

Technical Review

Preparation and Applications of Carbon/Carbon Composites for Aerospace and Aircraft

Soo-Jin Park[◆] and Min-Kang Seo

Advanced Materials Division, Korea Research Institute of Chemical Technology, P.O. Box 107, Yusong, Daejeon 305-600, Korea

[◆]e-mail: psjin@kriict.re.kr

(Received December 8, 2003; Accepted December 20, 2003)

1. 서 론

우주에서의 태양열 조사에 의한 복사 가열 등에 의하여 비행체 외부의 구조재료와 내부의 전자 및 유압장비 등을 보호하거나 혹은 대기권 진입시의 높은 표면온도가 기체구조표면으로 전달하는 것을 차단하는 역할에 열차폐재료(thermal protection materials)가 사용되고 있다. 우주왕복선의 경우 100번 가량 재사용이 가능하며 -160°C의 극한 우주환경과 거의 1600°C에 달하는 재진입 온도에서 사용되어야 하므로 여러 환경조건에서 특성변화나 강도저하가 없어야 한다. 따라서 이 재료는 고온에서 사용이 가능하고 무게를 절감할 수 있는 재료 중에서 선정되어야 하며, 외부 표피에 적용되어야 하므로 공기역학적인 요구사항이 충족되어야 한다. 특히 기존의 브레이크 디스크에 많이 사용되어 온 강철계열의 재료에 비해 고온에서 비강성과 비강도가 높고, 열적 구조적 안정성과 함께 적당한 마찰계수의 특성을 가지고 있는 새로운 재료에 대한 필요성이 요구되고 있는 실정이다[1].

탄소섬유강화 탄소매트릭스 복합재료(carbon fiber-reinforced carbon matrix composites, C/C composites)는 보강섬유와 매트릭스가 동일한 탄소로만 구성되어 있는 물질로서 고강도, 고탄성률, 높은 열전도도, 전기 전도성, 내부식성, 내약품성 등 여러 우수한 특성을 가진 재료이다. 이러한 탄소/탄소 복합재료는 특히 고온에서의 기계적 물성이 우수하고, 높은 내열충격성 및 낮은 열팽창계수, 우수한 마모 및 마찰 특성을 가지고 있어서 고속항공기, 경주용 자동차 등의 브레이크 패드, 로켓 노즐, 미사일의 노즈콘, 대기권 재진입 우주선의 열차단

구조물 등 우주항공 산업분야에서 실용화되어 있으며, 제조기술의 발전에 따른 생체 친화성이나 화학적 불활성 등의 특성을 이용한 인공심장판막과 인공뼈 등의 생체재료와 터빈엔진의 고온부위, 고온용 몰드 및 원자로용 재료에 이르기까지 그 응용 범위가 확대되어지고 있는 첨단 복합재료이다 [2-6].

본 논문에서는 우주왕복선의 본체 및 날개의 열차폐 부분 등과 같은 우주·항공 산업에 필수적인 초고온용 신 재료로서 각광 받고 있는 탄소/탄소 복합재료의 제조 방법 및 현재의 적용분야, 그리고 국내외 기술동향 및 향후 개발방향에 대하여 알아보하고자 하였다.

2. 본 론

탄소섬유는 저밀도, 고탄성계수와 강력, 낮은 열팽창계수, 높은 전기·열 전도도를 가지며 진동감쇄능력, 생체적합성, 크립저항성, 피로특성, 부식특성, 마찰·마모특성과 화학적 안정성이 뛰어난 고성능 섬유이고 상대적으로 값비싼 재료이다. 이와 같이 탄소섬유는 기계적 특성이 우수하고 무게가 매우 가벼워 탄소섬유강화 고분자복합재료, 탄소섬유강화 금속복합재료, 탄소섬유강화 세라믹복합재료, 탄소섬유강화 탄소복합재료와 같은 탄소섬유강화 복합재료의 강화재로서 지금까지 사용되어 오던 다른 재료들을 내몰고 점차 그 영역을 화학공업, 스포츠용품, 자동차산업, 생체공학, 그리고 앞서 서술한 우주왕복선과 같은 우주·항공 분야에 이르기까지 넓혀가고 있다

표 1. 물리적 특성에 따른 탄소섬유의 응용분야

물리적 특성	응용 분야
비강도, 비인성, 저중량	우주·항공, 육·해상 수송, 스포츠 용품
높은 형태안정성, 낮은 열팽창계수 및 마모성	미사일, 항공기 브레이크, 항공기 안테나
높은 진동 감쇄, 강도, 인성	오디오 장비
전기 전도성	자동차 후드
생체 불활성, 엑스레이 투과성	인공 보철, 엑스레이 장비
피로 저항성, 자기 윤활성	섬유기계
화학적 불활성, 높은 부식 저항성	화학공업, 핵 관련 분야

[7, 8]. 이러한 특성 및 용도를 가지는 탄소섬유는 제조 원료에 따라 레이온계, pitch계, 그리고 PAN계 탄소섬유로 구분되며, 표 1에 제조된 탄소섬유의 응용분야와 관련된 여러 가지 특성을 나타내었다.

2.1. 고성능 탄소/탄소 복합재료

(1) 특성

탄소/탄소 복합재료의 특성은 다음과 같다.

- 가. 고온 하에서의 우수한 기계적 성질, 내열충격성, 치수안정성
- 나. 고강도, 고강성, 저비중 및 피로특성
- 다. 내열삭마성, 내식성
- 라. 마찰·마모 특성
- 마. 전기전도성 및 낮은 열팽창성
- 바. 생체적합성
- 사. 화학적 안정성
- 아. 빠른 Heating/Cooling 특성
- 자. 내방사선 및 차폐특성

이와 같이 탄소/탄소 복합재료는 불활성 기체 하에서 2200°C까지의 높은 온도에서도 우수한 기계적 특성을 유지함으로써 현재까지 개발된 고온구조 재료 중에서 가장 우수한 재료로 각광을 받고 있다. 그러나, 탄소는 대기 중 500°C 이하에서 쉽게 산화되어 기계적 특성이 크게 저하되는 취약점이 있기 때문에 탄소/탄소 복합재료의 고온 구조 특성이 더욱 광범위하

게 활용되려면 대기 중에서 산화되는 결점을 보완하여야 한다 [9-13]. 탄소/탄소 복합재료의 산화방지를 위하여 많은 연구가 진행되고 있으며 주로 탄소기지 물질의 개선, 그리고 탄소/탄소 복합재료 전체의 내산화막 코팅 방법이 주로 연구대상이 되고 있으며 최근에는 탄소섬유 자체의 내산화성 향상을 위한 연구가 시도되고 있다[14].

(2) 제조 방법

탄소/탄소 복합재료의 일반적인 제조 공정을 그림 1에 나타내었다. 탄소/탄소 복합재료를 제조하는 공정은 매트릭스 탄소를 어떻게 형성시키는가에 따라 크게 액상함침법(liquid impregnation)과 화학기상증착법(chemical vapor deposition) 또는 화학기상침투법(chemical vapor infiltration)이 있다. 액상함침법은 프리폼에 수지를 함침시킨 후 그 수지를 열분해 하여 탄화시키는 방법으로서 비교적 제조장치가 간단하고 공정에 소요되는 경비가 경제적이지만 탄화과정 동안 휘발성 물질의 손실로 인하여 기공이 증가하므로 고밀도의 매트릭스를 얻으려면 여러 차례의 함침-탄화 과정을 반복해야 한다. 반면에 화학기상증착법은 탄소섬유로 된 기공이 많은 preform에 탄화수소를 통과시키면서 탄화수소의 열분해로부터 생성된 열분해 탄소가 preform의 내부의 섬유표면에 증착되도록 하여 matrix를 형성하는 방법으로서, 액상함침법에 비해 비교적 치밀화된 matrix를 제조할 수 있는 장점이 있다. 그림 2에 화학기상증착법 사용시 열분해된 탄소의 확산과 preform의 표면반응속도간의 관계를 나타내었다.

현재까지 개발되고 있는 화학기상침투법에는 등온법

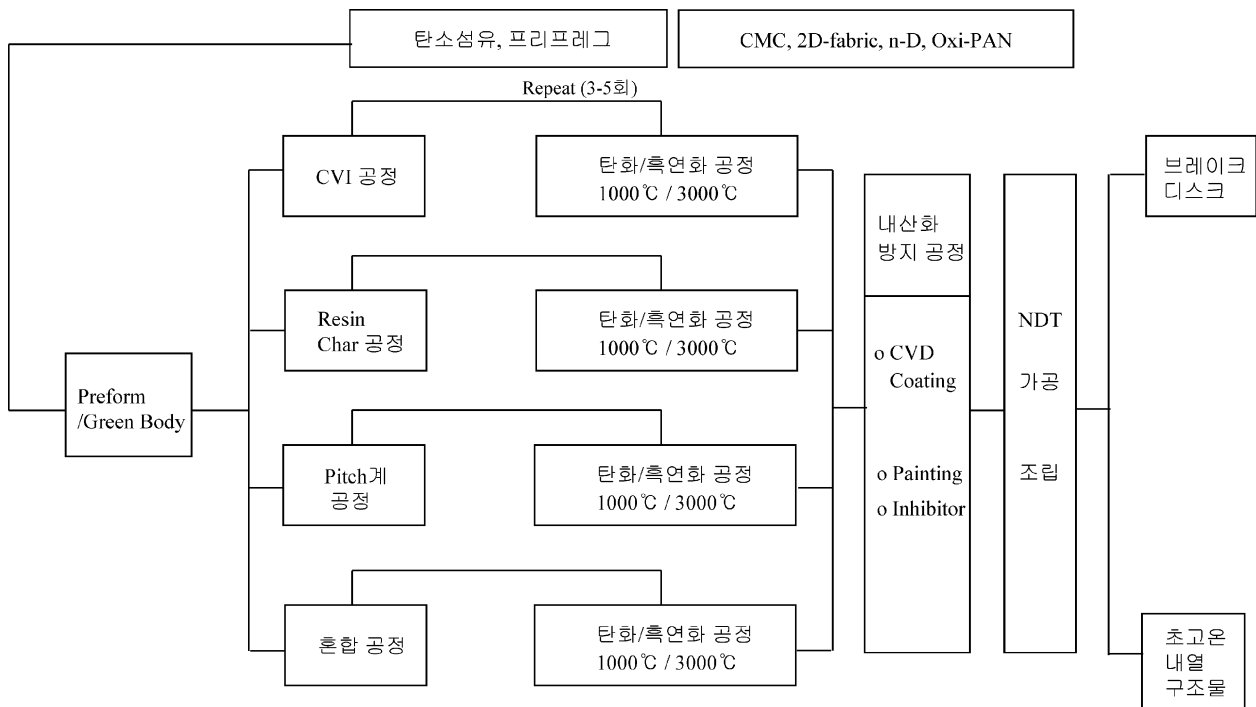


그림 1. 탄소/탄소 복합재료의 일반적인 제조 공정.

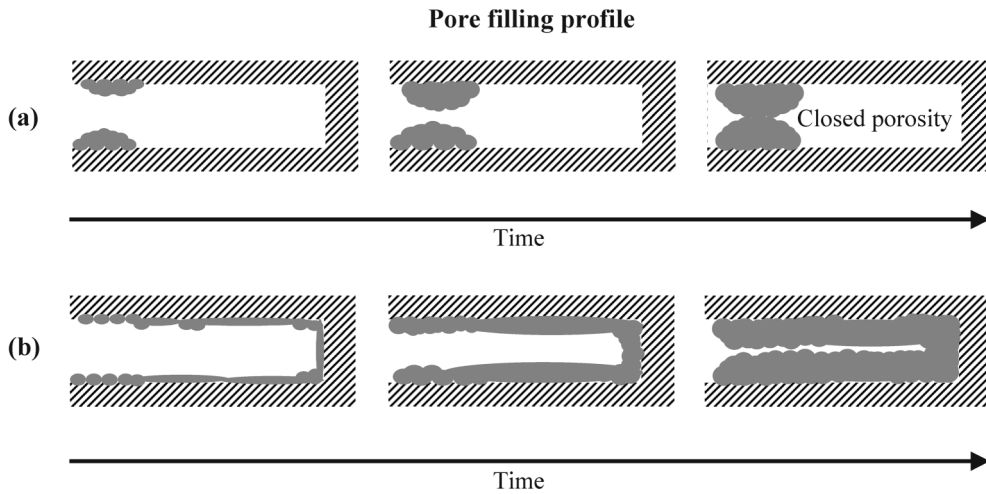


그림 2. 확산과 표면 반응 속도간의 관계: (a) 표면 반응속도 >> 확산속도, (b) 표면 반응속도 << 확산속도.

(isothermal method), 열구배법(thermal gradient method), 온도 및 압력 구배법(temperature and pressure gradient method), R. D. 법, 펄스법(pulse method) 등의 다양한 방법들의 있으며, 이들의 분류기준은 열분해 탄소를 증착할 때 preform이 균일한 온도인지 혹은 온도나 압력의 구배를 가지고 있는지 와, 반응 가스가 preform에 접하고 있는지 혹은 preform을 통하여 흐르는가에 따른다.

액상함침 및 탄화법은 매트릭스의 종류에 따라 다시 에폭시, 페놀, 폴란수지 등의 열경화성 수지를 사용하는 방법과 타르 또는 핏치를 사용하는 방법으로 구분된다. 열경화성 수지가 고상탄화 과정을 거치는데 반하여, 핏치는 액상탄화 과정을 거치므로 탄화 후 방향족 분자의 배향성이 증가하여 열전도성이 우수하고 수축에 따른 균열 발생이 적은 점 등의 이점이 있어 최근에는 핏치를 이용한 제조방법이 많이 이용되고 있다.

핏치를 원료로 이용하여 탄소/탄소 복합재료를 제조할 경우에 액상함침 및 탄화 방법이 사용되고 있다. 핏치의 경우 탄화 혹은 흑연화 처리 후 휘발성분의 이탈에 따른 부피감소로 인해 기공이 많이 남게 된다. 따라서 일반적으로 핏치의 함침 및 탄화공정을 여러 번 반복하여 밀도를 높여주는 방법을 사용하고 있지만, 반복횟수가 증가할수록 경제성이 떨어지므로, 최근에는 단순한 함침/탄화의 반복보다는 다른 여러 가지 기술을 혼합 또는 변형하여 제조하고 있다. 이들을 분류하면 다음과 같다.

- 가. 가압 탄화 방법
- 나. 원료 핏치의 중합도를 높이는 방법
- 다. 핏치에 coke나 carbon black 등을 혼합하는 방법
- 라. 탄화전에 핏치를 산화(안정화)하는 방법

일반적으로 핏치를 상압에서 탄화할 경우에는 탄화수율이 매우 낮으나, 고압에서 탄화할 경우에는 탄화수율이 크게 증가하므로 함침/탄화 1회당 밀도 증가율이 훨씬 커서 더 적은 횟수로도 치밀화가 가능하다.

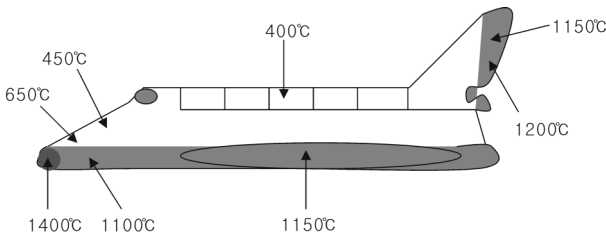
(3) 탄소/탄소 복합재료의 적용 분야

21세기 항공·우주 수송 수단으로 부각되고 있는 극초음속기, 우주왕복선 또는 수직 이착륙기 등 일련의 혁신적인 항공기술의 발달은 전통적인 항공기술의 발전과 더불어 초경량 및 초내열 탄소/탄소 복합재의 출현으로 실현 가능하게 되었다. 특히 70년대부터 기체의 경량화 관점에서 대표적으로 적용되어 오고 있는 탄소섬유강화 복합재료는 90년대 들어서는 이러한 경량 구조 특성에 더하여 전자파 흡수 코팅 재료와 함께 항공기의 스텔스용 구조재로 새로운 지평을 열어 가고 있다.

항공·우주용 첨단 복합재 기술은 스포츠-레저, 자동차 산업, 일반 산업용 및 해양/토목 구조물에 이르기까지 급속도로 파급되어 기존의 금속 소재 시장을 대체할 대규모의 복합재

표 2. 우주·항공용 탄소/탄소 복합재료의 적용 분야

분 야	적 용 부 품	비 고
Brake & Clutch	항공기용 브레이크 디스크: 전투기, 전폭기, 수송기, 민항기	F-14, -15, -18, etc. Boeing 7XX, Airbus 3XX
Rocket Motor	Blast Tube ITE Nozzle	장거리 미사일 (ICBM) 위성발사체
Heat Shields for Re-entry Vehicle	Leading Edge Nose Cone	Space Shuttle Strategic Missile (ICBM)
Aero Engine	Turbine Wheel Exhaust Nozzle Afterburner Flap, etc.	Military Jet E/G F100 Jet Engine



Skin temperature range up to 1500°C

Inner airframe can not rise above 175°C

For a skin temperature, $T < 400^\circ\text{C}$: Nylon fibers

$T < 1250^\circ\text{C}$: Vitreous silica fibers

$T > 1250^\circ\text{C}$: Reinforced C/C composites

그림 3. 대기권 진입시 공기와의 마찰에 인한 우주왕복선 외벽 온도.

시장의 출현을 예측 가능케 하고 있다. 표 2에 탄소/탄소 복합재료의 우주항공 분야에 대한 적용에 대하여 나타내었다.

2.2. 우주왕복선용 탄소/탄소 복합재료

우주왕복선이 개발되기 전까지는 일반적으로 우주선으로 우주여행을 하면 그 우주선을 다시 사용하지 못하는 것으로 생각되어 왔다. 우주선이 지구로 돌아올 때는 그림 3과 같이 지구의 대기권 내에 있는 공기와의 마찰로 인하여 생기는 높은 열에 의하여 우주선의 바깥벽이 견딜 수 없어 승무원만 돌아오는 것으로 만족하여야 했다. 과학자들은 높은 온도에서 견디는 세라믹스를 이용하여 우주왕복선에 사용할 수 있는 내열타일을 개발함으로써 1981년 4월 동체의 표면에 3만 여장 이상의 실리카 내열타일로 덮여진 콜롬비아호가 50여 시간의 우주비행 끝에 무사히 귀환하였다. 비행 후에 여러 장의 내열타일이 손상을 입은 것으로 밝혀졌지만, 1차 비행에 사용된 동체는 그 해 11월의 2차 비행에 아무런 문제없이 다시 사용될 수 있었다. 우주왕복선의 성공은 값비싼 우주선을 재사용하여 비용을 절감할 수 있다는 것에만 의의가 있는 것이 아니라 신소재의 개발이 인류 역사상 새로운 장을 여는데 얼마나 큰 기여를 하고 있는가를 보여주는 것이었다.

그러나 위와 같은 산화실리콘이 만능은 아니다. 1200°C 이하를 유지하는 동체에는 산화실리콘 내열 타일이 통용되지만 그 이상의 온도에 이르면 한계에 부딪힌다. 1200°C 이상의 고온에 견뎌야 하는 우주선의 앞부분에는 탄소-탄소 복합 재료를 사용해야 하며 그림 3과 같이 우주왕복선 앞부분과 날개의 전면부가 검은 색을 띠는 것이 탄소-탄소 복합재료가 쓰였기 때문이다.

적용의 한 예로 1985년 미국의 레이건 대통령이 제안한 오리엔트 익스프레스의 개발연구는 현재에도 진행되고 있다. 오리엔트 익스프레스란 미국의 워싱턴과 일본의 동경간을 2시간에 연결하는 우주비행기이다. 현재의 제트기로 13시간 이상 걸리는 거리를 2시간에 비행하기 위해서는 공기가 없는 대기권 밖으로 비행하여야 한다. 그리고 착륙시는 다시 대기권에 진

입하여 공항으로 향해야 한다. 이와 같은 비행기를 생각할 때 대기권 돌입시에 기체와 공기와의 마찰에 의한 열을 생각하지 않으면 안된다. 특히 비행기의 앞 끝은 1,800°C에 달한다. 우주왕복선에 사용되는 내열타일이 있으나 이 타일은 기체의 표면에 접착제를 바른 것으로 매우 벗겨지기 쉽다는 결점이 있다. 우주왕복선은 100번의 비행에 견딜 수 있게 설계되어 있으나 타일은 매회의 비행 후에 상당수를 바꿔 붙이고 있는 실정이다. 대기권에 재돌입을 반복하는 오리엔트 익스프레스와 같은 우주비행체에는 이러한 내열타일을 사용할 수 없어 보다 강하고 열에 견디며 동체내로 열을 전달시키지 않는 새로운 신소재, 즉 탄소/탄소 복합재료에 대한 필요가 크게 요구되었다.

이처럼 탄소/탄소 복합재료가 우주 항공 등 차세대 산업에 필수적인 초고온용 신물질로 각광받고 있다. 탄소/탄소 복합재료는 탄소섬유와 탄소매트릭스를 결합한 뒤 여기에 일부 포함된 산소 질소 등 불순물을 완전히 제거한 탄소 100%의 재료로서 가벼우면서도 강도가 높고 특히 섭씨 2000°C 이상의 초고온에서도 잘 견디는 특징을 가지고 있다[15]. 우주 왕복선의 경우 공기와의 마찰 등으로 선체 표면이 섭씨 2000°C 내외의 초고온 상태에 장시간 노출된다. 특히 우주에서 대기권으로 진입할 때는 공기와의 마찰로 인해 섭씨 2000°C 이상으로 올라간다. 탄소/탄소 복합재료는 이런 초고온을 쉽게 이겨낼 수 있어 우주왕복선과 극초음속 여객기 등의 핵심 재료로 가장 활발히 사용될 예정으로 향 후 보다 발전할 전망이다.

(1) 우주왕복선용 탄소/탄소 복합재료에 대한 필요조건

우주왕복선의 가장 중요한 기술문제의 하나는 대기권 돌입시 가혹한 공력가열 환경에 견디고, 재사용이 가능한 내열재료·구조의 개발이다. 탄소/탄소 복합재료에 요구되는 조건은 다음과 같다[9, 10].

가. 내열성: 산화성 분위기하에서 최대 1700°C의 온도에 견디어야 한다.

나. 재사용성: 10회를 목표로 보수·점검은 최소한으로 한다.

다. 내하중: nose cap, leading 엔진은 모노 코크상의 구조가 되므로 공력하중에 대해 형상을 보존하고 꺾이지 않기 위해 높은 탄성율이 요구된다. 보조날개, 방향타와 같은 타면(키쪽) 및 tip-fin에는 큰 공력하중에 견디기 위해 더 높은 강도가 필요하다.

라. 환경조건: 음향, 진동, 충격에 대해 뛰어난 특성을 갖고, 또한 내후성, 내 우주환경성이 월등해야 한다.

마. 코스트·신뢰성: 저코스트에서 신뢰성이 월등해야 한다.

이처럼 탄소섬유를 탄소로 굳힌 탄소-탄소 복합재료는 그 구성 성분이 모두 탄소이므로 고온이 되어도 강도가 거의 저하되지 않은 것이 가장 큰 장점으로 탄소섬유로 짠 직물을 여러 겹 겹친 다음 틈새에 고온에서 탄소로 변할 수 있는 피치 등의 유기물을 함침시켜 고온에서 열처리함으로써 굳히기도 하

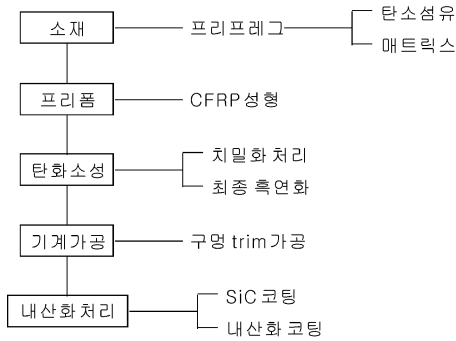


그림 4. 내산화 탄소/탄소 복합재료의 제조 방법 및 순서.

며 또는 겹쳐진 직물 틈새에 프로판 가스 등을 고온에서 흘려 탄소로 남게 하는 방법도 있다. 그러나 이들 방법 모두 탄소 섬유 틈새가 완전히 탄소로 채워지지 않는다는 것이다. 피치를 함침시켜 열분해하면 탄소는 남으나 수소와 산소가 나가므로 틈새가 생기며, 가스를 사용하는 경우는 탄소가 석출함에 따라서 가스가 흐르지 않게 되어 공간이 남고 만다. 따라서 탄소-탄소 복합재료에서는 얼마나 치밀한 소재를 만들 수 있는가가 핵심이다[11].

(2) 우주왕복선용 탄소/탄소 복합재의 제조 방법과 특성
가. 내산화 탄소/탄소 복합재의 제조 방법

우주왕복선에 사용될 탄소/탄소 복합재를 선정하기 위한 기초 데이터를 얻기 위해 여러 종류의 재료에 대해 평가시험을 실시하고 있다. 그림 4에 전형적인 내산화 탄소/탄소 복합재의 제조 방법 및 순서를 나타내었다. 소재와 공정이 탄소/탄소 복합재의 최종특성에 미치는 영향은 크지만 탄소섬유로서 강도·탄성율이 큰 PAN계와 고탄성의 피치계 2종류에 대하여 평가한 결과를 그림 5에 나타내었다. 결과에 나타난 바와 같이 피치계 탄소섬유 쪽이 고탄성이고, 인장 과단 왜곡은 PAN계 섬유가 0.5%인데 반해 피치계 섬유는 0.46%로 약간 PAN계 섬유 쪽이 크다. 일반적으로 탄소/탄소 복합재료는 제조시 이러

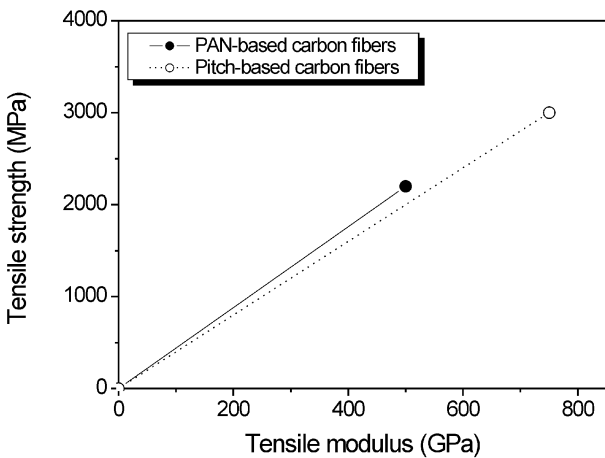


그림 5. PAN과 pitch계 탄소섬유의 인장 특성.

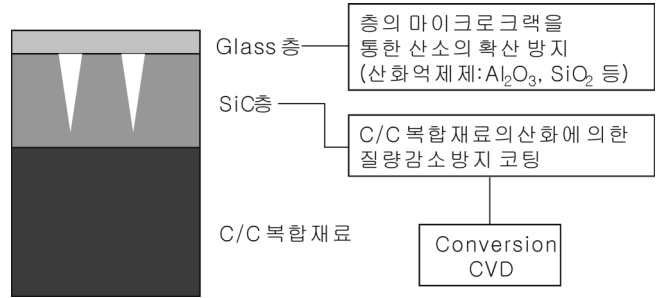


그림 6. 탄소/탄소 복합재료의 내산화 기본 개념.

한 탄소섬유를 사용하여 탄소복합재료 프리프레그에는 페놀수지를 이용하고 함침 수지로는 푸란수지 및 피치를 사용하여 소성 치밀화 공정을 수차례 반복하고, 용적밀도를 올려 최종 흑연화 처리하여 완성한다.

우주왕복선의 대기권 재돌입시 공력가열 환경하에서는 표면의 산화소모를 방지하기 위해 내산화 코팅층이 필요하다. 내산화의 기본 개념을 그림 6에 나타내었으며, 제1층은 SiC이고 이것은 SiC의 내열성이나 탄소에 대한 친화성이 뛰어나다는 이유로 선정되었다. 코팅방법으로는 앞서 제조 방법에 서술한 바와 같이 탄소/탄소기재를 화학반응에 의해 SiC에 전화시키는 conversion법과 화학기상증착(CVD)에 의해 SiC를 표면에 표출시킨 CVD SiC법이 있다[12]. SiC층에 있어 가장 문제가 되는 것은 탄소/탄소재와 SiC층 사이에서 발생하는 열응력이다. 이것은 탄소/탄소재와 SiC의 열팽창차에 의한 것으로 이 열팽창차가 SiC 코팅의 박리나 균열을 발생시킨다. SiC 코팅층의 박리방지를 위해 탄소/탄소재와 SiC와의 경계면을

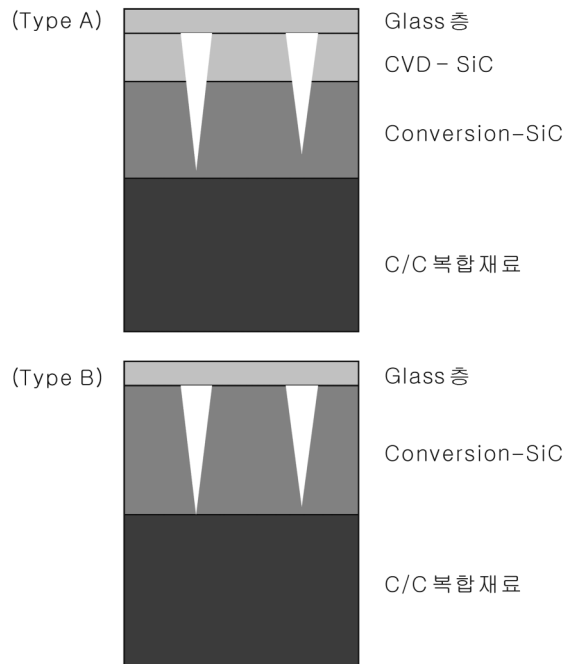


그림 7. 탄소/탄소 복합재료의 내산화 코팅 시스템.

표 3. 내산화 탄소/탄소 복합재료의 기계적 특성

탄소섬유	PAN계 (High modulus)	Pitch계 (High modulus)
직물 구조	8매 주자직물	일방향
직층 구조	0/±45/90	0/±45/90
CFRP 매트릭스	페놀수지	페놀수지
세밀화 매트릭스	Pitch	Pitch
내산화 코팅	SiC	SiC
부피 비중(g/cm ³)	1.6	2.0
인장(MPa)	320	370
인장 at 1000°C	370	363
인장파단비뚤어짐(%)	0.3	0.2
휨(MPa)	410	320
휨 파단비뚤어짐(%)	0.5	0.2
압축(MPa)	280	180
압축파단비뚤어짐(%)	0.3	0.1
층간전단(MPa)	16	16
탄성률		
인장(GPa)	120	180
휨(GPa)	95	140
압축(GPa)	110	150

conversion SiC에 의해 경사기능화시켜 밀착성의 향상을 꾀하고 있다. 박리방지를 위해서는 conversion SiC층이 필요하다. 게다가 균열을 통해 탄소/탄소재의 산화를 방지하는 방법을 사용하고 있다. 현재 TYPE-A, TYPE-B의 SiC층에 관해 검토를 계속하고 있으며, 유리상 세라믹스는 B₂O₃, Al₂O₃, SiO₂의 조합을 이용하고 있다(그림 7).

Type-A ... Conversion SiC (탄소/탄소재를 SiC화)

Type-B ... Conversion SiC + CVD SiC

나. 우주왕복선용 내산화 탄소/탄소 복합재료의 특성

내산화 탄소/탄소 복합재료의 기계적 특성을 표 3에 나타내었으며, 그림 8에 고온에서 열전도의 측정치를, 그림 9에 충격 후 압축강도를 나타내었다. 낮은 충격에너지 수준(150 in·lbs/in)에서 탄소/탄소 복합재 층 사이에서 박리가 발생하였으나 고속충격(700 in·lbs/in) 이상을 받아도 구멍이 뚫릴 뿐 완전한 파괴는 관찰되지 않았다. 위의 결과에서 탄소/탄소 복합재의 특성을 다음과 같이 특징지을 수 있다.

① PAN계 탄소섬유에서의 탄소/탄소 복합재 특성: 굽힘, 압축강도가 크고 파단 뻠뚤어짐도 크다. 고온에서 특성은 뛰어나고 내충격성도 양호하다. 열전도율은 측정온도와 함께 커지는 했으나 열전도를 자체는 작다.

② 핏치계 탄소섬유에서의 C/C재 특성: 인장 강도는 크지만 압축, 굽힘 강도가 작다. 파단 뻠뚤어짐도 작다. 탄성율은 인장, 굽힘, 압축 전부에서 크다. 고온에서 특성은 뛰어나고 내충격성도 양호하다. 비중은 약간 큰수치를 갖는다. 열전도율은 측정온도와 함께 작아지기는 했으나 열전도를 자체는 크다.

이러한 특성의 차이는 대부분 탄소섬유의 특성의 차이에 기

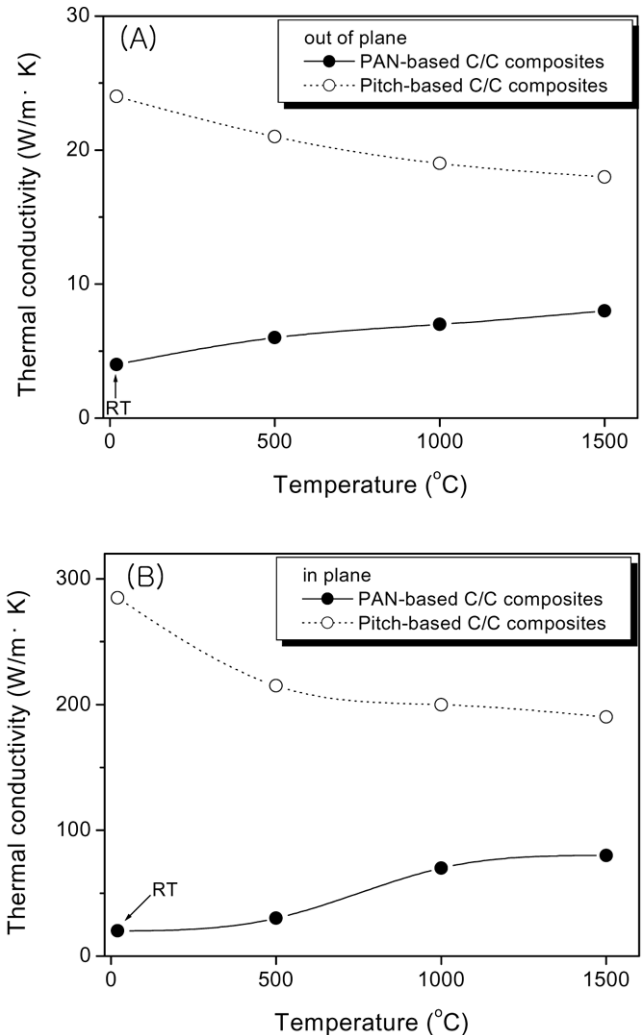


그림 8. 탄소/탄소 복합재료의 열전도도.

인하는 것으로 생각할 수 있다. 즉, 탄소섬유와 탄소매트릭스에 의해 구성되어 있는 탄소/탄소 복합재료는 탄소섬유보다도 탄소매트릭스 쪽이 파단 뻠뚤어짐이 작으므로 핏치계 탄소섬유에서는 탄소/탄소 복합재료의 파단 뻠뚤어짐이 작다. 다시 말하면 탄소/탄소 복합재의 파단은 우선 탄소매트릭스에서 나타나는데, 최종적으로 섬유가 파단되는 것은 탄소매트릭스에서 탄소섬유의 파단까지의 뻠뚤어짐이며, 탄소섬유와 탄소매트릭스의 경계면 접착력에 의존하고 있다. 따라서, 파단 뻠뚤어짐이 작은 탄소/탄소 복합재료는 접착력이 강하고, 탄소/탄소 복합재료의 파단이 탄소매트릭스의 하단에 보다 강하게 영향을 받고 있는 것을 시사하고 있다.

그러므로 핏치계 탄소섬유에서 탄소/탄소 복합재료의 앞으로의 연구 방향은 파단 뻠뚤어짐을 크게 하는 것이고 탄소섬유와 탄소매트릭스의 계면접착력을 조정하는 것으로 생각되는 탄소섬유의 표면처리기술과 구조체에 적용시 최대의 약점으로 작용하는 탄소/탄소 복합재료의 층간전단강도의 향상에 대한

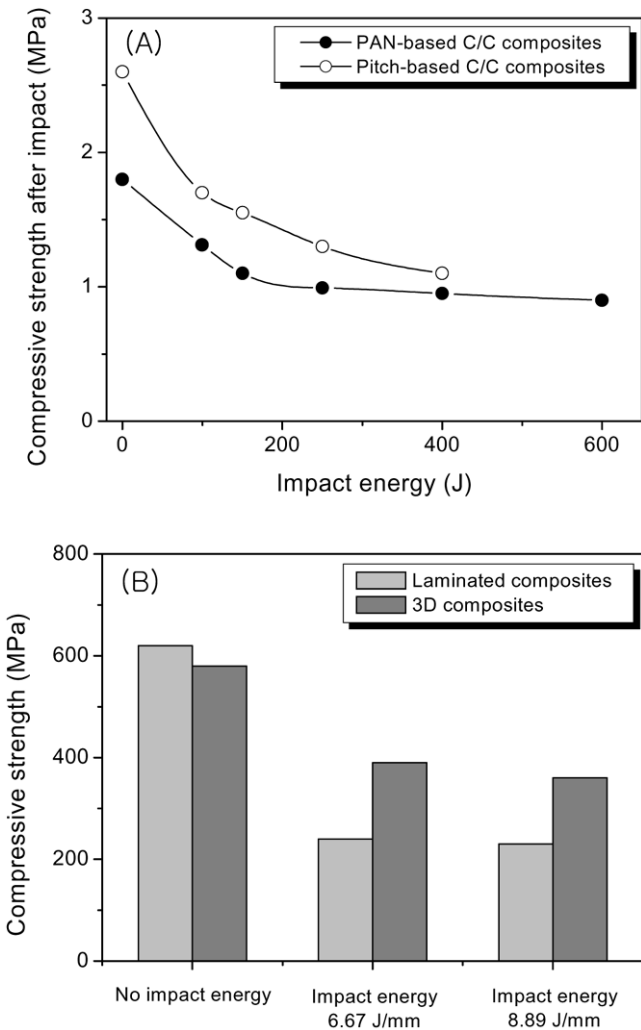


그림 9. 탄소/탄소 복합재료의 충격후 압축강도 변화.

검토가 필요하다.

다. 우주왕복선용 탄소/탄소 복합재료의 성형가공
탄소/탄소 복합재료를 우주왕복선의 각종 형상을 갖는 구조체로 사용하기 위해서는 양호한 성형성을 가질 필요가 있다. 탄소/탄소 복합재료의 적용 상정부위 가운데 타면(키쪽) 및 초프핀의 구조를 형성한 보강평판과 주날개전련의 일부인 곡면형상부재에 관한 설계, 제조상의 과제를 검토해야 한다.

라. 우주왕복선용 내산화 탄소/탄소 복합재료의 평가
우주왕복선은 대기권 돌입시에 공력가열에 의해 고온으로 가열되지만 기체표면의 공기는 고온으로 뜨거워짐에 따라 공기분자가 원자나 이온으로 분해 되어 떨어져 흐르도록 되어있다. 이것이 분해 되어 떨어진 원자나 이온이 기체표면에서 재료의 촉매성에 의해 재결합을 일으킨다(그림 10). 이러한 재결합은 발열반응이므로 재료의 촉매성이 클수록 기체표면온도는 높아진다. 게다가, 일정한 공력가열율의 조건에서는 표면온도

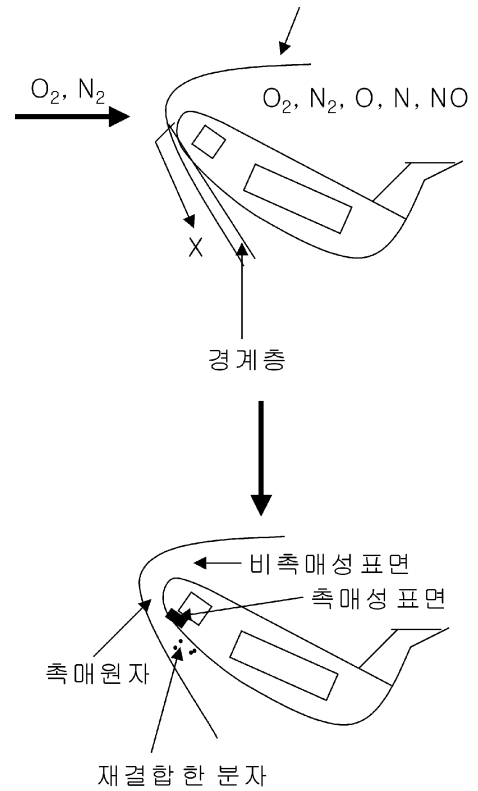
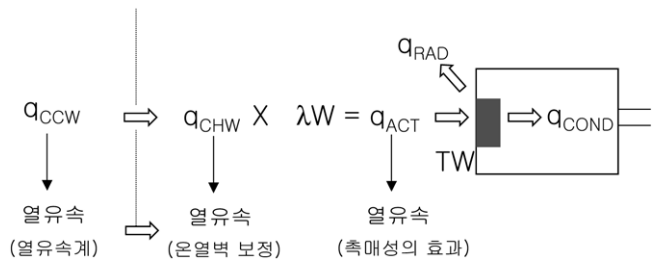


그림 10. 기체 표면에서의 원자의 재결합.



$$q_{CHW} \lambda_W = q_{ACT} = q_{RAD} + q_{COND}$$

여기서, q_{ACT} : 공시체에 유입되는 에너지
 q_{ACT} : 공시체로부터의 복사 에너지 = $\epsilon \cdot \sigma \cdot T_W^4$
 ϵ : 복사율
 σ : 스테판-볼츠만 계수
 T_W : 공시체 표면 온도
 q_{ACT} : 공시체로부터의 열 전도 에너지
 λ_W : 촉매계수

그림 11. 기체(탄소/탄소 복합재료) 주위의 열수지.

는 복사평형온도가 되므로 재료의 복사율이 작을수록 기체 표면온도는 높아진다(그림 11).

이와 같이 우주왕복선의 대기권 돌입시의 기체 표면온도는

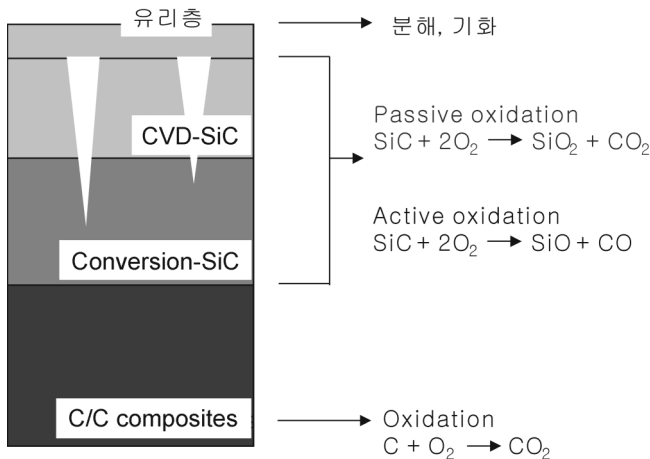


그림 12. 탄소/탄소 복합재료의 내열성 및 내산화성 평가.

복사율과 축매성에 의해 결정되지만 이것들은 탄소/탄소 복합재의 내산화 코팅층의 특성에 의존하고 있다. 우주왕복선의 내산화 코팅층은 내열이나 내산화성 뿐만 아니라 복사율(값이 클수록 표면온도는 낮다)과 축매성(낮을수록 표면온도도 낮다)의 기능이 요구된다[13]. 우주왕복선의 대기권 돌입시 공력가열 환경에서 이것들의 기능을 평가하는데는 환경을 모사할 수 있는 아크가열 풍동설비가 적당하며, 그림 12에 내산화 탄소/탄소 복합재료의 내열성 내산화성의 평가를 나타냈다.

- ① 유리층: 고온고속기류에 의한 증발, 분해, 비산.
- ② SiC층: Passive oxidation과 active oxidation이 있지만 어느 쪽 반응이 일어나는지는 온도와 압력에 의해 결정된다. Active oxidation에서는 SiO, CO가 가스생성물이고 SiC는 계속해서 산화되기 때문에 산화소모가 심하다.
- ③ C/C재: SiC층의 crack을 통해 확산한 산소에 의해 산화.

SiC층의 크랙은 SiC의 생성온도(CVD SiC의 경우 1500°C 이상) 이상에서는 닫혀있는 것으로 생각되고, 탄소 자신의 산화가 600°C 이상에서 진행되는 것을 고려하면 1000°C 전후의 온도가 최고 임계온도라고 생각된다.

2.3. 항공기 브레이크용 탄소/탄소 복합재료

우주왕복선 다음으로 많이 활용되는 분야는 항공기 브레이크 분야이다. 항공기용 탄소브레이크 디스크는 항공기의 이착

륙시 수십~수백톤에 상당하는 무거운 기체가 시속 200~300 킬로미터의 속도로 활주시 발생하는 운동에너지를 마찰열에너지로 바꾸어 이 열을 흡수하므로써 항공기를 단시간에 제동시키는 기능을 한다. 특히 탄소브레이크는 항공기의 고속 및 대형화 추세에 비추어 필수적으로 요구되는 새로운 개념의 차세대 초경량 마찰재로서 각광을 받고 있다[14]. 그러나 탄소/탄소 복합재료가 명실상부한 차세대 신소재로 자리 잡기 위해서는 앞서 언급한 바와 같이 해결해야할 문제점이 있는데, 빨리 움직이는 상황에서 산소와 만나면 타서 없어지는 성질, 즉 고온에서의 산화작용에 매우 약하다는 단점을 가지고 있다. 즉, 비결정 탄소기지에 탄소섬유를 강화시킨 복합재료인 탄소/탄소 복합재료는 산화방지를 위해 표면을 SiC로 내산화 코팅처리 하고 있으나 아직 완벽한 수준에는 이르지 못하고 있으며, 비용이 많이 드는 것도 문제이다.

현재 국내에서는 한국공군의 F-16 전투기에 자체 기술로 제작한 탄소/탄소 복합재료를 이용한 브레이크 디스크를 적용하고 있다. 이는 탄소/탄소 복합재료의 높은 열흡수력을 활용한 것으로 제동거리가 기존에 비해 매우 짧은 장점을 가지고 있으며, 그 동안 군용 및 민수용 항공기의 고빈도 소모성 부품으로 해외로부터 전량수입 하였던 상황을 벗어날 수 있게 되었으며, 수입대체 효과는 물론 군의 원활한 임무수행과 해외로 수출할 수 있는 기반 또한 확보할 수 있게 되었다.

2.4. 로켓 및 항공용 탄소/탄소 복합재료

로켓은 기능적으로는 우주개발, 통신, 지구관측 등을 목적으로 발사되는 위성체 발사용 대형 로켓, Space Shuttle과 같은 우주왕복선의 발사 로켓, 지구 대기관측 및 미소 중력 하에서의 재료실험을 위한 소형과학 로켓, 그리고 군사적인 목적으로 핵탄두나 폭발물을 운반하는 미사일에 사용되는 군사용 로켓 등으로 분류한다. 로켓의 개발 및 제작에 사용되는 구조재료는 이들 로켓의 임무 및 역할에 따라서 다양하게 개발되어 사용되고 있다.

최근에 재료과학이 급속도로 발달함에 따라 구조재료의 고강도 및 경량화 개발이 가속화되고 있으며, 실제로 이들을 사용하여 개발되는 여러 가지 로켓의 성능은 크게 개선되고 있는 실정이다. 또한 고에너지 추진제의 등장으로 추진기관 성능은 현저히 증가해가고 있으며 따라서 동일한 임무를 수행하는 로켓의 부피는 예전에 비해서 점차적으로 작아지고 있다.

표 4. 선진국의 탄소/탄소 복합재료의 개발 프로젝트 현황

구분	프로젝트 명칭	개발기간	도달목표/특징	연구국가(기관)
우주·항공용 복합재료	HOPE	1998 완료	내열온도 1,300°C(상용), 1,700°C에서 10분	일본
	NASA(CX-30)	1996 완료	상세한 사항은 불분명	미국
	Shuttle-II	2005년 완료	상세한 사항은 불분명	미국
	HERMES	1998년 완료	상세한 사항은 불분명	프랑스
	HOTOL	1998년 완료	상세한 사항은 불분명	영국
	SANGER	2005년 완료	상세한 사항은 불분명	독일

로켓에 있어서 구조재료의 고강도 및 경량화는 매우 중요하며, 이는 주어진 로켓 모터 혹은 엔진의 추력성능하에서 비행체가 더 멀리 안전하게 비행할 수 있음을 뜻하기 때문이다.

(1) 로켓의 구조재료

일반적으로 아음속 비행체에 대한 재료의 선정기준으로는 경량성, 강도성, 소재공급의 용이성, 가공성 등을 말할 수 있다. 이러한 재료선정 기준들을 만족시키는 재료로는 알루미늄, 티타늄, 니켈 합금이 대표적이다. 이에 반해서 로켓 엔진이 부착되어 초음속으로 비행하는 비행체의 재료선정에서 중요하게 고려되어야 하는 문제 중의 하나는 성능향상을 위하여 비행체 구조의 중량을 감소시키면서도 로켓 시스템의 안정성과 신뢰성을 극대화시킬 수 있도록 하는 것이다. 따라서, 재료의 중량이 가벼우면서도 물리화학적 특성이 우수한 신재료에 대한 연구가 기존에 개발된 재료를 어떻게 적용시키는지 하는 응용 및 개발연구와 병행되어 수행되고 있으며, 선진국에서 이미 개발되어 각종 로켓 및 항공기에 사용되는 대표적인 구조 재료의 예는 다음과 같다. 1950년대 이후 대륙간 탄도 미사일이 대기권을 재 돌입할 때 앞부분이 고열에 의해 파괴되는 것을 막기 위해 개발된 탄소/탄소 복합재료는 미사일의 엔진 노즐 재료로 이용되었으며, 스텔스와 같은 전투 폭격기의 제작에 탄소만으로 구성된 섬유를 고강도 엔지니어링 플라스틱 수지에 복합화한 고분자 복합재료를 사용하였다. 특히, 스텔스기의 경우 경량화 뿐만 아니라 적의 방공 레이더 시스템으로부터 추적 불가능하도록 하기 위해 레이더 파를 흡수하는 전자파 차폐특성을 갖는다.

이처럼 우주·항공용 탄소/탄소 복합재료의 개발은 밀도화 공정기술 및 내산화 특성 연구로 표 4에 나타낸 바와 같이 지난 20년 전부터 기술 선진국에서 단계적으로 개발되어 왔으며, 오늘날에도 이의 성능개선을 위한 연구가 지속적으로 수행되고 있다. 그러나 현재까지 개발된 탄소/탄소 복합재료의 제조 방법은 동서 냉전이 극렬한 상태에서 각국이 자존심을 걸고 개발한 것으로서, 제조원가의 절감 또는 공정의 단축 등에 관한 노력보다는 보다 우수한 특성을 갖는 제품을 제조하기 위하여 노력하여 왔기 때문에 제조원가가 매우 높으며 설비투자도 대규모로 이루어져 왔다. 따라서 최근의 동서화해 무드에 따라 군사적 목적뿐만 아니라 일반 산업용으로의 용도확대를 추구하여 제조원가의 절감 및 제조공정의 단순화를 꾀하여 앞으로의 관심 사항인 우주·항공, 스포츠, 산업, 그리고 레저 분야에 이르기까지 그 용도를 확대하여야 한다.

2.5. 관련기술의 현황

(1) 해외 기술동향

탄소/탄소 복합재료의 제조에 관한 연구는 1960년대 중반부터 시작되었으며, 미국, 프랑스, 독일 및 일본의 관련 업체 및 연구기관에서 비밀리에 행하여 왔다. 탄소/탄소 복합재료의 개발은 탄소섬유의 개발과 다양한 매트릭스의 개발에 따른 밀도화 공정기술 및 내산화성 개선 연구로 지난 20년 동안 기술

선진국에서 단계적으로 개발되어 왔으며 오늘날에도 이의 성능개선을 위한 연구가 지속적으로 수행되고 있다. 그러나 현재까지 개발된 탄소/탄소 복합재료의 제조방법은 동서 냉전이 극렬한 상태에서 각국이 자존심을 걸고 개발한 것으로서, 제조원가의 절감 또는 공정의 단축 등에 관한 노력보다는 우수한 특성을 갖는 제품을 제조하기 위하여 노력하여 왔기 때문에 제조원가가 매우 높으며 설비투자도 대규모로 이루어져 왔다. 따라서 최근의 동서화해 무드에 따라 군사적 목적뿐만 아니라 일반 산업용으로의 용도확대를 추구함에 따라 제조원가의 절감 및 제조공정의 단순화에 관심이 집중되고 있다.

지난 20년 동안의 막대한 연구투자에도 불구하고 탄소/탄소 복합재료는 아직까지 연구가 계속되고 있는 실정으로 미 국방성에 한정해서만 매년 연구비가 2000만에서 5000만 달러에 속하며, 일본의 경우에도 우주 발사체 개발을 위하여 이를 적극 개발하고 있으며, 주로 내산화성 향상, 매트릭스 개량, 평가기술 개발 및 이의 대량 생산화에 대한 연구에만 500억 원 이상 규모의 설비 투자를 하고 있다. 이 금액은 금속이나 최근에 특히 주목을 받고 있는 세라믹계 내열재에 비하여 그리 많은 액수는 아니지만 탄소/탄소 복합재료 한 종류에 국한된 연구비임을 감안할 때 가장 많은 액수가 투자되는 재료 분야라 할 수 있다.

(2) 국내의 기술동향

탄소/탄소 복합재료의 국내 연구개발 현황을 보면 국방과학연구소(ADD)를 중심으로 일부 국책연구소 및 대학 등에서 80년대 초에 이의 제조공법에 관하여 기초연구를 수행한 적이 있으나 본격적인 연구개발은 90년 초부터 본격화 됐다고 볼 수 있으며, 현재 100% 국산 소재를 사용한 고밀도 탄소/탄소 브레이크 및 내열재를 생산할 수 있는 제조공정 기술 및 pilot plant를 확보 운영하고 있다. 국내의 전문 인력 및 기술수준은 선진국에 비하여 아직 미흡한 점이 많으나 탄소/탄소 복합재료의 주요 제조공정인 Resin Char 공정, CVI 공정, 내산화 공정(Inhibitor 및 Coating 처리) 등에 대한 기본 기술은 이미 확보되어 있으며, Pitch를 이용한 고밀도의 탄소/탄소 복합재료의 개발, 고탄화율의 새로운 고분자 화합물의 개발 등에도 만족할만한 성과를 나타내고 있다.

3. 결 론

앞서 서술한 바와 같이 탄소/탄소 복합재료는 강철에 비하여 비중이 1/4이며 환원 분위기하 3000°C까지는 온도와 더불어 기계적 강도가 유지될 뿐만 아니라 내열충격성, 치수안정성, 제동안정성 및 내마모 저항성이 가장 우수한 초경량 고온 재료로서 기존의 브레이크 디스크에 많이 사용되어 온 강철 계열의 재료에 비해 고온에서 비강성과 비강도가 높고, 열적 구조적 안정성과 함께 적당한 마찰계수의 특성을 가지고 있어, 고속 경주용 자동차, 고속전철과 항공기의 브레이크 디스크에

많이 사용되고 있다. 특히 우주왕복선의 대기권 재진입시 필수적으로 요구되는 초고온 내열성을 가지는 최첨단 재료로서 제조와 관련된 기술과 소재 모두 MTCR(Missile Technology Control Regulation) 규정에 의거 선진국으로부터 유출이 철저히 통제되고 있는 첨단 전략 소재이다. 따라서, 첨단 신소재의 개발과 고부가가치 창출을 통한 국가 경쟁력 강화가 요구되는 현 시점에서 21세기 국가 주요 전략사업 중 하나인 항공우주 산업과 초고온 응용분야에 사용되는 탄소/탄소 복합재료에 대한 연구 및 기술개발을 통하여 선진국에 의한 소재 및 관련기술의 해외 이전 및 유출 금지에 따른 독점화로 인한 막대한 수입외화의 절감과 기술의 파급효과에 따른 새로운 수요시장의 출현과 더불어 기존의 탄소섬유 및 탄소 복합재료의 대중화에 획기적인 전기를 마련하는 것이 매우 필요하다.

참고문헌

- [1] Savage, G. *Carbon-Carbon Composites*, Chapman & Hall, 1993.
- [2] Fitzer, E. *Carbon* **1987**, 25, 163.
- [3] Buckley, J. D. *Ceram. Bull.* **1988**, 67, 364.
- [4] Walker, P. L. Jr. *Carbon* **1990**, 28, 261.
- [5] Stinton, D. P. *Am. Ceram. Soc. Bull.* **1988**, 67, 350.
- [6] Strife, J. R.; Sheehan, J. E. *Am. Ceram. Soc. Bull.* **1988**, 67, 369.
- [7] Buckley, J. D.; Edie, D. D. *Carbon-Carbon materials and Composites*, Chap. 5 Noyes Publications, Park Ridge, 1993.
- [8] Thomas, C. R. *Essentials of Carbon-Carbon Composites*, Chap. 1, Royal Society of Chemistry, Cambridge, 1993.
- [9] Kurtz, M. A. *Qualification of Thermal Protection Systems by Laboratory Simulation Techniques*, Space Course Aschen, IRS-91-MI, 1991.
- [10] Strife, J. R.; Sheehan, J. E. *Ceram. Bull.* **1988**, 67, 369.
- [11] Cheng, L.; Xu, Y.; Zhang, L.; Yin, X. *Carbon* **1999**, 37, 977.
- [12] Blanco, C.; Bermejo, J.; Marsh, H.; Menendez, R. *Wear* **1997**, 213, 1.
- [13] Park, S. J.; Seo, M. K. *Carbon* **2001**, 39, 1229.
- [14] Park, S. J.; Seo, M. K.; Lee, J. R. *Carbon* **2002**, 40, 835.
- [15] Bunk, W. J. G. *Aerospace Materials, Situation and Perspectives*, Advanced Aerospace Materials, Buhl, H. Ed. Springer-Verlag, 1992.