

우주비행체용 세라믹 복합재료 해외기술 동향

이호성*

Current Status of Ceramic Composites Technology for Space Vehicle

Ho-Sung Lee*

ABSTRACT

In this review an attempt is made to give the background to the current trends in foreign developments in the ceramic matrix composites for space vehicles. The lightweight and high temperature specific modulus properties of ceramic composites have continued to develop for designing advanced propulsion structures and for increasing space vehicle performances. Those applications require advanced materials with good resistance to high temperatures, to oxidation environments and to mechanical stresses. The advantages of ceramic matrix composites are the low specific weight, the high specific strength over a wide temperature ranges, and their good damage tolerance compared to tungsten, pyrographites and polycrystalline graphites. Due to these advantages ceramic matrix composites are currently used in rocket engine chamber, nozzle, solar array, radar antenna, mirror support structures, hypersonic leading edge articles, heat shields, reentry vehicle nose tips, and radiators for spacecraft.

Various processes are discussed together with examples of current application so that some of the advanced technologies can be possibly applied to Korean space technology.

초 록

본 논문에서는 우주비행체에 사용하는 세라믹 복합재료의 기술개발에 대한 외국의 현황을 검토하였다.

우주선진국에서는 세라믹 복합재료의 경량 및 우수한 고온 특성을 이용하기 위해 최첨단 엔진구조물에 적용하여 우주비행체의 성능을 향상시키기 위하여 많이 사용해왔다. 특히 내열성, 내산화성 그리고 고온에서의 높은 강도가 요구되는 우주비행체에 적합하여, 로켓엔진챔버, 노즐, 태양판, 레이더안테나, 우주반사경 구조물, 초음속비행체 선단부, 재진입비행체의 노즈팁, 그리고 우주비행체의 방열판등에 사용하고 있다. 이러한 부품을 제작하기 위한 공정기술과 현재의 응용사례를 제시되어 향후 국내의 우주개발사업에 적용될 수 있도록 하였다.

Key Words : Ceramic Matrix Composites(세라믹기지 복합재료), Carbon Composites(탄소복합재료), Space Technology(우주기술), Silicon Carbide(탄화규소),

* 이호성, 한국항공우주연구원 우주응용미래기술센터 발사체미래기술팀
hslee@kari.re.kr

1. 서론

우주항공용 부품의 경량화를 위하여 복합재료가 폭 넓게 사용되고 있으며, 일반적으로 우주항공용으로 많이 알려진 복합재료는 PMC(Polymer Matrix Composites) 이지만 고온에서 사용하기 어려운 단점이 있다. 따라서 니켈, 크롬, 그리고 티타늄 합금이 로켓 모터나 터빈엔진의 고온 부위에 사용해 왔다. 그러나 최근에는 CMC(Ceramic Matrix Composites)을 사용하여 열보호는 물론 무게도 50% 정도 절감하고 있다. 고온에서 사용할 수 있는 재료로서 일반 세라믹 소재는 고강도, 저밀도, 내마모성, 그리고 화학적인 안정성 등의 장점이 있으나, 특성상 결합에 취약하고 특히 취성 파괴가 일어나기 쉬우므로 직접 사용이 어렵다. 따라서 이러한 특성 보완이 가능한 세라믹 섬유가 강화된 세라믹 복합재료가 주목 받고 있으며, 대표적인 비산화물계 세라믹 기지상 복합소재(Non-oxide Ceramic Matrix Composites)로서 탄소 섬유(carbon fiber)나 탄화규소 섬유(SiC fiber)로 강화된 탄소-탄소 복합재료(C-C Composites), 또는 탄화규소 복합재료(SiC-SiC Composite)가 있다.

일반적인 세라믹재료의 파괴인성(Fracture Toughness)은 상변화로 강화한 일부를 제외하면, $5\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 을 넘기 힘들다. 그러나 화이버 종류에 따라 거의 금속과 같은 $30\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 의 파괴인성을 보여주는 세라믹 복합재료도 있다[1].

초고속으로 비행하는 우주비행체에 사용하는 재료 시스템은 고온에서 높은 강도를 유지해야 하며, 가볍고, 인성이 높으며 환경에 견디어야 한다. 그림 1[2]에 재료비강도(Material Specific Strength)와 사용온도와의 관계가 나와있다. 고온에서 높은 비강도를 가진 재료를 목표로 하면, 그림의 오른쪽 상부 부분이 된다. 티타늄, superalloy, 또는 금속기지 복합재료(MMC, Metal Matrix Composite)이 높은 비강도를 보여주지만 사용할 수 있는 온도가 1000°C 이하이다. 그러나 세라믹 복합재료의 경우 그림 1에서 볼 수 있는바와 같이, 높은 온도에서도 상당히 비강도를 유지하므로 차세대 재료시스템으로 개발되고 있다.

우리나라의 경우에는 세라믹 복합재료 기술이 초보단계이지만, 해외의 우주선진국에서는 이미 성숙한

기술로서 탄소-탄소 복합재료를 지난 30여년간 사용해 왔다. 그러나 관련기술은 ICBM(대륙간 탄도미사일, Intercontinental Ballistic Missile)등에 사용될 수 있는 기술로서 MTCR (Missile Technology Control Regime, 미사일 기술 통제 체제)로 엄격히 규제되어 있다[3].

탄소기지에 탄소섬유가 보강된 탄소-탄소(C/C) 복합재료는 2000°C 이상의 비산화성 환경에서 고내열성, 고강도, 그리고 내열 충격성을 보여주며, 비강성도 높아서 경량화 측면에서도 또한 우수한 재료다. 따라서 고온 산화분위기에서 사용하기 위하여 C/C 복합재료 표면에 산소와 접촉을 차단할 수 있도록 내산화 코팅기술, 또는 탄소 기지를 내산화성이 우수한 SiC로 대체하기 위한 SiC 복합재료 제조기술 등이 중요한 연구개발 분야다.

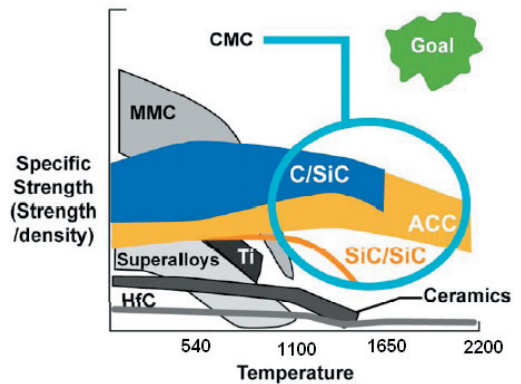


그림 1. 온도에 따라 사용 가능한 재료의 비강도(2)

세라믹 복합재료는 이러한 고온에서의 기계적 특성 뿐만이 아니라, 고온 환경에 대하여 치수 안정성을 갖고 있다는 것이 장점중의 하나이다. 0K에서 1800K의 넓은 범위에서 SiC 재료는 안정된 광학특성 및 열물성을 보여주며, 이러한 우수한 광학특성과 구조특성으로 인하여 SiC 복합재료는 가시광선이나 적외선 파장을 이용한 우주용 망원경의 제작에 적합하다[4].

탄소-탄소 복합재료의 경우에는 상온에서의 강도를 거의 2225°C 까지 유지할 수 있으며 복잡한 형상도 제작이 가능하여 행성간 우주탐사선의 원자로(Space Nuclear Reactor)에 사용될 수 있다. 탄소-

탄소 복합재료의 장점은 고온강도를 유지하고, 큰 열구배를 견딜 수 있고, 열팽창이 거의 zero에 가깝게 설계할 수 있으므로 열응력을 최소화 하며, 충격에 견디며 부품 제작이 가능하다는 것이다[5].

대표적인 제작사로는 ECM, Hitco, SGL Carbon Group, SIGB, BOOSTEC, Ceramic Composites, SAFRAN, Honeywell Advanced Composites, Hyper-Therm, Ultramet, Systerials, Textron, Composites Optics 등이 있다.

2. 제조공정

세라믹 복합재료 제조 방법으로 가스상 공정으로 화학기상침투 (CVI, Chemical Vapor Infiltration) 기술, 직접 금속산화(DIMOXIM, Directed Metal Oxidation), Polymer-derived Ceramics, 액상 공정으로 액상실리콘침투법 (LSI, Liquid Silicon Infiltration) 또는 용융침투법(MI, Melt Infiltration) 기술과 고분자침투열분해법(PIP, Polymer Impregnation and Pyrolysis) 기술이 있으며, 고온고압에서소결과 hot-pressing을 이용하거나 열분해 또는 CVD (Chemical Vapor Deposition) 를 통한 복합재료 제조 방법 등이 있다[1,6-8].

세라믹 복합재료 제조기술 중 일부는 이미 상용화가 되어 수량과 형상에 따라 각기 다른 제조방법을 사용할 수 있다. CVI 방법의 경우 Isothermal, Thermal Gradient, Isothermal-forced Flow, Thermal Gradient-Forced Flow 그리고 Pulsed Flow 방법 등 대표적으로 5가지의 방법이 있으나 현재 상업적으로 가능한 기술은 Isothermal 방식이고, 나머지 다른 방법은 부품 수나 부품 형상에 따라 적용하기 곤란하며 특수 장비 및 공정이 요구되고 있어 상업적으로 사용하기 위해서는 더 개발되어야 한다. Isothermal 방법은 기체상태의 반응물이 화학적인 확산에 의해 preform과 반응하며 밀도를 높이기 위하여 Deposition 속도를 높여야 한다. 이 기술은 원자로 반응기(nuclear reactor) 소재로 개발되기 시작하여 현재에는 우주항공용 복합소재로 적용하기 위한 시도가 광범위하게 진행되고 있으나, 제조되는 복합소재가 저온 공정온도, 우수한 열 및 방사능 저항성, 높은 인장강도 및 강

성 등의 장점을 가지고 있는 반면, 섬유 증착속도가 느리고, 낮은 치밀화에 따른 잔류 기공 내재, 증착 두께의 한계, 장시간의 제조공정 시간으로 인한 낮은 생산성 등으로 인하여 제조단가가 매우 높은 단점이 있다. 또한 고가의 장비를 사용하여야 하며, 3차원의 복잡한 형상의 대형 제품을 제조하기에 한계가 있으므로 항공우주용으로 상용화 하기에는 지속적인 연구개발이 필요하다.

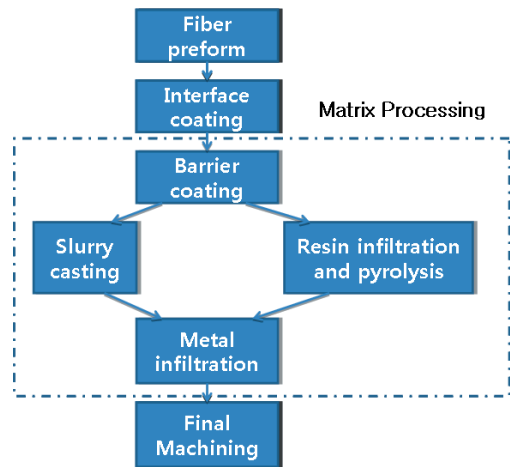


그림 2. 용융침투 공정도(1)

용융침투(MI, Melt Infiltration) 기술은 용융 금속 실리콘을 탄소-탄소 기지상에 침투시켜 탄소 섬유강화 탄소화규소(C-SiC) 복합재료를 제조하는 기술이다. 그림 2의 공정을 보면 계면코팅(Interface Coating) 단계에서는 화이버와 기지간의 원활한 하중이동을 위하여 BN이나 탄소 코팅이 필요하며, 고온의 용융금속으로부터 화이버와 계면을 보호하기 위한 차폐코팅(Barrier Coating)이 필요하다. 본 기술의 단점은 제조된 복합소재 기지상 내에 잔류 free Si이 존재하며, 또한 미반응 탄소 성분이 존재할 수 있는 가능성과 탄소와 용융 실리콘과의 반응 시 발생하는 발열반응에 의해 탄소 섬유나 탄소화규소 섬유가 손상을 당하여 기계적이나 열적 특성이 저하된다는 것이다. 그러나 높은 소결밀도와 낮은 기공율에 따른 치밀화가 가능하며, 우수한 열전도도 특성을 갖는 복합소재를 빠른 공정시간으로 제조할 수 있기 때문에 제조단가가 낮

으며, 생산성이 우수한 장점이 있다. 또한 저가의 진공장비를 사용하여 3차원의 형상이 복잡하고 대형인 제품을 제조할 수 있는 특징이 있다.

직접 금속산화(DIMOXTM, Directed Metal Oxidation)방법은 용융금속을 산화물과 직접 반응시켜서 세라믹 복합재료의 기지를 제작하는 방법으로 대표적인 재료는 산화알루미늄이지만 AlN (aluminum nitride)와 Si₃N₄(silicon nitride)계를 제작하려고 노력 중이다. DIMOXTM 기술은 미국의 Honeywell Advanced Composites, Inc.사에서 독점기술을 가지고 있다[9].

Sol-Gel 공정은 유동성을 띤 solution로부터 반고체와 같은 점탄성 특성을 나타내는 gelation으로 화학적인 합성을 통하여 세라믹이나 유리를 만드는 기술이다. 보다 순수한 재료를 이용할 수 있고, 균일성을 향상시킬 수 있을 뿐 아니라 다양한 복합체도 넓은 범위에서 반응을 유도할 수 있다는 장점을 가지고 있어 많은 연구가 진행되고 있다. Silica와 Alumina에 많이 사용되고 있으며, mullite를 제작할 때 사용하며, 대표적인 재료는 Grace에서 제작한 LudoxTM으로 amorphous silica sphere를 포함하고 있다[10]. Nyacol 사에서는 alumina, ceria, 그리고 zirconia sols을 생산하고 있다[11].

Sol-Gel 공정의 가장 큰 장점은 낮은 온도에서 공정이 가능하다는 것이다. 대부분의 세라믹 화이버는 1000℃에서 강도가 낮아지는 경향이 있지만, 본 공법은 최소한으로 낮은 온도에서 matrix 공정이 가능하여 고온에 노출되는 시간을 최소화할 수 있다. 예를 들어 Sol-gel matrix infiltration 은 PMC(Polymer Matrix Composites)의 공법과 비슷한 vacuum infiltration 이나 autoclave molding을 이용하여 300℃정도의 낮은 온도에서 수행된다. 또한 복잡한 형상을 구현할 수 있으므로 고온가공이나 3-D 복합재료에서 화이버에 손상이 가는 것을 방지할 수 있다. 고순도 전구체(precursors)를 사용하므로 다른 방법으로는 제작할 수 없는 세라믹 복합재료를 만들 수 있다. alumina (Al₂O₃), mullite (3Al₂O₃-2SiO₂), spinel (MgAl₂O₄) or aluminum phosphate(AlPO₄) 등 비교적 간단한 matrix에서부터 cordierite (2MgO -2Al₂O₃ -5SiO₂)와 Nasicon (Na₃Zr₂Si₂PO₁₂) 등과 같은 복잡한 조성이 가능하다. 단점은 전구체 종류가 다양하지 않음

므로 alkoxide precursor 의 경우 가격이 비싼 경우가 있다. 그러나 alkoxide를 제외하면 저가의 전구체를 사용할 수 있으므로 alumina, silica, yttria, mullite 등의 복합재료를 쉽게 제작할 수 있다. 과도한 수축으로 인하여 microcrack이 기지에 생기기 쉬우므로 multiple infiltration을 하기도 한다.

이상에서 볼 수 있는 바와 같이 세라믹 복합재료 제조기술은 금속이나 폴리머와는 달리 뱃취 공정이 다. 원소재나 공정중에 작은 변화에 따라 뱃취간의 특성차이가 크므로 불순물등 원소재 관리 및 공정관리가 엄격하며 또한 원소재 제조시에 에너지가 차지하는 비중이 크며 공정중에 생기는 대부분의 부산물이 독성이 크므로 환경 처리에도 많이 비용이 드는 특성이 있다. 최근 미국의 Ceradyne에서는 고순도 SiC를 얻기 위하여 독일의 ESK Ceramics를 인수하였으며, 동시에 ESK의 Boron Carbide 기술도 얻었다. Armor Holdings사는 세라믹 armor 공급사를 병합하여 복합재료 제조기능을 넓혔다. 또한 Saint-Gobain Ceramics 에서도 세라믹 복합재료를 생산하고 있다[12].

3. 해외 기술 현황 및 응용

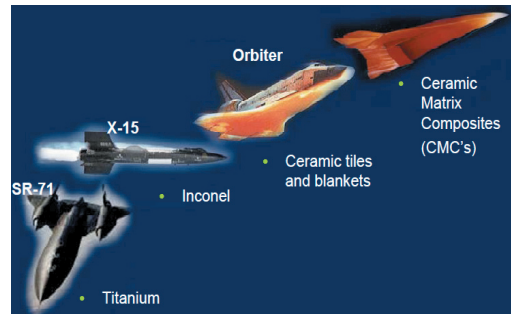


그림 3. 우주비행체의 성능 향상에 따라 요구되는 첨단 재료시스템의 예(2)

그림 3에 우주비행체의 성능 향상에 따라 요구되는 첨단 재료시스템의 예가 나와 있다. 세라믹 복합재료는 대기권 진입시의 높은 표면온도가 기체구조표면으로 전달하는 것을 차단하는 열차폐재료(Thermal

Protection Materials)로서 사용되고 있는데, 이 재료의 중요성은 지난 2003년 2월 1일, 미국에서 재진입 중 폭발한 콜럼비아호의 폭발사고에서 볼 수 있다. 폭발의 직접적인 원인은 발사후 정확히 81.9초만에 외부탱크의 왼쪽 bipod ramp area에서 떨어져 나간 대략 61cm X 38cm 크기의 단열재가 콜럼비아호의 왼쪽날개 아랫부분에 시속 800미터의 속도로 부딪히면서, 탄소-탄소 복합재료 패널(RCC, Reinforced Carbon-Carbon panel)을 손상시켜 hole을 만들었고, 대기권으로의 재진입시 손상된 hole을 통하여 공력가열이 집중하여 폭발이 일어난 것으로 결론지어졌다[13, 14]. 탄소-탄소 복합재료는 비결정 탄소기지에 탄소섬유를 강화시킨 복합재료인데 재진입시 1200℃ 가 넘는 부위에 사용하며[15], 산화방지를 위해 표면은 SiC 등의 코팅을 해야 한다. 우주왕복선의 경우 100번 가량 재사용이 가능하며 -160℃의 극한 우주 환경과 거의 1600℃에 달하는 재진입 온도에서 사용되어야 하므로 여러 환경조건에서 특성변화나 강도저하가 없어야 한다. 따라서 이 재료는 고온에서 사용이 가능하고 무게를 절감할 수 있는 재료로서 선정되었다. 또한 외부 표피에 적용되어야 하므로 공기역학적인 요구사항을 충족하였다.

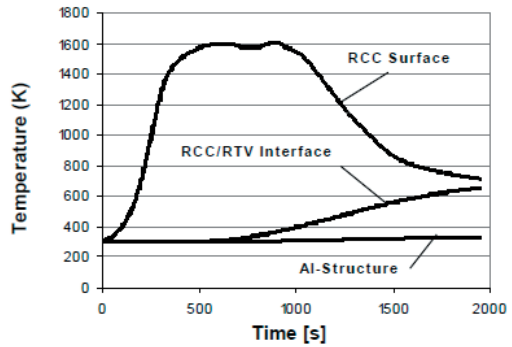


그림 5. 재진입시의 표면온도 분포(15)

미국 Sandia 국립연구소는 우주 왕복선과 같이 고온에 노출되는 초음속 비행체의 동체 제작에 사용되는 가벼운 신소재를 개발했다. 극고온 세라믹(Ultra High Temperature Ceramic; UHTC)으로 불리는 신소재는 최고 2000℃ 까지 견딜 수 있다. UHTC는 zirconium dibroide (ZrB2)와 hafnium dibroide(HfB2)로 구성되어 있고, 이 두 재료와 함께 SiC가 혼합된 복합재료이다[16]. 이 복합재료는 3200℃ 이상의 용융점을 갖고 있다(ZrB2는 3245℃, HfB2는 3380℃에 액체로 상변화한다). 두 소재가 혼합됐을 경우 2000℃사용 가능한 산화 보호막이 형성되고 낮은 증발압이 생성된다. SiC 섬유는 고온 내산화성이 요구되는 복합재료의 보강용 소재로 개발되었으며, 탄소섬유가 500℃ 이상의 고온에서 산화반응에 의하여 강도가 급격히 저하되는 문제가 있는 반면, SiC 섬유는 1200℃ 이상의 고온에서도 강도저하가 일어나지 않는 장점이 있다.

달탐사선이나 화성탐사선 같은 행성간 이동을 하는 우주비행체는 핵동력엔진(Nuclear Powered Engine)을 이용해야 하는데 행성간 이동을 위한 비행체는 수백 킬로와트의 열에너지를 방출해야 하므로 Radiator가 크기와 무게면에서 우주비행체의 주된 부품이다. 우주환경에서 사용되는 Power Converter는 경단박소해야 하지만, 열-전기 전환과정에서 발생하는 과열을 효율적으로 분산하기 위하여 대형 방열판이 요구되는 현실이므로 열전도성이 우수한 경량 C/C의 사용은 필수적이다. NASA에서 2000년 11월 21일에 발사한 Earth Orbiter-1에 C/C(탄소-탄소) 복합재료를 사용한 방열판(Radiator panel)을 시험하여 성공하였다.

Space Shuttle
Wing Leading Edge Structural System

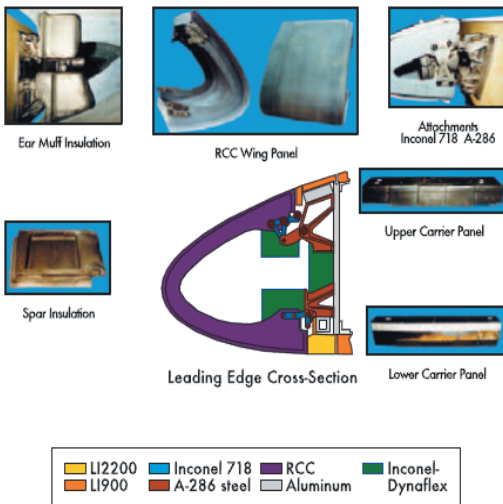


그림 4. 콜럼비아호의 Wing Leading Edge 구조(13)

우주에서 측정한 방열관의 열전도도는 230W/m-K (면방향), 295W/m-K (수평방향), 그리고 208W/m-K (수직방향)으로 해석결과와 일치하였다[17]. NASA Glenn Research Center에서는 500K~1000K에서 C/C 복합재료를 space radiator에 사용하여 평균 면적당 무게비를 현재의 10Kg/m² 에서 2Kg/m² 으로 줄이려고 연구중이다.

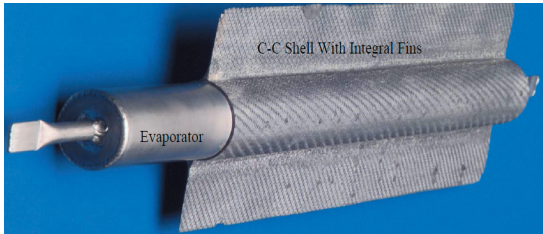


그림 6. Carbon-Carbon Heat Pipe 사진(17)

독일의 우주 항공청인 DLR은 1980년대 후반부터 액상실리콘침투법 (LSI, Liquid Silicon Infiltration) 공법을 사용하여 세라믹 복합재료 부품을 제작해 왔다[18]. DLR에서 LSI 공법에 집중하는 이유는, 일반적인 CVI 및 LPI/PIP (Liquid Polymer Infiltration/Polymer Infiltration and Pyrolysis) 공정과 비교하여 공정시간이 짧고, 추가의 치밀화 공정이 불필요하며, 부품의 두께나 크기에 대한 제한이 없고 Near Net Shape 이 가능하기 때문이다. 또한 SiC, ZrC, HfC, TiC, TaC, 및 NbC의 기지와 Zr-Si-C, Hf-Si-C, Ti-Si-C 탄화물 등과 같은 여러 종류의 복합재료를 만들 수 있다. C/SiC 복합소재를 이용한 Vulcain Nozzle[19]의 모습과 Thrust Chamber[20]가 각각 그림 7과 8에 나와있다.

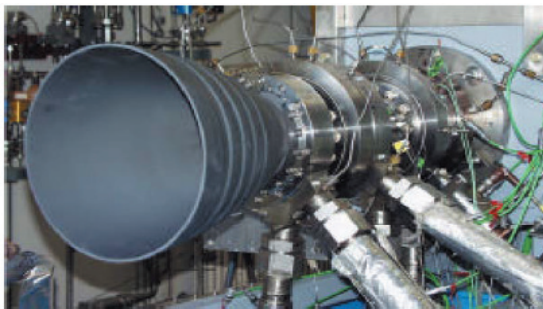


그림 7. Vulcain subscale nozzle at testbed(19)



그림 8. Thrust Chamber Preform(20)

프랑스의 Snecma에서는 30여년전부터 세라믹 복합재료를 개발하여 90년대 중반까지 C/C, C/SiC 복합재료를 고체추진기관에 성공적으로 사용해 왔다. 90년대 후반부터 Delta IV 액체로켓의 상단 엔진인 RL10B-2 엔진에 C/C 복합재료를 사용하기 시작했으며, 두 재료 모두 Ariane 5 ECB 상단부의 액체 Vinci 엔진에 사용될 예정이다[21]. Vinci 엔진의 nozzle 확장부의 앞부분은 1500℃정도의 고온에서 견디어야 하므로 Novoltex S/SiC 재료를 사용했으며 후반부의 고정 cone은 Naxeco S/SiC, 그리고 확장부는 Naxeco C/C 복합재료를 사용하였다. 현재 사용 중인 세계에서 가장 큰 C/C 복합재료 부품은 Delta IV의 상단부엔진의 노즐확장부로서 길이 2500mm, 직경 2100mm가 넘으며 무게는 100Kg이하이다.



그림 9. C/C 복합재료로 제작한 Arian 5의 고체모터 부품(21)

우주비행체 및 위성체용 반사경은 임무에 따라 요구조건이 다르지만, 일반적으로 가벼워야 하며, 또한 열적 변형없이 높은 정밀도를 유지해야 한다. 따라서 열팽창과 면밀도가 낮으며 기계적 강도가 우수한 세라믹 복합재료를 개발하여 사용하고 있다. 대표적인 예로서 독일의 AIBG와 EDM에서는 SiC, C 입자를 polymer binder와 탄소섬유와 함께 혼합하여 진공에서 열처리하여 다공성 green body를 만든 후 기계가공한다. 이어서 C/SiC 복합재료를 만들기 위하여 진공에서 액체 실리콘을 주입한 후, SiC+Si 표면층을 만든 후 표면조도를 2nm 이하로 경면가공하여 반사경을 제작한다[22]. 그림 10에 600mm 반사경이 나와있다. 면의 두께는 3mm 이며 rib의 두께는 1.2mm, 중량은 5Kg이다[4].



그림 10. Thales-Alenia-Space 와 ECM에서 HB-Cesic으로 제작한 600mm 반사경(4)

일본의 Kyoto University에서는 CVI과 PIP 공정의 형상에 대한 제약과 높은 기공률 그리고 LSI 공정의 상(phase) 조절 및 공정을 향상시킨 SiC-SiC 복합재료 기술을 개발하여, 기존의 SiC-SiC 복합소재보다 우수한 특성을 갖는 소재를 개발하였다. 개발한 공법은 NITE (Nano-Infiltration Transient Eutectic Phase)방법으로 PIP와 MI를 단계적으로 적용하여 계면간 특성을 향상시키고 치밀화를 짧은 시간에 이룰 수 있으며 크기나 형상에 제한이 없이 Near Net Shape 성형이 가능한 저비용의 획기적인 방법이다[23, 24]. 일본의 ESPR(Engineering Research Association for Supersonic Transport Propulsion System) 계획에 따르면 combustor liner를 Si-Zr-C-O/SiC 복합재료로 개발하여 CO₂를

25% 줄이려는 연구를 수행중이며, 가스터빈엔진에 사용할 SiC/SiC 복합재료를 개발 중이다[25].

위성 분야에서는 2010년에 일본의 HII-A로켓으로 발사할 차세대망원경, SPICA(Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics)에 사용할 3.5m의 대형 반사경을 LSI 공법으로 제작한 C/SiC 복합재료로 제작하고 있는 중이다[26].

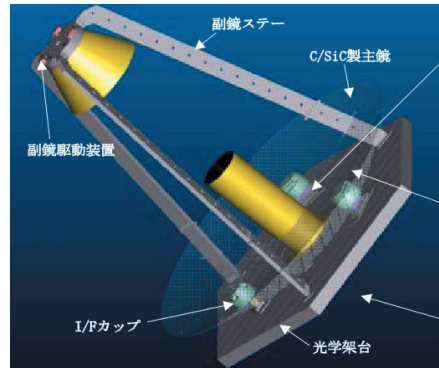


그림 11. SPICA에 사용할 3.5m의 대형 반사경 구조도(26)

4. 맺음말

우리나라의 우주 개발 사업이 기체조립 및 체계종합(System Integration)을 중심으로 추진되고 있는 단계이므로, 핵심기술 개발이 취약하며, 특히 소재부품의 국산화는 많은 연구개발이 필요한 분야다. 우주항공용 기체 및 엔진의 성능은 부품에 사용되는 소재의 성능과 밀접한 관계에 있다. 우주발사체나 항공기가 어떠한 성능을 가지는가는 구성 재료의 특성에 크게 좌우되므로, 기체구조의 최적설계와 엔진의 개발 등도 그것을 지탱해 주는 재료 기술이 선행되어야 비로소 실현될 수 있다. 우주선진국에서 세라믹 복합재료(CMC, Ceramic Matrix Composites)는 우주항공 비행체가 필요로 하는 특수한 환경조건(광범위한 온도와 기계적 응력, 가혹한 화학적, 물리적 조건)에서 구조재료 혹은 기능재료로 사용되고 있다. 특히 경량성, 내열성, 내산화성 그리고 고온에서의 높은 강도가 요구되는 우주비행체에 적합하여, 로켓엔진챔버, 노즐, 태양판, 레이더안테나, 우주반사경 구조물, 초음속비행체 선단부, 재진입비행체의 노즈팁, 그리고 우

주비행체의 방열관통에 사용되고 있다.

표 1에 미국 NASA에서 예측하고 있는 추진기관용 CMC(Ceramic Matrix Composites)의 특성이 나와 있다[27]. 향후 나노탄소섬유를 사용한다면 비강도가 기존 재료의 2배가 넘는 재료를 사용할 수 있다.

일반 탄소섬유를 사용하여 세라믹 복합재료를 제조하는 기술은 상용화가 되어 수량과 형상에 따라 각기 다른 제조방법을 사용하고 있으며, 부품의 설계 요구조건, 형상, 크기에 따라 가장 적합한 방법을 결정하여 부품을 제작하고 있다. 외국에서는 본 기술을 이미 발사체 및 위성체 부품에 다양하게 사용되고 있으며, 국내에서도 국가우주개발중장기계획에 따라 2020년 달탐사 위성을 발사하기 위해서는 관련 기술을 개발하여 국산화해야 한다. 이러한 소재기술은 우주비행체의 성능향상 및 국제 경쟁력을 가장 효율적으로 확보할 수 있는 핵심기술이기 때문이다.

	reference Inconel 718 (handbook)	reference Nextel N720 fiber (handbook)	N720/ Al ₂ O ₃ /SiO (estimated)	C/SiC Composite (estimated)	SiC/SiC Composite (estimated)	NFRP Composite (theoretical)
Tensile Strength	1.03 GPa	2.1 GPa	0.18 GPa	0.6 GPa	0.8 GPa	2.5 GPa
Tensile Modulus	190 GPa	260 GPa	77 GPa	83 GPa	250 GPa	240 GPa
Density	8.2g/cm ³	3.4g/cm ³	2.6g/cm ³	2.2g/cm ³	2.7g/cm ³	1.0g/cm ³
Specific Strength	0.13	0.62	0.07	0.27	0.30	2.5
Specific Modulus	23	76	30	38	93	240
Thermal Cond'ty	15 W/mK	6 W/mK	6 W/mK	11 W/mK	20 W/mK	20 W/mK
Use Temp	650°C	1000°C	1100°C	1650°C	1400°C	425°C

표 1. 향후 세라믹 복합재료의 특성 경향의 비교(27)

참고문헌

1. Composite Materials Handbook-17
2. D. E. Glass, "CMC TPS and Hot Structures for Hypersonic Vehicles" AIAA-2008-2682.
3. MTCR (Missile Technology Control Regime)
4. C. Devilliers and M. Kroedel, Proc. '7th Internat. Conf. on Space Optics', CNES, Toulouse, France,.

- 14-17 october 2008.
5. C. W. Forsberg, et. al., Paper No. 1148, Proceedings of the Space Nuclear Conference, June 5-9, 2005, San Diego, CA, U.S.A.
6. 한재호, 박상환, 세라믹학회지, Vol. 43(2006), pp.509-514.
7. 우상국, 한인섭, 김세영, 세라미스트, Vol. 12(2009), pp. 83-92.
8. 박지연, 김원주, 윤당혁, 세라미스트, Vol. 12(2009), pp. 93-101.
9. <http://www51.honeywell.com/sm/afc/index.html>
10. <http://www.grace.com/default.aspx>
11. <http://www.nyacol.com/information.htm>
12. "Strategic Materials 2007", The Industrial College of the Armed Forces, National Defense University, Fort McNair, Washington, D.C. 20319-5062.
13. CAIB Report Volume I, August 2003, NASA, Chapter 3, pp. 49-51, 53, 55, 80-83.
14. W. Prosser, et. al., "Acoustic Emission Detection of Impact Damage on Space Shuttle Structures", Progress in Acoustic Emission, XIV, Tokyo, Japan, November 9-12, 2004.
15. K. Cowart and J. Olds, "Integrating Aeroheating and TPS Into Conceptual RLV Design", AIAA 99-4806, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 1-5, 1999, Norfolk, VA.
16. S.M. Johnson, "UHTC Concepts, Projections, Trends and Development at NASA Ames", presented at Workshop UHTC-Based Hot Structures, Capua, Italy, October 2008.
17. A. J. Juhasz, NASA-TM-2008-215420.
18. http://www.dlr.de/bk/en/desktopdefault.aspx/tabid-2499/6930_read-10076/
19. S. Schmidt, et. al., Acta Astronautica 55(2004), pp.409-420.
20. http://www.ultramet.com/ceramic_matrix_composites.html
21. A. Lacombe, T. Pichon, and M. Lacoste, AIAA 2007-5470, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 8 - 11 July 2007, Cincinnati, OH.
22. <http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet95/HARNISCH.pdf>
23. A. Kohyama, "Japanese Activities on SiC/SiC" presented at 7th IEA Workshop on SiC/SiC for Fusion and 1st International Workshop on C & SiC

- Composites for advanced Fission Plenary Meeting, Petten, the Netherlands, September 18th . 20th, 2006.
24. K. Sghimoda, et. al., ICFRM2007/398, 13th International Conference on Fusion Reactor Materials (ICFRM-13), Nice, France, December 10-14, 2007 3161-3169.
25. <http://www.espr.jp/>
26. T. Ozaki, et. al., Optical Materials and Structures Technologies II, Edited by W. A. Goodman, Proceedings of the SPIE, Volume 5868, pp. 132-141 (2005).
27. NASA/TM-2002-211664, Langley Research Center (2002).