thermal Structural Design Study of Airframe Integrated Scramjet", NASA-CR, 3141(1979).

[2] M. Koizumi : Proceedings, The 1st International Symposium, FGM, Sendai, (1990), 3.

[3] M. Sasaki, and T. Hirai : J. Cera. Soc. JPN. 97, (1989), 539.

[4] C. Kawai, and T. Igarashi : Proceedings of the 2nd Nippon Seramikkusu Kyokai Autumn symposium(1989), 222.

[5] A. Kawasaki, H. Hirose, H. Hashimoto, R. Watanabe : 일본 분체 및 분말야금, 37(7), (1990), 14.

[6] M. Yuki, M. Toshikazu, I. Toshio, A. Kawasaki, R. Watanabe : 일본 분체 및 분말야금, 37(7), (1990), 21.

[7] N. Yanagisawa, N. Sata, N. Sanada : Proceedings, The 1st International Symposium, FGM, Sendai, (1990), 179.

[8] 池野 進 : 제2회 경사기능재료에 관한 Symposium, (Japan), (1988), 19.

[9] R. Watanabe : Private Communication.

[10] 新野 正之 : 일본의 재료와 기술(1988), 66.

[11] A. Kumakawa, et al : Proceedings, ESA Symposium on space Applications of Advanced Structural Materials, (1990).

[12] H. Takahashi : "일본 분체분말야금협회, 1990년 춘계대회 특별강연" 일본 분체 및 분말야금, 37(7), (1990), 5.

[13] 우주개발위원회 장기정책간담회 보고서, 일본과학기술청, 1987년 5월.