

세라믹 매트릭스 복합재료 연구 개발 동향 및 전망

이태호*

Review of the Research and Development of Ceramic Matrix Composite Materials and Future Works

Tae Ho Lee*

ABSTRACT: Ceramic matrix composites (CMCs) consist of such reinforcements as carbides, nitrides, borides and oxides, which have high melting points, low density, high modulus and high strength, for the purpose of increasing toughness. These materials are used for heat shielding systems for aerospace vehicles, high-temperature gas turbine combustion chambers, turbine blades, stator vane parts, etc. Oxide CMCs are used for the components of burner and flame holder and the high-temperature gas duct. CMCs are also applied to brake disks, which are subjected to severe thermal shock, and slide bearing parts under heavy loads. The research and development of the CMC are progressed for the strategic purpose in defense and energy industry; for instance, for aerospace applications in the U.S., and for hyper-speed aircraft, gas turbines, and atomic fissions in U.S., Japan, and Europe.

초 록: 세라믹 기지 복합재료는 세라믹 기지에 고 용융 온도, 낮은 밀도, 고 탄성과 강도를 가진 탄화물, 질화물, 보론화물, 산화물 등의 강화재료를 끼워 넣어 파괴 인성을 높인 것이다. 이들 소재는 우주 비행체의 열 차폐 시스템, 또 고온의 가스 터빈의 연소실, 터빈 블레이드, 고정자(Stator) 베인 등의 부품에 사용되며, 버너와 화염 유지기(Flame holder), 고온 가스 덕트에는 산화 CMC가 사용되고 있고, 극심한 열 충격이 일어나는 브레이크 디스크나 시스템의 부품, 그리고 슬라이드 베어링 부품에도 활용되고 있다. 이러한 CMC에 대한 연구 개발은 미국의 우주 비행체 활용 목적을 비롯하여, 미국, 일본, 유럽에서의 초고속항공기와 가스 터빈용, 그리고 핵 융합용 등의 목적으로 국방과 에너지 산업과 같은 전략적 분야의 활용을 목표로 개발되고 있다.

Key Words: 세라믹 기지(Ceramic matrix), 화학 증기 침투(Chemical vapor infiltration), 비 강도(Specific strength), 열 충격(Thermal shock)

1. 서 론

세라믹 물질은 크게 두 부류로 나눌 수 있는데, 첫 번째는 전통적이며, 오래 전에 개발된 것으로, 열 절연체, 전기 저항/전도체의 비금속 특성을 가진 것으로, 벽돌, 도기, 타일, 그리고 예술적 목적으로 사용하는 것들이 있다. 다른 한 부류는 비교적 새로운, 세라믹 물질로서 세라믹 기지 복합

재료로서 관심을 끄는 물질이다. 여기에 속하는 물질에는 실리콘, 알루미늄, 티타늄, 지르코늄 등의 산화물, 질화물과 탄화물들이 있다. 세라믹 재료들이 가지고 있는 장점은 내마모성, 고강도와 경도, 높은 용융점, 낮은 밀도 등을 들 수 있는데 반면에 낮은 파괴 인성과 취성, 그리고 열 충격에 약한 것이 큰 단점이다. 이와 같이 세라믹 재료는 나름대로의 장점에도 불구하고 금속에 비하면 인성이 매우

Received 9 May 2014, received in revised form 7 August 2014, accepted 8 August 2014

*Senior Research Fellow, ReSeat Program, Korea Institute of Science and Technology Information,
Corresponding author (E-mail: taeho0547@resear.kr)

약한데, 이 인성을 증가시킨 것이 세라믹 기지 복합재료이다. 즉 세라믹 기지에 강화재료로서 고 용융온도, 낮은 밀도, 고 탄성과 강도 등을 가진 소재를 끼워 넣어 만든 것이다[1,2]. 강화재료로 사용하는 재료들은 탄화물, 보론화물, 산화물로서, 대표적인 것으로는 탄소, 탄화 실리콘, 티타늄 보론화물, 질화 실리콘, 알루미늄 등이 포함된다. 이들의 형태는 섬유, 휘스커(Whisker), 입자로 되어 있다. 기지 재료와 강화 섬유는 세라믹 재료이지만 탄소와 탄소섬유도 세라믹 복합재료로 간주한다. 일반적으로 복합재료는 두 가지 이상의 물질을 서로 구분되는 계면을 갖도록 조합시켜 각각의 특성을 상호 보완 향상시킨 인공적인 재료이다[3]. 그리고 매트릭스의 종류에 따라 금속 기지 계(MMC; Metal Matrix Composite), 세라믹 기지 계(CMC; Ceramic Matrix Composite), 플라스틱 기지 계(Plastic Matrix Composite)로 구분한다.

한편 세라믹 복합재료는 강화재료(섬유)타입/기지 타입의 결합으로 이름을 붙이는 것이 상례이다. 예를 들어 C/C (카본/카본)는 탄소섬유 강화 탄소를, C/SiC는 탄소섬유 강화 실리콘 카바이드를 뜻한다[4,5].

2. 연구 개발 동향

2.1 세라믹 기지 복합재료의 특성

사용하는 강화재의 형태에 따라 입자 분산강화, 단 섬유 강화, 장 섬유강화로 분류되는데[6], 강화재료를 사용한 복합재료를 만드는 과정에서 중요한 것은 매트릭스 성분이 보강재료 사이로 전체에 균일하게 들어가야 한다. 이렇게 함으로써 복합재의 강도나 내구성 등에서 더 나은 물리적 특성을 얻을 수 있게 된다. 세라믹 기지 복합재료에 사용되는 섬유는 고온에 잘 견디는 성분만이 사용되고 있어, 장기간의 고온에 안정되고, 크리프 저항이 좋고, 산화에 안정되어야 한다. 이 각각의 특성 요구는 응용 형태에 따라 다르며, 유기질 섬유나 폴리머 섬유는 500°C 이하에서 물성 퇴화가 일어나고, 일반적인 유리 섬유는 700°C 이하에서 녹

거나 연화되어 CMC에는 적합하지 않다[7]. Fig. 1은 섬유 분류와 세라믹 섬유에 대한 그림이다[7].

세라믹 기지 복합재료는 높은 파괴 인성과 크랙 저항을 나타내는데, 그 메커니즘은 기지 복합재료에 심어진 (Embedded) 섬유들이 크랙에서 다리(Bridge) 역할을 하기 때문이다. 즉 기지가 섬유를 따라 미끄러질 수가 있어서 가능한 것이다. 이는 기지와 섬유가 약한 결합이어야 함을 뜻한다[4]. 세라믹 기지 복합재료의 이러한 결합은 증착 탄소나 보론 질화물의 얇은 층을 만들어 줌으로써 가능한데, 이것이 섬유와 기지의 계면 결합을 약하게 한다. 강한 결합의 경우에, 크랙을 브리지하기(Bridging) 위해서는 큰 연신율을 가져야 하는데, 통상적인 세라믹은 취성 인성으로 큰 크랙 저항의 세라믹 기지 복합재료(CMC)를 만들기 위해서는 섬유와 기지간의 결합을 약하게 하는 것이 필요하다. 산화-세라믹 기지 복합재료는 기지에 큰 기공이 있어 약한 결합을 만드는데 충분하다. 세라믹에 다른 세라믹(예를 들면 위스커 또는 섬유)을 복합하여 제조된 세라믹 복합재료는, 매트릭스가 당겨져 금이 갈 때 섬유들이 에너지를 흡수하는 역할을 하여 인장강도를 높이는 효과를 나타낸다. 인장강도의 개선 정도는 입자분산의 경우는 약 2배, 단 섬유 경우는 약 4-5배, 장 섬유의 경우는 조건에 따라 약 10-20배에 달하고 있다[6]. 세라믹 기지 복합재료 내에 기지 함량이 적을수록 높은 인장 강도(섬유의 인장강도 가까이)를 보이고 있으며 굽힘 강도는 낮아진다. 반면에 섬유 함량이 적어지면 높은 굽힘 강도를 보이나 인장 부하에서는 연신율이 0.05%를 넘지 못한다[4]. 이러한 섬유들의 물성을 결정짓는 기본적인 요소는 구조적인 특성과 연계되어 있다. 즉 결합(Bond) 타입, 결정질 그리고 분자의 방향성 등이다. 세라믹 섬유와 유리섬유는 3차원 공유(Covalent), 또는 이온 결합으로 다른 섬유 타입보다 우수한 성질을 보인다. 이 섬유들은 분자의 방향성이 없는 등방성으로 탄소 섬유 보다는 낮은 강도를 갖고 있다. Fig. 2에는 섬유 타입과 인장강도, 모듈러스를 각각 나타내고 있다[7].

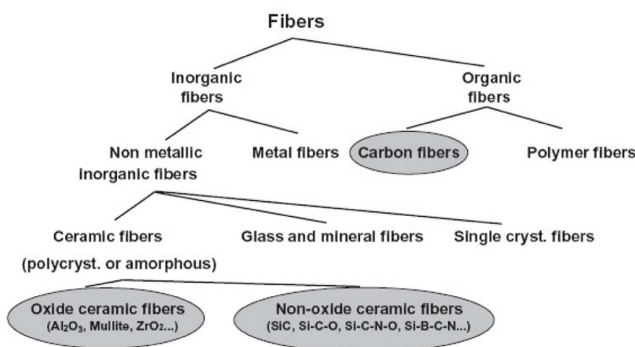


Fig. 1. Classification of different fibers types[7]

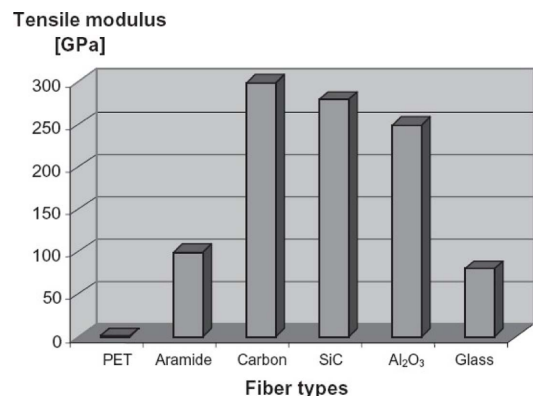


Fig. 2. Fiber types and tensile modulus [7]

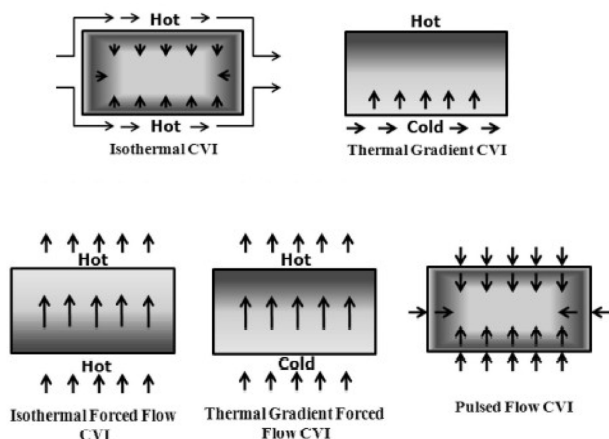
2.1 세라믹 기지 복합재료의 제조

고전적인 냉간 프레스 소결 방법은 단일 세라믹 제조 공법과 비슷하다. 이 공법은 물과 세라믹 기지 파우더(Powder)를 슬러리(Slurry)로 만들어, 이 혼합물에 유기 바인더 물질을 더 해주는데, 접착제는 소결 과정에서 타 없어진다. 즉 복합재료 휘스커들을 혼합물 속에 넣어 고압으로 압축시킨 후 소결 공정을 거치는데, 소결 과정에서는 혼합물이 자체 접착(Self-adhesion)을 하고 있도록 용융점 미만으로 열을 가한다. 소결 온도를 변화시켜, 기지 재료와 강화 복합재료의 열팽창으로 인한 크랙을 피할 수 있도록 한다[8].

화학 증기 침투(CVI)에서는 가스의 화학 증기 침투로 세라믹 기지가 세라믹 섬유 사이에 채워져 있는 것으로, 대표적인 것으로 C/C, C/SiC, SiC/SiC가 있다. CMCs는 섬유와 매트릭스 결합이 너무 강하지도 약하지도 않을 때 단단해지는데, 섬유와 기지의 결합은 기지 침투 전에 섬유에 증착된 계면을 통하여 통제된다[4,8,9]. 계면은 하중 전달과 기지 크랙의 변형과 확산 방호벽 등의 기능을 하는데, 가장 좋은 계면 물질은 결정 구조로 층을 이루는 것으로, 파이로 카본(PyC)과 질화 보론, 또는 PyC-SiC이나 BN-SiC 같은 다층 미세 구조, 즉 섬유 표면에 평형을 이루는 층들로 되어 있다[10]. 이 과정은 CVD(Chemical vapor deposition)로 알려져 있기도 하며, 큰 체적의 물질을 생산할 수가 있어 상업적으로 많이 사용되는 방법이다. CVI 방법의 장점은 고온에서의 좋은 기계적 물성, 크고 복잡한 형상을 거의 실제 형상에 가깝게 만들 수 있는 장점이 있고, 기지와 섬유의 신축성을 들 수 있다. 단점으로는 확산에 의한 과정으로 속도가 느리고 비교적 고가라는 것이다. CVI 방법을 좀 더 세밀하게 구분하여 보면 다음 몇 가지로 나누어 볼 수 있다. 첫째 등온(Isothermal) 방법(ICVI)인데, 이 때 침투반응의 제어는 낮은 압력과 낮은 온도에서 하게 되어 침투물의 밀도 기울기가 최소화 되고 있다[6,11]. 다음은 온도 구배(Thermal Gradient) CVI이다. TGCVI는, 프리폼에 온도 구배를 두고

서 저온 측으로부터 가스가 흘러 들어가서 고온 측으로 확산되어 나가게 하는 방법이다. 다음으로는 프리폼의 양면 사이에 압력차를 두어 원료 가스가 강제적으로 유입(Forced flow)되게 하여 화학증기침투에 의한 침투가 효율적으로 되게 하는 방법이다. 이 강제 대류에 의한 경우 등온법과 온도 기울기 법이 적용되고 있다. 펄스(Pulse flow) CVI 방법도 있는데, PCVI는 반응기내의 압력을 주기적으로 낮춤으로써, 즉 진공으로 부산물을 끌어낸 후 프리폼 내부 공간에 순간적으로 신선한 원료가스를 보내 수 초 동안 머물게 하고, 다시 진공으로 끌어내는 사이클을 반복하는 방법이다[6,11,12].

액상 공정을 사용하는 기법으로는 용융 침투법(MI: Melt Infiltration), 액체 실리콘 침투법(LSI: Liquid Silicon Infiltration), 액체 고분자 침투법(LPI: Liquid Polymer Infiltration) 등이 있다[13]. 대표적인 용융 침투법은 용융 실리콘을 탄소 기지 상에 침투시켜 C/SiC 복합재료를 제조하는 기법을 들 수 있다. 탄소와 용융 실리콘의 반응 시 발생하는 열 때문에 섬유가 손상을 입어 기계적, 열적 특성이 저하될 수 있다. 그러나 높은 소결 밀도와 우수한 열전도도 특성을 갖고 있다. CMC를 제작하는데, 선정된 폴리머에 섬유 프리폼을 침투시키는 공법이 액체 고분자 침투법(LPI)이며, 또는 고분자 침투 열분해(PIP: Polymer Infiltration and Pyrolysis) 법이라고 한다. 경화(Curing)와 열분해(Pyrolysis)로, 바람직하지 않은, 기지에 많은 기공이 형성되기 때문에 많은 사이클의 폴리머 침투와 열분해 과정이 필요하다. 일반적으로 5-8회의 사이클이 사용되고 있으며, 폴리머의 축소로 인해 약 15%의 기공을 갖게 된다[4]. 고분자 침투 열분해(PIP)법은 슬러리 함침법(Slurry infiltration method)이라고도 하는데, polysilanes, poly-siloxanes과 같은 화합물을 단독 또는 SiC 분말과 혼합하여 슬러리를 만든 후, SiC 섬유 프리폼에 침투시킨 후 열분해 과정을 거치는 공법이다. 열분해 공정 시 부피 수축으로 균열이 발생하기 때문에 치밀한 복합재료를 얻기 위해서 반복 공정을 되풀이해야 하며, 공정 수율을 높이기 위하여 경화 공정이 필요하다. 경화 공정은 열 산화 경화법이 사용되고 있으며, 비산화물 계 무기물의 경우에는 산소로 인한 순도 저하와 안전성 손상의 문제로 최근에는 전자 빔, 이온 빔 혹은 감마선을 이용하는 방법이 개발되었다[12]. 액체 실리콘 침투법(LSI)은 C/C-SiC를 만드는 빠르고 경비가 적게 드는 공법이다. 액체 실리콘을 탄소/탄소 프리폼에 주입하는데, 기지를 약 900°C로 가열하게 되면 열분해가 일어나 많은 기공이 형성되고, 이것이 유동도 관 역할을 한다. 열분해가 완료되면, 진공에 넣고 액체 실리콘을 주입한다. 1650°C에서 수행하는데, 이것은 실리콘의 용융 온도 1414°C 이상이다. 탄소의 기공이 액체 실리콘의 유로가 되며, 주어진 압력과 온도 아래서 모세관 현상으로 흐르게 된다[8]. 이 과정으로 생산된 물질은 아주 기공이 적어 3% 정도된다.



source 11

Fig. 3. CVI techniques

3. 세라믹 기지 복합재료의 응용

CMC 재료는 일반적인 세라믹 재료의 단점인 취성과 낮은 파괴 인성, 그리고 열 충격 저항 등을 극복한 물질이다. 그러므로 CMC의 사용은 고온에서의 사용과 부식과 마모에 견디는 분야에 응용되고 있다. 대표적인 활용분야로는 대기권 재진입 시에 필요한 우주 비행체의 열 차폐 시스템으로, 여기에는 고온, 열 충격 조건과 함께 큰 진동 부하도 수반된다. 또 고온의 가스터빈의 연소실, 터빈 블레이드, 고정자(Stator) 베인 등의 부품에도 사용되고 있다. 버너와 화염 유지기(Flame holder), 고온 가스 덕트에는 산화 CMC가 사용되고 있으며, 극심한 열 충격이 일어나는 브레이크 디스크나 시스템의 부품에 사용되고 있다. 특히 부식과 마모가 심한 슬라이드 베어링 부품에 활용되고 있다. 한편 개발과 사용 관점에서 보면 미국은 우주왕복선의 발사와 재귀환에 필요한 내열소재 및 초고온 극한환경용 소재로 개발이 시작되었고, 일본은 세라믹 가스터빈을 대표로 하는 엔진의 에너지 및 열효율을 향상시키는 에너지 소재의 관점에서 진행되었으며, 유럽의 경우 전투기 및 극초음속 항공기용 소재로서 개발이 추진되어 왔다[14].

3.1 항공 우주에 적용

항공 우주용 부품의 경량화를 위해서 1950년대 이후 복합재료가 꾸준히 증가되어 사용되어 왔다. 모터케이스에는 유리섬유 복합재료, 아라미드 섬유 그리고 탄소섬유 복합재료의 순으로 개발 적용되어 왔다[15-20]. 초고속으로 비행하는 우주 비행체에는 고온에서 높은 강도를 유지해야 하며, 가볍고, 인성이 높아야 한다. 따라서 고온에서 높은 비강도를 가진 재료가 필요하며 티타늄, superalloy, 또는 금속기지 복합재료(MMC, Metal Matrix Composite)가 높은 비강도를 갖고 있지만, 사용할 수 있는 온도가 1000°C 이하이다. Fig. 4는 온도와 재료의 비강도를 보여주고 있다[5].

탄소기지에 탄소섬유가 보강된 탄소-탄소(C/C) 복합재료는 2000°C 이상의 비산화성 환경에서 고내열성, 고강도, 그리고 내열 충격성을 보여주며, 비강성도 높아서 경량화

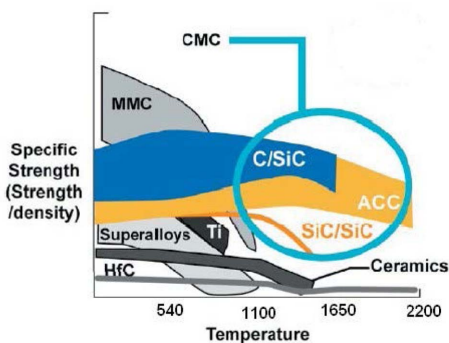


Fig. 4. Material specific strength[5]

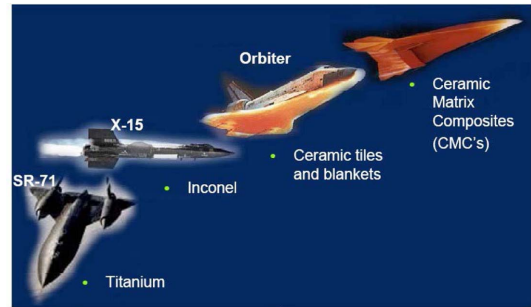


Fig. 5. Material of the flight vehicle[21]

측면에서도 또한 우수한 재료이다. 미국의 우주왕복선의 경우 재사용을 위해서는 -160°C에서부터 재진입 시 1600°C까지 견디어야 한다. 그래서 바람이 불어오는 쪽에는 재사용 표면 절연 타일을, 바람이 불어가는 쪽에는 재사용 블랭킷(Blanket)을 사용하고 있다. 첨두부(Leading edge)와 코 덮개(Nose cap)에는 강화 C/C를 사용한다[5,21]. 이러한 열적인 구조는 공기 흡배기 엔진(Air-breathing) 비행체에서 더욱 중요하며, 추진기관 시스템의 열팽창도 또 다른 이슈이다. 공기 흡배기 추진시스템의 추진기관은 비행체 하부의 많은 부분을 차지하고 있다. 길이가 길어 수 cm의 길이 증가를 예상할 수 있다. 이러한 문제 해결 방안으로 채택된 CMC 사용의 한 예가 Fig. 5에 나타나 있다[21].

1990년대 초기부터 유럽의 Astrium 회사에서는 CMC 연구 개발을 하였고, 특히 카본 섬유 강화 실리콘 카바이드(C/SiC)를 LPI 기법으로 개발하였다. 우주 추진 시스템에서 세라믹 섬유 복합재는 주로 소형 추력기의 복사-냉각(Radiation-cooled) 노즐 확대부와 연소실에 사용하였다[22]. 프랑스 Snecma에서는 탄소/탄소 노즐을 RL10 상단 엔진에 사용하고, Pratt & Whitney 회사의 제품은 Delta III 발사체에 적용되고 있다. 액체 로켓 엔진의 연소실에도 CMC를 사용하여 금속재를 사용하는 것보다 근원적인 이점을 얻고 있다. Astrium에서는 AESTUS의 상단 엔진에 C/SiC로 만든 노즐 확대부를 개발하였고, Ariane 5의 주 엔진 Vulcain에 사용할

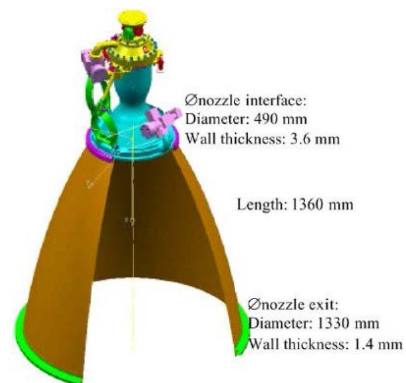


Fig. 6. Aestus engine and C/SiC nozzle

C/SiC 노즐 시험을 독일의 Lampoldhausen에 있는 DLR에서 수행하였다[22,23]. Fig. 6은 Aestus 엔진과 노즐이다.

우주비행체 및 위성체용 반사경은 일반적으로 가벼워야 하고, 열에 변형이 없이 높은 정밀도를 유지해야 한다. 이에 기계적 강도가 우수한 세라믹 복합재료를 개발하여 사용하고 있다. 독일의 AIBG와 EDM에서는 SiC, C 입자를 탄소섬유와 함께 혼합하여 진공에서 열처리한 후, C/SiC 복합재료를 만들기 위하여 액체 실리콘을 주입하여 SiC+Si 층을 만들어 반사경을 제작하고 있다[14,24].

3.2 가스터빈 등에 이용

가스 터빈의 성능을 올리는데 중요한 인자 중에 하나는 고온에서 사용 가능한 소재의 개발이 포함된다. 주로 많이 사용되어 온 니켈이나 코발트 합금은 이 합금의 용융점보다 50°C 정도 낮은 1100°C가 한계로, 이 보다 높은 온도에서 사용 가능한 소재가 필요하였다. SiC/SiC 복합재료가 이 고온 적용에 알맞은 것으로 대두되어 GE에서 10여 년간 MI 공법의 SiC/SiC를 개발하였는데, 이 복합재료는 SiC와 탄소(또는 탄소)의 기지에 질화 보론(BN)으로 코팅된 실리콘 카바이드 섬유를 심은 프리폼에 실리콘을 용융 침투법으로 개발하였다[25]. Fig. 7은 NASA에서 발표한 CMC의 주요 항공분야 응용에 대한 것이다. 첨단 항공의 터보 엔진 부품, 특히 터빈 블레이드(Blade)나 펌프 등에는 진동에 의한 동력학적 스트레스가 발생하는데, 이를 줄여주는 데에 CMC도 한 역할을 하고 있다. 공진과 관련된 부품의 자연 진동수(Natural frequency)가 상대적인 댐핑(Damping) 효과를 보이고 있다[26].

1000°C 이상의 산소가 포함된 가스는 금속이나 실리콘 카바이드에 부식을 유발한다. 기계적인 큰 응력에 노출되지 않는 부품들은 산화 CMCs로 만들면 1200까지는 잘 견딘다. 이러한 부품으로 화염 유지기, 뜨거운 산소를 함유한 가스가 순환하는 플랩이나 통풍기(Ventilator)에 사용되고 있다. 또 소결 노의 들어올리는 문들에도 산화 CMC가 사용되고 있다. 최근 디스크 브레이크에 세라믹 복합재료가 주로 사

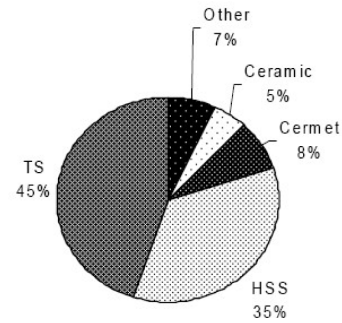


Fig. 8. Cutting tool materials[27]

용되고 있다. C/C는 고급 경주용 자동차에 쓰이며, LSI 기법으로 만드는 C/SiC는 비행기용 브레이크 디스크에 사용되고 있다. 2차원 강화 비연속 섬유를 마찰 표면에 수직되게 하여 열전도도를 최대화 시키면, 최소의 마모로 1000°C까지 견디어 낸다. CMC는 슬라이드 베어링에도 효과적으로 적용되고 있다. 축 슬리브를 SiC/SiC 만들고, 소결 SiC로 정지 베어링(Static bearing)을 만들어 80°C 물을 윤활유로 사용하면, 3배 정도의 베어링 시스템 부하 능력을 보여주고 있다.

절삭공구에 세라믹이 사용된 것은 약 100여 년이 된다. 주로 알루미늄과 질화 실리콘(SiN)이 사용되어 왔고, 최근에 세라믹 기지 복합재료가 응용되기 시작하였다. 2010년 ADEKO에서 인용한 자료에 의하면 Fig. 8에 표시된 것과 같이 절삭 공구 소재의 5%가 세라믹 소재로 나와 있고[27], 세라믹 절삭공구의 세계 시장의 점유율은 2012년 2월의 최근 자료에 의하면, 약 8.5%로 10억 달러에 달하고 있다[28].

세라믹 공구는 크게 3부류로 분류하고 있는데, 산화, 질화, 그리고 매트릭스(기지) 복합재료이다. 산화 세라믹은 알루미늄에 기초한 것으로 주철(Cast iron)이나 회주철(Gray iron)에 사용했는데, 고속의 건 기계 가공에 사용이 증가되고 있다. 질화 세라믹은 특히 파괴 인성이 좋아 극한 조건의 주철 등의 가공에 사용하고 있다. CMCs는 티타늄 카바이드 같은 경화물질과 강화 휘스커를 사용하여, 고온 가공시에 내마모성과 인성 등을 증가시킨 것이다. SiC 휘스커로 강화된 알루미늄이 가장 강하고 열충격에도 강한 산화 세라믹이다. 따라서 냉각제(Coolant)가 필요 없는 건(Dry) 가공이 가능하다[28].

4. 동향 및 전망

세라믹 복합재료는 우주 항공 산업의 고속 비행체 침투부를 포함한 코 덮개 등의 특수 부위 구조물을 위시하여, 특히 공기 흡배기 비행체인 램제트나 스크램제트의 경우 활용도가 높다. 통상적인 로켓 추진기관 연소실과 노즐 부위 등에 사용되고 있는데, 특히 추진기관 연소실은 고체 추진체가 일차적으로 내열재 효과를 발휘하는 고체 추진기관

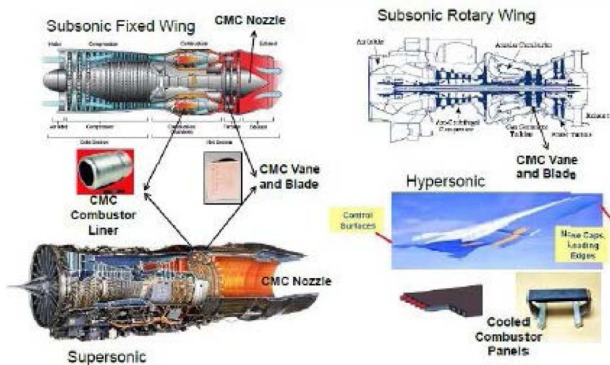
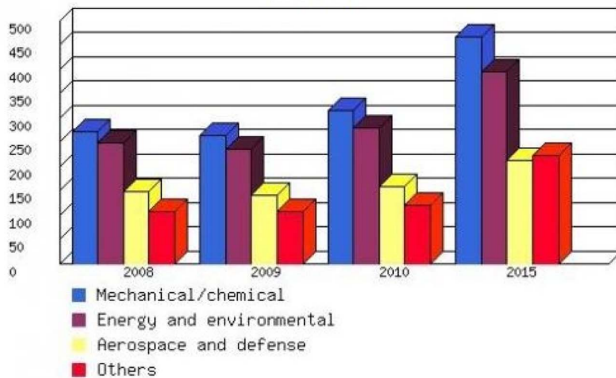


Fig. 7. CMC components for aeronautics application[26]

SUMMARY FIGURE
GLOBAL MARKET FOR CERAMIC MATRIX COMPOSITES, 2008-2015
\$ MILLIONS



Source: BCC Research

Fig. 9. CMC market

보다는 직접 화염에 노출되고 있는 액체 추진기관에 활용되고 있으며, 노즐에서 특히 마모가 심하고 형상 유지가 중요한 노즐 목에 사용도가 증가하고 있다. 또한 현재 어느 정도 시장이 형성되어 있는 항공기, 자동차, 열차 등의 브레이크 디스크 등에도 꾸준히 사용이 늘어날 것이며, 미국, 일본, 유럽에서는 세라믹 터빈의 제조기술이 2000년대에 들어서 실제 현장에서 실용화되고 있다. 독일의 Doug Freitag of Bayside Materials Technology에서는 CMC의 사용은 항공 우주에서 지상에 기반을 둔, 즉 가스 터빈 같은 분야로 증가가 확대될 것이라고 보고 있다[29]. 1990년 이후 모든 분야에 30억 달러를 투자했던 NIST Advanced Technology Program은 향후 3년 동안에 총 70억 달러를 CMCs 터빈 엔진 개발을 위하여 Siemens-Westinghouse, Solar Turbines, and Engineered Ceramics 등에 투입하고 있고, NASA에서 항공 우주와 관련된 CMC를 상회 회사를 포함하여 GE 등에서 연구 개발하고 있다. 일본은 미국과 합작으로 원자핵분열(fission)과 핵융합용으로 사용할 CMCs(C/C와 SiC/SiC)를 개발 중에 있다[29]. 또 일본의 ESPR(Engineering Research Association for Supersonic Transport Propulsion System) 계획에 따르면 연소실 라이너를 Si-Zr-C-O/SiC 복합재료로 개발하여 CO₂를 25% 줄이려는 연구를 수행 중이며, 가스 터빈 엔진에 사용할 SiC/SiC 복합재료를 개발 중이다[13]. 독일은 DLR을 중심으로, 또 일본도 대학과 연구기관을 중심으로 가스 터빈 등에 사용할 CMCs를 개발하고 있다. 즉 주요 선진국이 모두 CMCs 개발에 참여하고 있는 것은 이제 시작되는 필수적 복합재료 분야이기 때문이다. BCC Research에서 조사한 세계의 세라믹 기지복합재료 시장 조사에 대한 발표를 보면, 2010년 말에는 8억 7천만 달러 시장에서 매년 8.3% 증가를 하여 2015년에는 13억 달러를 예상하고 있다[30].

5. 결 론

세라믹 기지 복합재료는 예전부터 사용해오던 세라믹 절삭 공구를 개선한 특수 극한 조건에서의 절삭 공구로서 용도가 늘어남과 함께, 산업용으로 가스 터빈 블레이드나 브레이크 디스크 등 고속 엔진이나 비행기, 고속 철도 등에 적용이 확대 되는 등 내마모 내 충격용으로 활용 분야가 확대되고 있다. 특히 세라믹 기지 복합재료는 고온 등의 열 충격을 포함한 극한 환경에 사용되고 있는 소재로, 항공 우주의 고온, 고속 환경과 원자력 분야 등 특수 전략 분야에 사용될 수 있는 소재이다. 세계의 주요 선진국인 미국과, 독일, 일본 등에서 세라믹 기지 복합재료에 대한 연구 개발이 꾸준히 진행됨을 보이고 있다. 항공 우주개발과 연관되어 초고속 비행체와, 항공기용 엔진 그리고 지상용 가스 터빈과 브레이크 디스크 등에 사용하는 등 CMCs는 전략적 개발 가치가 있는 소재이다. BCC 보고서에도 나와 있듯이 CMCs의 세계시장은 높은 율로 증가될 것으로 예측하고 있으며, 이중 항공우주, 국방 분야와 에너지, 환경이 큰 부분을 차지하여, 매우 전략적인 분야임을 보여주고 있다. 주요 국가들의 CMCs 분야의 연구개발과 산업화에 비하면 우리나라는 극히 일부, 탄소/탄소 분야만이 활성화된 형편이다. 전반적인 CMCs에 대하여는 기초연구 단계를 벗어나지 못한 상태로, 미래의 고 부가 가치가 있는 전략적 연구 개발과 산업화가 요구되는 분야로 판단된다.

후 기

본 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기금과 복원기금 출연사업인 한국과학기술정보연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. <http://kansu.tripod.com/me451/2.html>, Muzeyyen Oya Ertug et al., "Ceramic Matrix Composite Materials," ME 451 Introduction to Composite Structures, A Literature Survey on Metal and Ceramic Matrix Composite, Middle East University.
2. http://en.wikipedia.org/wiki/Ceramic_materials.
3. "Chemical News", Chemical Year Book, 1998.
4. http://en.wikipedia.org/wiki/Ceramic_matrix_composite.
5. Glass, D.E., "CMC TPS and Hot Structures for Hypersonic Vehicles," AIAA-2008-2682.
6. Chung, K.Y., "CVI Process and Application," Chemical Engineering department, Hong-Ik University www.cheric.org/ippage/p/ipdata/2001/04/file/ip200101.hwp.
7. Walter Krenkel, "Ceramic Matrix Composites," Wiley-Vch Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim, 2008.
8. http://www.appropedia.org/Ceramic_Matrix_Composite_Disc_Brakes - Appropedia The sustainability wiki.htm

9. http://www.globalspec.com/learnmore/materials_chemids_adhesives/ceramics_glass_materials/ceramic_matrixcomposites Ceramic Matrix Composites Information
10. Naslain, R.R., Paillet, R., Bourrat, X., Bertrand, S., Heurtevent, F., Dupel, P., and Lamouroux, F., "Synthesis of Highly Tailored Ceramic Matrix Composites by Pressure-pulsed," *Solid State Ionics*, Vol. 141-142, 2001, pp. 541-548.
11. Park, J.Y., "SiC/SiC Composite Material," *Ceramist*, Vol. 13, No. 6, 2010, pp. 7-12.
12. Park, J.Y., Kim, Y.J., and Yun, D.H., "CMC Dense Packing Technology for Aeronautical Application," *Ceramist*, Vol. 12, No. 1, 2009, pp. 93-101.
13. Lee, H.S., "Current Status of Ceramic Composites Technology for Space Vehicle," *Current Industrial and Technological Trend in Aerospace*, Vol. 7, No. 2, 2009, pp. 76-84.
14. Chang, J.H., "Composite Materials - Aerospace and Industrial Transportation Field," *Structural Ceramic Material Parts*, RIST 55.
15. "Scout Launch Program," NASA.
16. Fisher, M.J., and Moore, T.L., "Composite Rocket Motor Case Technology for Tactical Missiles," CPTR 77, 2004. 8.
17. Lara, M.R., "ATK Space Propulsion Products Catalog," Alliant Techsystems Inc., 2008. 5.
18. Vicario, A.A., "Composite in Missiles and Launch Vehicles," Alliant Tech System, Comprehensive Composite Materials, Elsevier Sciences Ltd., 2000.
19. Evans, P.R., "Composite Motor Case Design," AGARD Lecture series No. 150, Design Methods in Solid Rocket Motors, 1988.
20. <http://www.carbon-fiber.com> Vince Kelley, "Carbon Fiber Technology."
21. Clay, C.L., "High Speed Flight Vehicle Structures overview," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 5, September-October. http://www.aric.or.kr/trend/tendency/content.asp?idx=208&search=&k_s=0&k_e=0&k_so=0&page=3&e_mail=
22. Schmidt, S., Beyer, S., Knabe, H., Immich, H., Meistring, R., and Gessler, A., "Advanced Ceramic Matrix Composite Materials for Current and Future Propulsion Technology Applications," *Acta Astronautica*, Vol. 55, 2004, pp. 409-420.
23. http://www.ultramet.com/ceramic_matrix_composites.html
24. Guo, Q.F., Li, W., Dong, J.H., Li, Y.C., Wang, K.J., Wang, H.P., and Zhao, W.G., "Application of Carbon Fiber Composite in Space Camera Frame," *Advanced Material Research*, Vol. 194-196, 2011, pp.1558-1563.
25. <http://www.electrochem.org/dl/ma/201/pdfs/1108.pdf>. Krishan L Luthra, "Ceramic Matrix Composites for Gas Turbine Applications," GE Cooperate Research and Development.
26. Min, J.B. *et al.*, "Advances in Ceramic Matrix Composite Blade Damping Characteristics for Aerospace Turbo-machinery Applications," 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA 2011-1784, 2011. 4.
27. http://www.mdesign.ftn.uns.ac.rs/pdf/2010/367-372_for_web.pdf, Katarina GERIC, "Ceramics Tool Materials with Alumina Matrix," ADEKO, Machine Design, pp. 367-372, 2010. 5.
28. <http://www.ceramicindustry.com/articles/92178-advanced-arena--why-ceramic-cutting-tools-#>, Frank Kuzler, "Advanced Arena: Why ceramic cutting tools," 2012. 2.
29. <http://composite.about.com/library/weekly/aa000222.htm>, Laurel M. Sheppard, "Ceramic Composites Still Face Technical Challenges," 2010. 2.
30. <http://www.bccresearch.com/report/ceramic-matrix-composites-avm014d.html> AVM014D (Advanced Materials Ceramic Matrix Composite: Technologies and Global Markets), BCC research, 2010. 10.