特 輯

항공기용 금속복합재료의 현황과 전망

김 진
(구조해석연구실 선임연구원)

77.2 한양대학교 기계공학과 졸업(공학사)
77.3-82.8 국방과학연구소 연구원
86.5 University of Delaware 기계과졸업(박사)
87.6-현재 한국기계연구소 선임연구원

이 상 관
(복합재료실 연구원)

'86.2 경북대학교 공과대학 금속공학과 졸업(학사)
'88.2 경북대학교 대학원 금속공학과 졸업(석사)
'88.3-현재 한국기계연구소 연구원

1. 서론

항공기 구조용재료로 고려되는 섬유강화 금속복합재료는 보강섬유를 고온용 세라믹 화이버인 탄화규소, 알루미나, 보론 섬유등을 이용하고 기지재료로는 대표적으로 알루미늄 합금을 사용하여 최고 300℃ 정도 까지의 응용이 가능한 일반 기체구조용 금속복합재료와 기지재료를 Al합금 대신에 Ti 및 Ni기 초내열합금, 금속간 화합물을 사용하여 고온 특성이 요구되는 극한 온도환경에 적용이 가능한 기체구조용 및 터어빈 블레이드같은 엔진부품용 금속복합재료로 구분할 수 있다. 일반 구조용 금속복합재료의 대표적인 예로는 Boron을 보강섬유로한 B/Al로 Space Shuttle의 동체 중간부위 구조용 Tube로 제조하였는 데 기존 알루미늄 동체무게보다 44% 무게 감소를 가져왔다. 다른 예로는 Speed brake 및 Landing gear용유압 Cylinder의 reservoir에 응용 개발되고 있는 SiC 입자 강화 알루미늄 금속복합재료를 들 수 있다. 이들은 일반적인 복합재료의 특성인 높은 비강도, 강성으로 인한 경량효과와 높은 횡방향 및 층간 전단강도, 기존 금속재료와의 용이한 결합성 등의 장점이 있다. 최고 1250℃까지 적용이 가능한 금속복합재료는 NASP (National Aero Space Plane) 개발에 따라 요구가 높아진 동체 구조재용의 Ti기지 금속복합재료와 금속간 화합물 기지 복합재료 (IMC)이며, 900℃이상의 온도에서 사용이 가능한 텅스텐 Wire보강 니켈기지 금속복합재료의 응용은 금속복합재료의 상온 및 고온에서의 우월한 비강도, 강성도를 이용한 경우이다. 또한 복합재료의 재단성 (Tailorability)을 이용한 정밀부품의 열팽창계수 설계에 응용된 경우는 기존의

금속 및 세라믹 부품과의 치수 안정성-특히 우주 환경 같은 극한 환경에서의-을 유지하기 위하여 미세입자 세라믹 보강섬유를 보강한 금속복합재료가 우주 망원경의 거울지지대 및 미사일 유도장치의 Gimbal지지 구조재로의 활용이 있다. 일반적인 금속 복합재료의 문제점으로는 세라믹 보강 섬유와 금속 기지재료사이의 화학적으로 불가능한 양립성, 열팽창계수 차이로 인한 열적 잔류응력 발생, 상온에서의 기지재료 취성화, 고온에서의 낮은 내산화성이 있으며, 실용적인 측면에서 앞의 문제점으로 인한 신뢰성 있는 제조방법의 미확립 및 높은 생산단가를 들 수 있으나, 경량이며 고온에서의 높은 비강도, 강성도는 이러한 문제점을 능가하는 좋은 미래의 항공재료로 긍정적인 평가를 받고 있다.

여기서는 일반적으로 고려되고 있는 금속복합재료의 구성재료인 보강섬유와 기지재료에 대해 살펴보고, 그 제조 방법에 대한 간략한 고찰과 실제로 응용개발되고 있는 기체 구조용, 엔진용 금속복합재료의 문제점 및 그 전망을 더불어 논하고자 한다.

2. 항공기용 금속 복합재료의 보강섬유 및 기지재료

항공기용 금속복합재료에 사용될 수 있는 보강섬유는 제조온도 및 적용온도가 고온이므로 화학적으로 기지재료와 화학적 양립성이 좋아야 하며, 열기계적으로 고온강도가 우월하여야 하며, 열팽창계수 차이가 적어야 한다. 또한 파괴인성치를 높일 수 있는 직경이 상대적으로 큰 보강섬유(75～150μm)의 사용이 요구되고 있다. 위에서 언급된 요구사항은 선택되는 기지재료에 따라 화학적 양립성과 열팽창계수 차이로 인하여 보

표 1) 각종 보강섬유

Fiber	Strength (MPa)	Modulus(GPa)	Density(1b/in^3)	CTE(10^{-6}/℃)	Diameter(μm)
Boron	1520	214	0.095	6.1	140
Al_2O_3 (Saffil RF grade)	2000	310	0.119	7.0	3
Al_2O_3 (FP)	1380	379	0.141	8.5	20
Al_2O_3 (Sumitomo)	1500	200	-	-	17～19
Nicalon SiC	2760	200	0.093	3.1	10～15
SCS-2 (AVCO)	3450	407	0.11	5.0	140
Tyranno (Si-Ti-C)	2800	195	0.90	-	8～10
SiC_w (Tokawhisker)	14000	400～700	0.118	5.0	0.1～1.0
Al_2O_3-SiO_2 (Kaowool)	1400	120	0.09	-	2
Carbon P-55 (Amoco)	2100	380	0.072	-1.0	10

강섬유와 계면에서의 결합상태가 달라진다. 300～800℃에 적용되는 금속복합재료용 보강섬유로는 알루미나 (Al_2O_3), 탄화규소(SiC),보론(B) 및 탄소섬유등이 휘스커 및 장섬유 형태로 많이 이용되고 있으며, 표1은 여러 종류의 보강섬유들의 기계적 성질을 보여주고 있다. 장섬유 형태로는 표면처리된 탄소섬유가 가격면에서 가장 바람직한데, 현재 일본의 Tcho Benson사는 탄소 섬유에 알루미늄박을 입혀 제조한 복합재료 중간재 (Prepreg)를 개발하여 소량 제조하고 있는 실정이다. 단섬유형태로는 SiC 입자를 주조 방법에 의하여 알루미늄 기지재료에 분산 강화시켜 제조한 Alcan의 SiCp/Al 금속복합재료는 Al에 비해 2～30%증가된 비강도, 강성을 가지며, 탄소섬유/에폭시 복합재료에 비하여 비강도대 가격에 있어서 낮은 값으로 가격면에서 유리한 장점을 가지고 있으나 신뢰성이 관련된 피로특성이 불안정한 단점을 가지고 있다.

800℃ 이상의 온도에 사용되는 보강섬유로는 세라믹 섬유인 SiC, Al_2O_3등이 있지만, 이 보강섬유들은 1000℃ 부근에서 급격한 강도 저하를 가져오므로 NASP개발에 필요한 최고 1250℃의 온도에 적용가능한 보강섬유로는 적합하지 못하므로 Beryllides, Titanium Diboride, Titanium Carbide, 단결정 섬유 같은 새로운 보강섬유 개발이나 코팅기술개발이 필요하다.

항공기용 금속복합재료의 기지재료로는 일반 구조재인 경우에 150～300℃의 온도범위에서 Al 합금이 사용되고 있으며, Mg합금은 열적 안정성이 좋으며 열팽창이 적은 경우에 그 사용이 고려되고 있다. 900℃ 이상의 온도 범위에서는 Ti합금이나 Ni합금을 사용하여 고온 구조재 및 제트엔진 부품 개발에 활용되고 있으며 기지재료의 성질은 상대적으로 잘 알려져 있지 않지만 높은 고온특성을 가진 Ti_3Al, NiAl, Ti-24Al-11Nb, Fe-40Al, $NbAl_3$ 등과 같은 금속간화합물을 기지재료로한 금속복합재료 (IMC : Intermetallic Matrix Composites)의 연구가 활발히 진행되고 있다. 기지재료와 보강섬유 자체만으로는 요구되는 항공기용 구조재 특성에 독립적인 만족을 주지 못하고 복합재료화 되어야만 특성에 따라서 충분히 제 기능을 발휘하는 지를 알 수 있게 되므로, 각각의 기지재료와 보강섬유의 조합은 제조방법, 구성재료사이의 젖음성 및 열팽창계수의 차이에 따라 그 특성이 달라지게 된다.

일반적으로 150～300℃ 온도범위에 적용되는 Al합금 기지재료 금속복합재료는 대량생산에 적합한 주조 및 2차 소성가공을 사용하지만 900℃ 이상의 온도에 적용되는 고온용 금속복합재료는 고상의 기지재료상태, 즉 분말야금, Diffusion Bonding, Plasma Vapour Deposition방법 등으로 제조하게 되므로 제조단가가 높고 생산성이 낮다.

3. 기체구조용 금속복합재료

항공기용 구조재에 일반적으로 요구되는 것은 높은 강도 및 강성도, 낮은 밀도에 의한 경량화이다. 이에 부응하여 최근에 180～350℃ 온도부근에 적용되는 구조재로는 고강도 철 및 알루미늄, 티타늄을 대체 할수 있는 RSP 에 의한 Al 합금 및 세라믹 섬유 보강 Al기지 금속 복합재료로 간주되고 있다. 항공기 구조재용 Al기지 금속 복합재료로는 주로 입자, 휘스커, 장섬유 형태의

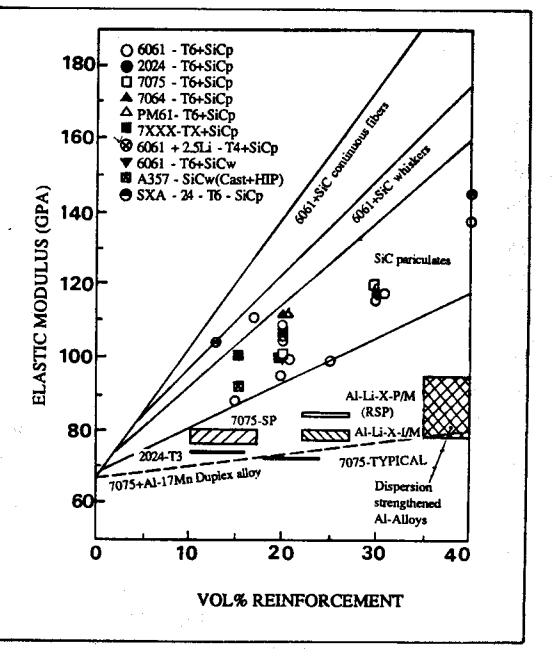

그림 1) 강성도 비교

SiC를 보강하여 제조한다. 40% 체적율의 입자를 강화시킨 경우는 Al 기지재료에 비해 2배이상의 비강성도를 얻을 수 있다. 장섬유 보강의 경우는 3～4배 이상의 비강성도를 얻고 있으며, 비강성도는 최대 60% 보강섬유 체적율까지 거의 직선적으로 증가한다. 그림 1은 각각의 Al 기지 금속복합재료의 강성도 비교를 나타내고 있다.

세라믹 섬유보강 금속복합재료에서 기본적으로 기대되는 효과는 높은 비강성도이나 보강섬유 체적율의 증가에 따라 강도의 증가도 가져온다. 그러나 강도의 증가는 기지재료의 특성 및 계면상태, 그리고 화학적 반응성에 따라 그 효과가 달라진다. 낮은 항복 강도를 갖는 기지재료를 사용하게 되는 경우는 복합재료의 파괴가 계면에서 보다는 보강섬유에서 일어날 가능성이 높아 복합재료의 강도가 높아지는데 이것은 낮은 강도의 기지재료가 단순히 보강섬유와 다른 보강섬유사이에서 하중전달 (load transfer) 역할만 하는 것과 같다. 그러나 고온에서의 강도유지는 기존 Al 합금에 비하여 급속히 저하되는데 이것은 온도의 증가로 인한 보강섬유의 강도 저하 및 계면에서의 결합강도 저하로 추론 할 수 있다.

항공기용 구조재는 강성 및 강도와 더불어 높은 인성과 피로 특성이 함께 요구된다. 그러나 현재 항공기용 구조재로의 사용을 고려중에 있는 금속복합재료는 낮은 인성과 연신율, 그리고 피로특성을 나타내는 문제점이 있다. 이것은 세라믹 보강 섬유로 인한 연신율의 급격한 감소로 인한 것과 파괴될 때에 소성변형의 보강섬유와 기지재료 계면에서의 집중화 (localization)로 인한 void 성장의 감소로 인한 것으로 알려져 있다. 피로특성은 항공기 구조물의 손상 허용치를 설계하는데 필요한 기본적인 사항인데 세라믹 섬유를 보강한 금속복합재료의 저주기 피로특성은 기존의 Al 합금에 비해 우월하나 고주기 피로특성은 그림 2와 같이 반이상 떨어져 현재 금속복합재료의 항공기 구조재 응용에 가장 문제시 되고 있는 요인이다. 실제로 Alcan이 개발한 SiCp/Al금속복합재료도 항공기의 Speed brake 같은 구조물용으로 응용 개발 되었으나, 현재 피로 특성상의 문제로

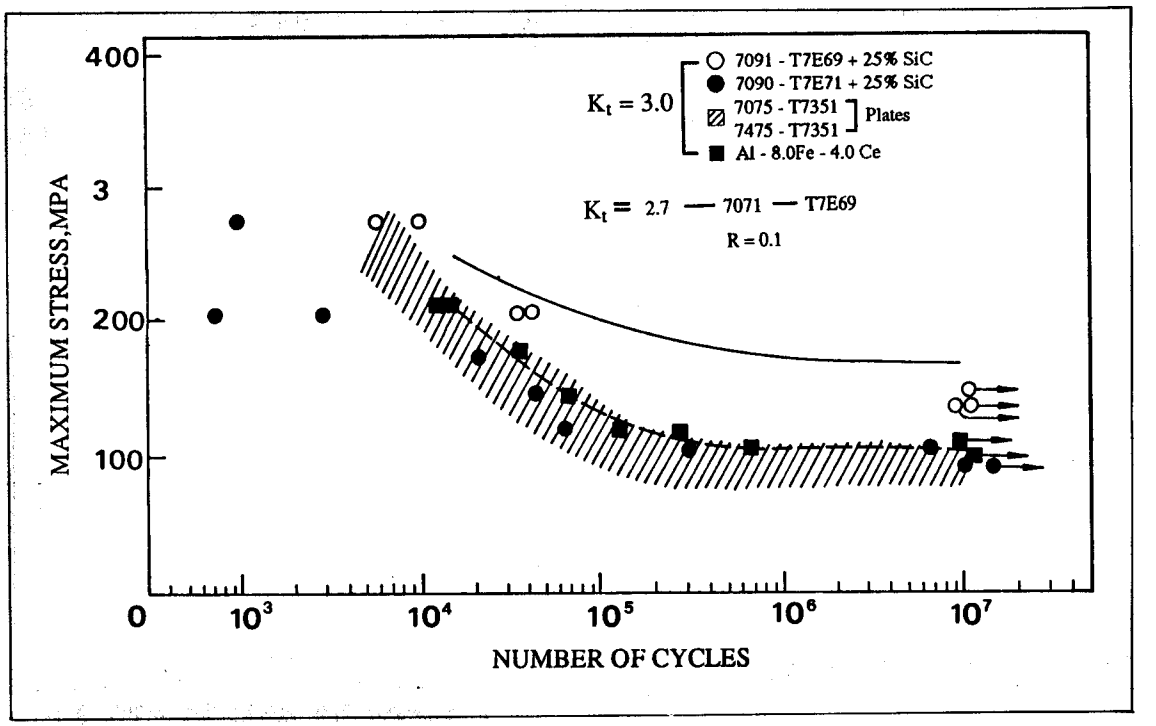

그림 2) 금속 복합재료의 S-N 피로 곡선 비교

표 2) ARALL의 특성 비교

Property	ARALL (1.3mm thick)	7475-T76 (1.6mm thick)	Unidirectional Gr/Epoxy
UTS (MPa)	826	545	1241
Elastic. Modulus (GPa)	68	69	145
Elongation (%)	1	12	–
Failure Strain (%)	2.2	13	0.9

Al-Li합금으로 기지재료를 대체하여 피로특성을 향상시킨 금속복합재료가 개발되고 있다.

Al 이외의 기지재료로서 Ti 및 Cu, 금속간화합물을 기지재료로한 금속복합재료가 항공기용 및 우주용 구조재로서 개발되고 있다. Ti합금의 경우는 주로 Textron Specialty의 SCS-6 탄소규소 섬유를 보강 섬유로 하여 α-β Ti합금 (Ti-6Al-4V, Ti-4.5Al-5Mo-1.5Cr), metastable β Ti 합금(Ti-10V-2Fe-3Al, Ti-11.5Mo-6Zr-4.5Sn, Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al) 등을 기지재료로 하여 Plasma Spray에 의해 Preform sheet를 만들어 Diffusion Bonding을 하여 제조한 금속복합재료는 고온 및 내식성을 고려한 항공기용 구조재를 사용하려고 한다. 그러나 제조중에 계면 반응층의 생성으로 인한 보강섬유의 강도 저하는 복합재료의 특성저하를 야기시키므로 보강섬유 표면의 코팅 및 제조 방법의 개선이 요구되고 있다. Cu를 기지재료로 한 금속 복합재료의 항공기 구조재로의 활용은 앞의 기지재료에 비해 다소 제한적이나 SiC/Cu 경우 강도의 증가가 기존 Cu에 비해 4～7 배 높고 Graphite/Cu 경우 열전도성의 증가로 인하여 NASP 같이 냉각구조재가 필요로 항공구조물의 활용이 예상되고 있다. 고분자복합재료나 일반 금속복합재료로 구분되지 않는 Hybrid 형태의 항공기용 복합재료구조재로 ARALL (ARamid ALuminum Laminate) 을 기체 구조용 복합재료로 언급할 수 있는데, 이것은 Al 판재로 aramid섬유를 보강하고 에폭시 Prepreg를 Sandwich화 하여 압연하여 제조한 판재로 균열방지 효과로 인하여 피로 및 파괴특성이 요구되는 항공구조물에 적합하다. 이에 대한 특성비교는 표2에서 알 수 있는데 활용된 경우는 미공군의 C-17 의 Cargo door로 사용된 예가 있으며 C-17 의 수직,수평꼬리날개 및 Fokker 항공기의 비상용문 및 E-3/AWAC, Dash 8의 inboard flap 사용이 고려되고 있다.

4. 엔진부품용 금속복합재료

터빈 블레이드는 중요한 엔진 부품중의 하나이며 주로 초내열합금을 일반적으로 사용하여 980℃까지 사용하고 있다. 그에 비하여 섬유보강 내열합금 (Fiber Reinforced Superalloy) 기지 복합재료는 강화 방향으로 강도를 증가시키며 최고 사용온도를 초내열합금 보다 200℃ 정도 높은 범위에 적용할 수 있으며 횡방향의 성질과 Creep 저항치를 높일 수 있는 장점을 가지고 있다. 터어빈 블레이드는 운용상 요구되는 특성으로 저, 고주기피로, 열피로 등의 주기성 응력 및 변형율을 견딜 수 있어야 되는데 제한된 범위에서 얻은 텅스텐 와이어 보강 내열합금기지 복합재료는 기존내열

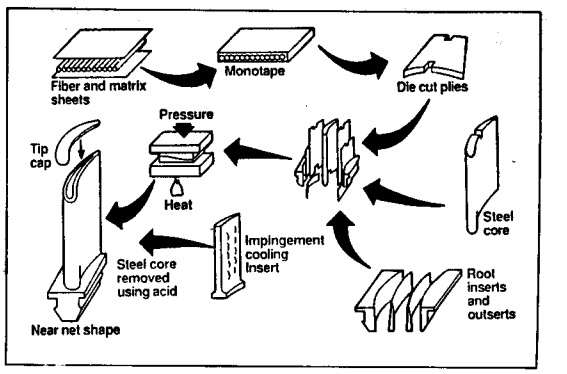

그림 3) Superalloy 기지 금속복합재료 터어빈 블레이드 제조

합금에 비하여 월등한 향상을 보여 주고 있다. 그림3은 NASA Lewis에서 Superalloy 기지재료에 텅스텐 보강섬유를 사용하여 만든 터어빈 블레이드 제조 과정을 보여주고 있는데 여기서는 Preform 형태의 적층판을 Arc-Spray에 의하여 제조하였다.

현재 Superalloy 기지 금속복합재료는 설계 및 성능예측을 위한 충분한 자료를 축적할 정도로 성숙된 항공기용 금속복합재료는 아니나 1000℃ 이상 적용가능한 금속섬유개발과 열팽창계수 차이를 조절할수 있는 방안 개발과 더불어 터어빈 블레이드 및 로켓엔진 부품 등의 고온재료로서의 활용 가능성이 높다. Superalloy 기지 금속복합재료와 같이 항공기 및 우주용 엔진부품 금속복합재료로 개발 중에 있는것으로는 Ti 및 금속간화합물 기지 금속복합재료를 들 수 있다. Ti 기지재료 경우는 반응성이 높아 어떠한 보강섬유와도 반응을 하여 계면에서 반응층을 형성시켜 Void를 발생시키나 900℃ 까지의 고온강도 유지성으로 인하여 SiC 보강섬유를 사용하여 고온재료로 개발되었다. SiC/Ti 금속복합재료 경우도 Superalloy기지 금속복합재료와 동일한 제조방법으로 Plasma Spray 에 의해 Preform Sheet를 만들고 Diffusion Bonding으로 성형하는데 Textron사의 SCS-6/Ti-6Al-4V와 SCS-6/Ti-15V-3Cr 복합재료는 기지재료에 비해 강도는 50%이상, 강성도는 2배 정도 얻어 Turbofan 엔진의 Fan, Compressor, Turbine재료로 연구개발되고 있다. Ti의 적용온도보다 높은 800~1000℃ 온도범위에 적용되는 금속복합재료로 금속간화합물 기지복합재로 (IMC)를 고려하고 있는데 기지재료로 Ti_3Al, TiAl, FeAl, Ni_3Al, NiAl를 사용하여 1250℃ 이상의 온도에 적용이 가능한 복합재료를 개발하여 고온환경에서 얇은 두께의 구조적 요구를 만족 시키려 하고 있다. 현재 Martin Marietta 에서 만든 TiAl 기지재료에 Titanium Aluminide를 In-Situ Dispersoid한 IMC는 TiAl자체에 비해 온도범위(900℃)는 비슷하나 인장강도와 압축강도가 2배정도 증가하였다. NASA Lewis에서 Powder Cloth에 의해 만들어진 SiC/Ti-24Al-11Nb의 경우는 단결정초내열합금 NASAIR

표 3) 금속복합재료 시장예측, 1988-2000 (in millions of $U.S.)

Type	1988	1993	2000	AAGR(%)
Aluminum	12.0	35.0	78.3	16.9
Magnesium	2.0	8.9	20.0	21.2
Titanium	1.0	2.6	14.1	24.7
Copper	1.4	5.5	28.3	28.5
Intermetallic				
w/NASP	1.6	7.0	47.4	32.6
w/o NASP	1.6	7.0	22.9	24.8
In-Situ	1.6	6.5	25.6	26.0
Other	0.4	3.3	7.0	26.9
Totals				
Commercial	3.1	15.2	48.3	25.7
Defense				
w/NASP	16.9	53.6	180.5	21.8
w/o NASP	16.9	53.6	156.0	20.3
All				
w/NASP	20.0	68.8	228.8	22.5
w/o NASP	20.0	68.8	204.3	21.4

100에 비해 월등한 비강도를 가져 고온재료로의 높은 가능성을 보여주고 있다. 현재 Ti_3Al 기지 재료로한 SiC/Ti_3Al 복합재료는 1200℃까지 인장강도 유지가 초내열합금에 비해 월등한 것을 보여주고 있으나 계면에서의 화학반응과 구성재료의 열팽창계수차이로 인하여 1200℃이상에서는 사용하기가 용이치 않다. 이는 근본적으로 재연성 있는 생산기술이 확립치 않아 새로운 단결정의 보강섬유 개발과 더불어 더욱 많은 연구개발이 필요한 실정이다. 그러나 IMC는 21세기에 사용하리라 예상되는 마하 2,3에 운용되는 고속여객기(HSCT)에 사용되는 엔진 (최고온도 1650℃)의 Compressor 재료로 고려되어 세라믹 복합재료와 사용되어 엔진무게의 50% 감소효과와 4개의 엔진 사용시 항공기 전체무게의 40% 감소로 초기의 개발비 감소와 더불어 운용비용도 감소시킬 수 있는 높은가능성의 항공기용 엔진부품 금속복합재료로 간주되고 있다.

5. 금속복합재료의 전망

금속복합재료는 고분자 복합재료에 비해 기본적으로 적용온도 범위가 높고 실용화에 있어서 걸림돌이 되는 경제적인 측면에서도 입자강화 금속복합재료는 오히려 고분자 복합재료에 비해 낮은 가격으로 공급가능한 실정으로 응용의 선택에 따라 높은 적용가능성을 가지고 있다. 넓은 범위로의 금속복합재료 응용을 위해서는 기술적으로 요구되는 제품의 특성에 맞게 기존구성 재료의 특성을 고려한 재료선정과 제조공법개발이 금속학적 측면검토보다 더욱 효율적인 접근방법이며, 제조단가를 낮추기 위해서는 보강섬유에 있어서 사용중인 Boron, Al_2O_3, SiC섬유가격보다 10배이상으로 값싼 새로운 보강섬유 개발, 혹은 고생산성의 탄소섬유 코팅기술이 요구되고 있다. 아울러 900℃ 이상의 고온에 응용이 적합한 Ti 및 금속간화합물, Superalloy 기지 복합재료 개발에 있어서는 수요가 상대적으로 낮고 제조기술의 어려움과 국내기반기술의 미확립으로 상당한 기간동안 기초적이고 실험실적인 연구가 선행되어져야 한다.

현재까지 금속복합재료를 높은 응용가능성을 가진 항공재료로 간주하여 지난 십여년간 4억불 정도를 연구비로 투자한 미국의 경우 지금은 거의 연구투자에 대한 열매를 맺는 단계라 볼 수 있는데 현재 금속복합재료 자체의 원자재 및 생산단가가 높음으로 인하여 군용항공기 및 인공위성 같이 경량, 고강도, 고성능이 요구되며 경제적인 측면보다는 기술적인 측면이 더욱 요구되는 분야에 적합하고 실제로 이분야에서 가장 많이 활용되고 있다. 그러나 금속복합재료는 궁극적으로 기존 금속재료를 대체해 나갈수 있으라 예상되는데 사업적인 응용, 자동차, 전자재료에 있어서 지난 5~10년 동안 매년 연구비가 150% 이상씩 증가된 것 으로 알수있다. 현재 금속복합재료 시장은 매년 2천만불 수준이나 표 3에서 보는 바와 같이 2000년도까지 특히 항공분야에서 급속도로 성장하는 재료로 예상되고 있다.