



로켓 추진기관용 C/SiC 내열부품 개발

김연철^{a,*} · 서상규^a

Development of C/SiC Composite Parts for Rocket Propulsion

Yunchul Kim^{a,*} · Sangkyu Seo^a^aThe 4th R&D Institute - 1st Directorate, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: dendrite@add.re.kr

ABSTRACT

C/SiC composites were developed by a liquid silicon infiltration(LSI) method for use as heat-resistant parts of solid and liquid rocket propulsion engines. The heat resistance characteristics according to the composition ratio (carbon / silicon / silicon carbide) were evaluated by specimen test through arc plasma, supersonic torch test. An ablation equation for oxidation reactions was presented. Through the combustion test it was verified that various parts such as nozzle insert, exit cone and combustion chamber heat resistant parts for rocket propulsion can be manufactured and proved high ablation performance and thermal structure performance.

초 록

고체 및 액체 로켓 추진 기관 내열부품으로 사용하기 위하여 C/SiC 복합 재료를 LSI(Liquid Silicon Infiltration) 공법으로 개발하였다. 조성비에 따른 내열 특성은 아크 플라즈마, 초음속 토치 시험으로 평가하였으며 H₂O 및 CO₂ 산화에 의한 유효 삭마식을 제시하였다. 연소시험을 통하여 고체 및 액체 추진기관용 노즐목 삽입재, 확대부 내열재 및 연소실 내열부품 등 다양한 형상으로 제작이 가능함을 확인하였으며 높은 내삭마 성능과 열구조 성능이 입증되었다.

Key Words: CMC(Ceramic Matrix Composite), C/SiC(탄소/실리콘카바이드), LSI(Liquid Silicon Infiltration), Solid Rocket Propulsion(고체추진), Liquid Rocket Engine(액체엔진)

1. 서 론

복합 재료는 역사적으로 오래 전 부터 사용되어 왔으며(예를 들어 벽돌/짚) 현재는 철근 콘크리트부터 경량 항공 우주 구조물에 사용되고 있다. 섬유 강화 폴리머 기지 복합 재료는 군사 분야에서 계속 증가하는 방향으로 도입되고 있으며 국방 분야시스템에서 무게 감소는 핵심 요소

Received 7 June 2018 / Revised 12 March 2019 / Accepted 15 March 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 춘계학술대회(2018. 5. 30- 6. 1, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

가 되어있다. 고분자 매트릭스 복합 재료는 탄화수소 분자 구조가 온도가 올라감에 따라서 구조가 변화되므로 사용온도에 제한이 있다. 현재는 고밀도 금속에 대한 대체 재료로 고온에서 사용이 가능한 내산화성이 강화된 세라믹 복합재료가 많이 이용된다.

최근 몇 년간 우주 항공 및 지상 기반 응용 분야에서 세라믹 매트릭스 복합체 (CMC) 구성 요소의 설계, 제조 및 시험에 대한 관심이 증가하고 있다. CMC의 잠재적 적용에는 가스 터빈 엔진 및 우주 추진 기관용 구성 요소가 포함된다 [1-2]. 지상 기반 응용 분야에는 산업용 가스 터빈 엔진의 고온 가스 필터, 고압 열교환기 튜브 및 연소기 라이너가 포함된다(Fig. 1). 또한 원자로의 첫 번째 벽 및 단일 구성 품목에 대한 CMC의 용도는 다양하다. 현재, 연속 섬유 강화 세라믹 매트릭스 복합체의 제조 방법의 대부분은 단일 또는 다중부품 제조에 기반을 두고 있다[1-5].

열구조용 복합 재료의 주요 특징은 매우 특수한 기계적 성질, 높은 열 전도성, 우수한 열충격 저항성 등이다. 내구성이 뛰어나고 다양한 형상으로 제작이 용이하며 고내열강 부품보다 훨씬 가볍게 제조하여 요구 성능을 만족할 수 있다. 그러므로 고성능 복합재료를 사용하여 많은 국가에서 추진 시스템의 무게를 현저하게 줄이고 있다. 열구조용 복합 재료는 탄소, 실리콘 카바이드 섬유(직물 또는 프리폼)로 구성되며 운용 요구조건에 맞도록 섬유 종류, 직물 구조, 내열수지 및 증착 가스 종류를 변경함으로써 다양한 부품 제조가 가능하다.

2. 부품 제조 및 설계/해석

세라믹 부품제조에 전통적으로 사용된 분말을 이용한 소결법은 열충격 강도와 인성이 약하기 때문에 추진기관용 내열부품 제조에는 부적합하다. 대표적인 고성능 CMC 제조방법은 섬유를 다차원으로 직조 하거나 일방향 직물을 교대로 편직하여 3차원 프리폼을 제조하고 내부에 형성

된 기공에 액체를 함침하거나 기체를 증착 시켜서 원하는 밀도로 높이는 방법이다(Fig. 2). 항공 및 추진기관 분야에서 사용되기 위해서는 소형에서 대형 부품까지 가능한 제조 방법이 이용되어야 하며 대표적인 제조 공정은 Fig. 3과 같다.

액체 실리콘을 이용한 C/SiC 복합재료 제조 공정 중에서 제일 중요한 것은 탄소 섬유로 이루어진 프리폼 내부에 적절한 기공을 형성하고 용융된 금속 실리콘이 탄소 섬유 및 내열 수지가 탄화되어 형성된 탄소 골격 내부로 침투되어 이루어지는 함침 반응이다. 함침반응은 금속 실리콘의 녹는 온도 (1450 ℃) 이상에서 이루어지며 용융된 액체 실리콘은 매우 빠르게 기공을 채우며 탄소 성분과 반응한다. 반응 속도를 결정짓는 요인은 내부에 형성된 기공을 미세관 현상 효과로 채워 함침되는 용융된 금속 실리콘의 거동이다. 그러므로 함침 반응속도는 반응온도, 프리폼 내부에 형성된 기공의 기하학적 형상(유효 반지름, 형상 및 수량)에 크게 의존한다.

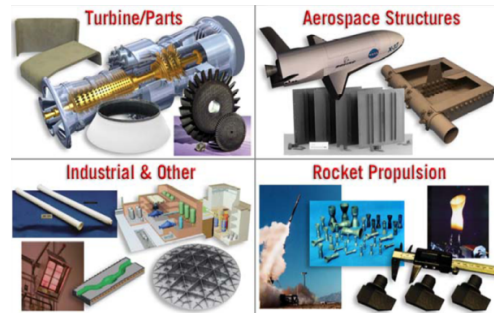


Fig. 1 Applications of C/SiC composite.

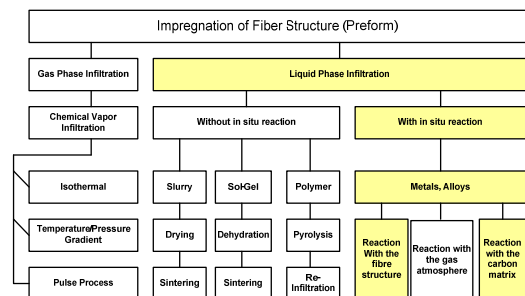


Fig. 2 Standard manufacturing method of Ceramic Matrix Composite.

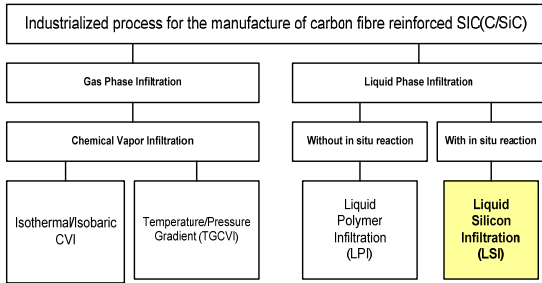


Fig. 3 Manufacturing method for C/SiC in Rocket propulsion applications.

Fig. 4에 표현된 것과 같이 LSI 공정으로 이루어지는 C/SiC 복합재료 제조는 크게 3단계 (섬유강화복합재료 제조(A)→탄화 및 고온 열처리(B)→LSI(C))로 이루어진다. C/SiC 복합재료 표면은 탄소, 실리콘카바이드, 실리콘 및 기공으로 이루어져 있으므로 실제 부품에 적용하기 위해서는 CVD (Chemical Vapour Deposition), CVR (Chemical Vapour Reaction) 방법을 이용하여 SiC 분자를 표면에 형성시켜 내산화 성능을 극대화 시킨다.

21 프리폼 설계 및 제조

고성능 탄소계 또는 실리콘 카바이드계 섬유 및 직물을 이용하여 다차원 직물 프리폼을 제조한다. 직물형 프리폼은 통상적으로 내열 수지가 함침된 프리프레임을 이용한다. 함침된 내열 수지는 열처리 후 탄소 성분이 최대한 많은 페놀, 코울타르 피치계, 이미드, 플란계 수지를 사용한다. 추진기관에 적용되는 대부분의 부품은 축대칭 구조이므로 Filament winding, Stack molding, Tape rolling, Involute layup, Needle punching 방법을 사용한다(Fig. 5). 단순 형상은 Stack molding 공법으로 프리폼을 제조한 후 가공하여 사용한다. 박막형으로 이루어진 Cone형 부품은 섬유를 직조하여 최대한 섬유 분율을 높이고 내열 수지를 VARTM(Vacuum Assisted Resin Transfer Molding)방법으로 함침 하여 경화된 성형품을 이용한다. 열처리 및 함침은 통상 2회 반복하며 LSI 공정에 사용되는 탄화체 밀도는 1.45~1.65 g/cm³ 이다.

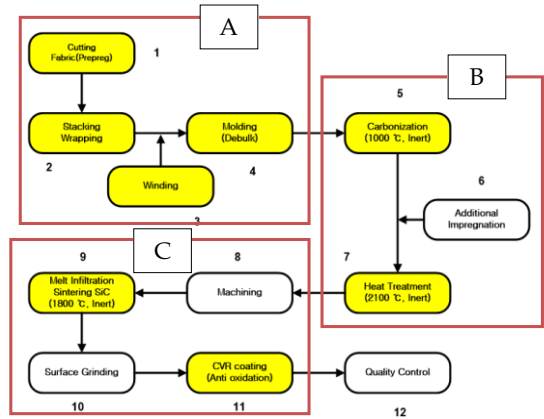


Fig. 4 Manufacturing of C/SiC composite.

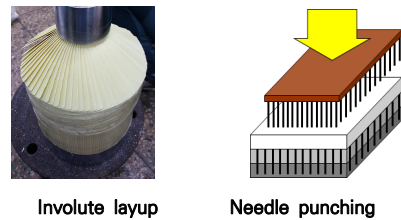


Fig. 5 Preform Design and manufacturing.

22 Liquid Silicon Infiltration(LSI) 공정

복합재료 (탄소/페놀릭,실리콘카바이드/페놀릭, 탄소/에폭시 등)를 고온 (800-1500 °C) 에서 탄화 하여 저밀도 C/C 또는 SiC/C 복합재료를 제조한다. 기지재료 사용된 내열 수지는 열처리를 통하여 결정화도가 낮은 glassy carbon으로 변화하며 2000 °C 이상에서 열처리를 하여 결정화도가 높도록 graphitization 공정을 수행하다. 열분해 반응이 일어나면 수지의 열분해 가스 생성으로 인하여 복합재료 내부에는 많은 크랙이 생성되며 부피는 수축된다. 거시적으로는 보강 섬유(탄소 섬유, 실리콘카바이드 섬유)로 인하여 전체 프리폼 수축은 한계점을 갖고 제어가 된다.

금속 실리콘의 용융온도(1450 °C) 이상에서 용융된 액체는 모세관 현상으로 저밀도 탄소/탄

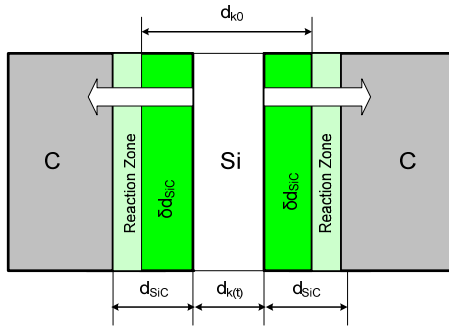


Fig. 6 Formation of SiC layer.

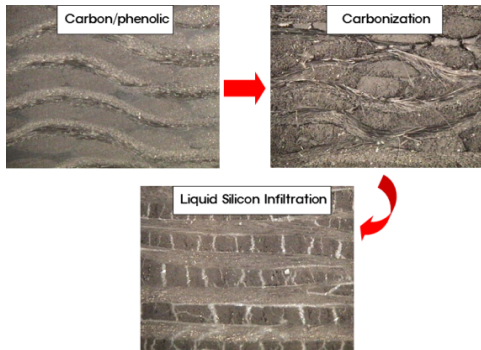


Fig. 7 Morphology of C/P, C/C, C/SiC.

소 복합재료 내부에 형성된 많은 미세 기공으로 침투되어 순식간에 함침작용을 일으킨다. 용융 실리콘과 처음으로 접하는 탄소는 급격하게 반응하여 SiC 층을 형성한다. 반응 속도는 이미 형성된 SiC 층을 통과하는 Si 원자의 확산에 의해서 결정된다(Fig. 6). Fig. 7은 이러한 과정에서 탄소/페놀릭 복합재료가 열처리되어 C/SiC 복합재료의 내부 구조 변화를 나타낸다.

2.3 내열 성능 평가 모델

탄소 직물과 페놀 수지로 이루어진 복합재료를 열처리한 후 LSI 공법으로 제조된 C/SiC 복합재료의 미세구조는 탄소, 실리콘, 실리콘카바이드, 기공 영역으로 이루어져 있다(Fig. 8).

복합재료의 탄소 성분은 고체 및 액체 추진기관의 연소가스에 함유된 H₂O, CO₂ 분자와 산화반응을 하여 CO(g) 성분으로 소멸되며 SiC 성분은 산화반응으로 인하여 SiO₂(s) 분자로 변화된

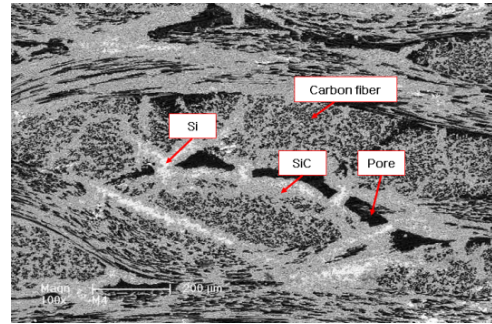


Fig. 8 Microstructure of C/SiC composite.

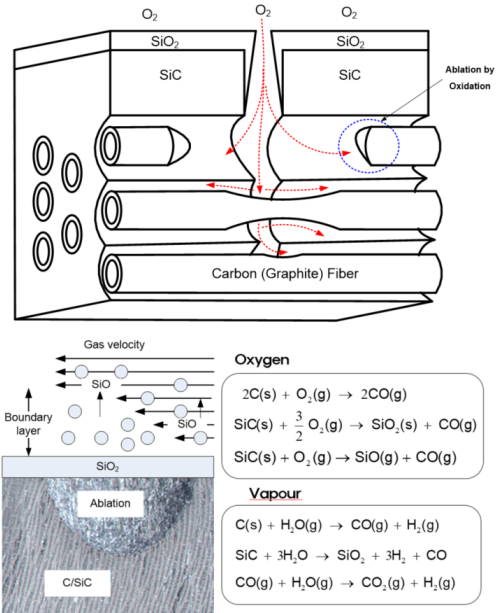


Fig. 9 Oxidation mechanism of C and SiC.

다. 표면에 형성된 SiO₂(s)층은 외부에서 유입되는 산화성분의 확산을 막으므로 산화에 의한 삭마 반응은 현저히 줄이는 역할을 한다(Fig. 9). 이러한 산화성분 방어 효과는 C/SiC 복합재료가 C/C 복합재료보다 산화분위기에서 월등한 내삭마 성능을 갖는 이유이다.

여러 성분으로 이루어진 C/SiC 복합재료의 산화 반응을 모사하기 위해서 각 성분 부피를 단위격자 (Fig. 10)로 규정하였으며 연소시험 중 반응 온도에 따른 각 성분(C, SiC, SiO₂, pore)의 부피 분율을 모사하기 위한 산화 반응식을 이용

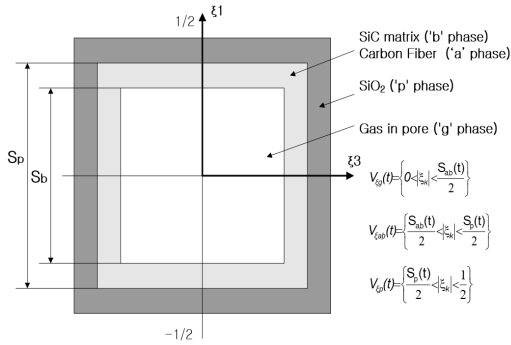


Fig. 10 Unit cell of C/SiC composite.

하였다(Eq. 3). 탄소성분 (C) 은 섬유 또는 기지재에 포함된 탄소입자 이며 SiO₂는 SiC 분자의 산화반응 (H₂O, CO₂ 분자) 에 의하여 생성된 결과물이다. 내부에 형성된 기공 (pore) 은 초기 기공 분율과 탄소 성분이 산화에 의하여 CO(g) 분자로 외부로 배출된 후 생성된 기공의 합이다.

열중량 분석기를 활용하여 반응 속도 상수(E_a, J₀, Γ)를 계산하고 Eq. 3 을 이용하여 온도 상승에 따른 C/SiC 복합재료의 밀도 변화를 예측할 수 있다.

$$\phi_a + \phi_b + \phi_p + \phi_g = 1 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \rho_{C/SiC}}{\partial T} = -\frac{J_0}{\beta \rho_{a,b}} \Gamma \cdot (\rho_{C/SiC} - \rho_{C/SiC}^\infty) \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \tag{2}$$

$$\frac{\rho_{C/SiC}(T)}{\rho_{C/SiC}^0} = 1 - \Gamma + \Gamma \cdot \exp\left[-\frac{J_0 \cdot \Gamma}{\rho_{C/SiC}^0 \cdot \beta} \cdot \int \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) dT\right] \tag{3}$$

φ_i : a=C, b=SiC, p=SiO₂, g=pore

ρ_{SiC} : Density of C/SiC

Γ : Gasfication fraction

24 노즐 조립체 열설계 및 해석

추진기관용 노즐 부품에 적용하기 위해서 제품의 단열 및 삭마 두께를 설계 하였다. 열설계 및 해석에 필요한 물성 값은 밀도, 비열, 열전도도 이며 직교 이방성으로 이루어진 복합재료로 가정하여 섬유 방향별 열전도도 값을 이용하였다.

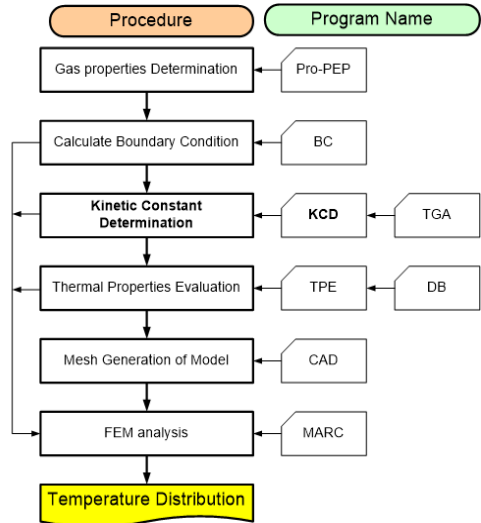


Fig. 11 Process of thermal design/analysis.

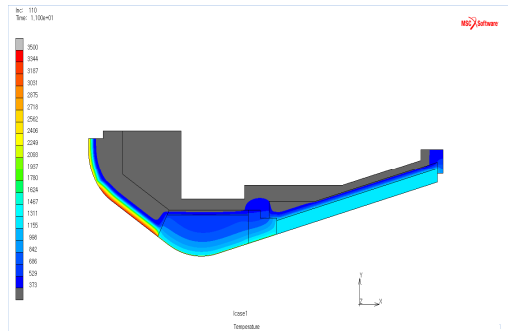
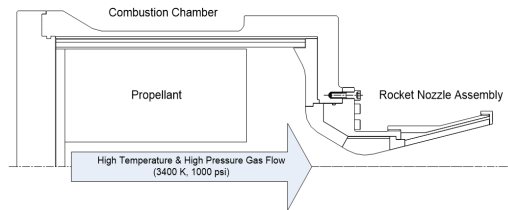


Fig. 12 Thermal analysis for Solid Rocket.

추진기관의 연소가스 성분은 pro-PEP 코드를 사용하였으며 열경계 조건은 BC 코드, 내열부품의 열반응 특성 값은 KCD 코드를 사용하였으며 각 부품의 물성 값은 데이터 베이스(TPE)를 통하여 입력하였다. FEM 해석은 상용 해석 프로그램인 MSC-Marc를 이용하였으며 ATAS 모듈을 이용하여 삭마 해석을 수행하였다(Fig. 11).

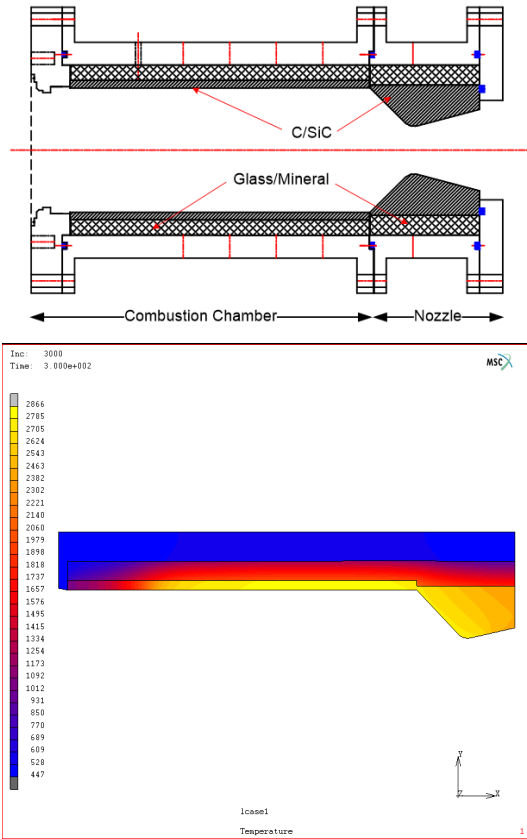


Fig. 13 Thermal analysis for Liquid Rocket.

추진기관 내열부품 내부에서 일어나는 온도 변화는 MSC-Marc 의 온도 해석 모듈을 이용하였다. 밀도 변화는 Eq. 3을 기반으로 User Subroutine 을 작성하여 계산하였다. 표면 삭마 반응에 따른 두께 및 형상 변화는 MSC-Marc-ATAS 에서 제공하는 Rezoning 기법 중에서 Mesh Relaxation 기법을 이용하였다.

반응 속도 상수는 TGA(Thermal Gravimetry Analysis)를 이용하여 공기 분위기에서 측정된 온도에 따른 중량 감소 값을 사용하였다. FEM 해석 결과를 통하여 주어진 연소시간 동안 구조체 온도 및 내열부품의 내부의 온도 변화를 예측 하였다. Fig 12 에서는 고체 추진기관 및 C/SiC 부품이 적용된 노즐 조립체 내열부품의 내부 온도 분포(연소시간 11초)를 볼 수 있다. Fig. 13에서는 액체 추진기관에 적용된 C/SiC

Table 1. Manufacturing process matrix.

Action items	Manufacturing Process
Specific Heat capacity	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI200 (40/55/5)
Thermal Diffusivity	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI200 (65/5/20/10)
Thermal expansion	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI (30/10/55/5)
TGA	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI (30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI200 (65/5/20/10)
Supersonic torch	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI (65/5/20/10)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI (30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → CVR → LSI (30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI → CVR (30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI → CVR (65/5/20/10)

내열부품 형상 및 온도 해석 결과(연소시간 300 초)를 볼 수 있다. 두 그림에서 보듯이 금속으로 이루어진 구조체 부위 온도는 연소 시험 동안에 473K 이상 넘지 않도록 설계되었음이 확인되었다.

3. 시험 결과

추진기관 내열부품에 적용하기 위한 최상의 C/SiC 복합재료를 개발하기 위하여 성분에 따른 조성비(C/Si/SiC/Pore)를 기준으로 시편을 제조하였다. LSI 공정에 적용되는 C/C 복합재료의 밀도는 1.45~1.65 g/cm³ 이며 최종 제품의 밀도는 2.0 g/cm³ 이상을 시험에 적용하였다.

Table 1은 제조 공정과 조성비에 따라서 변화하는 재료 특성 값을 획득하기 위한 시험 종류를 나타낸다. 비열, 열확산 계수, 열팽창 계수를 측정 하였다. 내삭마 성능 평가를 위하여 평판형 시편을 제조하고 면에 수직으로 초음속 화염을 분사하여 관통 시간을 측정하는 초음속 토오치 시험을 수행하였다. Table 2는 고체 및 액체 추진기관 부품에 적용하기 위한 제조 공정 과 시험 종류를 나타낸다.

Fig. 14 에는 탄소(C), 실리콘(Si), 실리콘카바이드(SiC) 조성에 따른 비열 값을 온도에 따라서 표시 하였다. 조성비에 따른 비열은 약 1.6~1.8 J/g/K 이다. 열전도도와 열확산계수는 온도가 증가함에 따라서 감소하며 섬유 방향에 따라서

Table 2. Thermal and Mechanical test matrix

Arc plasma	C/P ¹ → HT1000 → IP ¹ → HT2200 → LSI(30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ² → HT2200 → LSI(65/5/20/10)
3 point bending	C/P ¹ → HT1000 → IP ¹ → HT1000 → LSI(20/10/65/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ¹ → HT1000/2200 → LSI(30/10/55/5)
	C/P ¹ → HT1000 → IP ¹ → HT2200 → LSI (30/10/55/15)
Liquid Rocket Engine	C/P ^{1,3,4,5} → HT1000 → IP ^{1,2} → HT2200 → LSI(30/10/55/5)
	C/P ^{1,3,4,5} → HT1000 → IP ^{1,2} → HT2200 → LSI(65/5/20/10)
Solid Rocket Engine	C/P ^{1,2,3} → HT1000 → IP ^{1,2} → HT2200 → LSI(30/10/55/5)
	C/P ^{1,2,3} → HT1000 → IP ^{1,2} → HT2200 → LSI(65/5/20/10)

C/P¹ : carbon/phenolic (stack molding)
 C/P² : carbon/phenolic (involute lay-up)
 C/P³ : carbon/phenolic (needle punching)
 C/P⁴ : carbon/phenolic (filament winding)
 C/P⁵ : carbon/phenolic (rolling)
 HT1000: carbonization at 1000 °C,
 HT2200: graphitization at 2200 °C
 IP¹ : phenol infiltration
 IP² : pitch infiltration
 CVR : chemical vapor reaction at 2200 °C
 LSI (X/Y/Z/g) : C/Si/SiC chemical compositions
 (X carbon, Y silicon, Z silicon carbide, g pore)
 : sintering time is not over 1hr

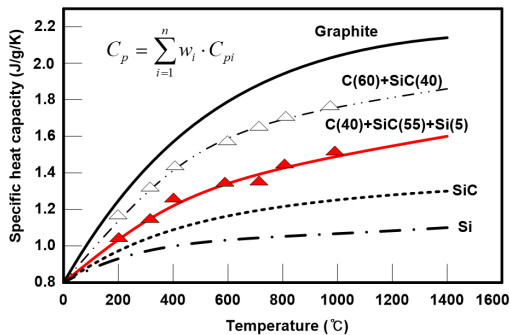


Fig. 14 Specific heat of C/SiC.

2배 정도의 차이를 보인다(Fig. 15). 열팽창계수는 온도가 증가하면 커지며 적층 방향(Across Laminar)으로 열팽창이 크게 나타난다(Fig. 16).

열중량 곡선 (Fig. 17) 은 대기조건에서 온도를 10 °C/min 속도로 상승 시켰다. 온도가 증가함에 따라서 C/SiC 복합재료의 탄소 성분이 산화되어 중량이 감소되는 측정 값과 Eq. 3을 통하여 반응 속도 상수 및 예측된 중량 감소 곡선을 얻을 수 있었다. 400 °C 에서 산화반응이 시작되

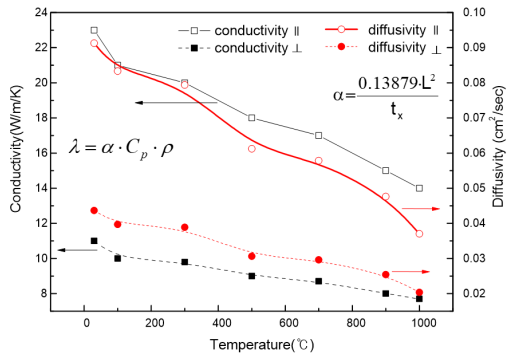


Fig. 15 Thermal conductivity and diffusivity.

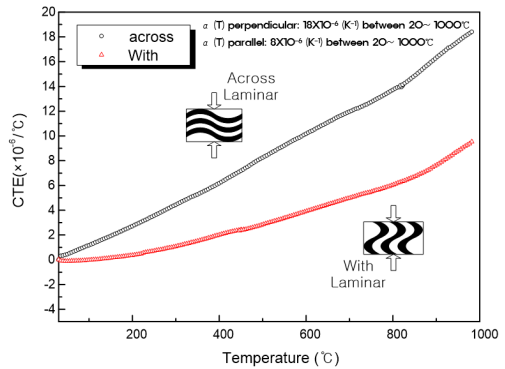


Fig. 16 Thermal expansion coefficient.

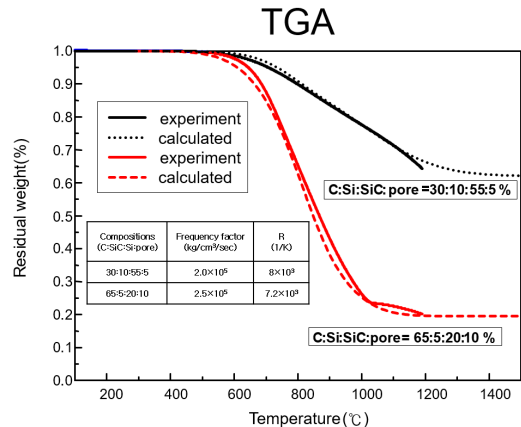


Fig. 17 Thermal Gravimetry Analysis.

어 1200 °C 부근에서 반응은 종결된다.

Fig. 18 에서는 시편제조 방법에 따른 3-point 굴곡 시험 결과로 얻어진 구조 강도 및 변이율

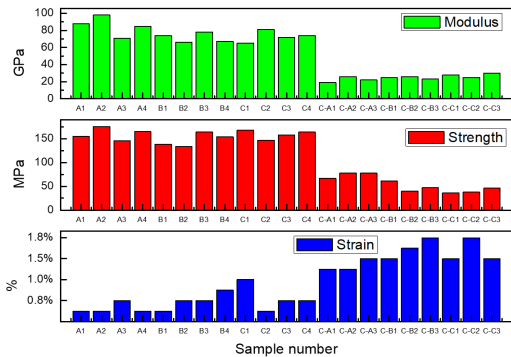


Fig. 18 Mechanical properties of C/SiC.

을 나타내었다. 추진기관 부품에 적용하기 위해서는 LSI 공정 전/후에 2000 °C 이상에서 열처리를 하여 불순물을 제거 하고 내열부품 내부의 잔류 응력을 제거한다. 고온 열처리는 탄소 기지재의 결정화도를 높이며 내부에 반응하지 않고 잉여로 남은 Si 분자를 최대한 줄여 열충격 저항성을 높일 수 있는 핵심 공정이기 때문이다.

열유속이 극대화된 아크플라즈마 토치를 이용하여 삭마 시험을 수행하였으며 시험된 열유속 값은 30 MW/m² 수준이다(Fig. 19). 초고온 플라즈마에 의한 Si, SiC 분자의 용융과 산소 분자와 탄소 함유, 탄소 기지재의 산화 반응이 삭마의 주된 요인으로 확인되었다.

Fig. 20의 A영역에서는 SiO₂ 및 SiC 성분이 용융 되고 끓은 후 굳어진 다공성 표면을 볼 수 있다(Fig. 21). 산화반응과 용융 반응이 주로 일어난 B영역에서 탄소 함유 모양을 유지한 표면에 존재하는 SiC층이 산화되고 녹은 SiO₂ 성분을 확인 할 수 있다.

고온 플라즈마 화염의 복사에너지에 의한 열반응이 주로 일어난 D영역에서 기화된 SiO₂ 성분이 증착되어 생성된 고드름 형상을 볼 수 있다(Fig. 22).

고체 추진기관(연소시간 10초, 압력 1000 psi, 연소실 온도 3200°C)과 액체 로켓(연소시간 200초, 압력 100 psi, 연소실 온도 3000 °C) 연소시험을 수행하였으며 삭마 현상이 일어나는 노즐 목과 확대부 내열재 부품의 표면을 분석하였다.

고체 추진기관에 적용된 확대부 내열재 표면

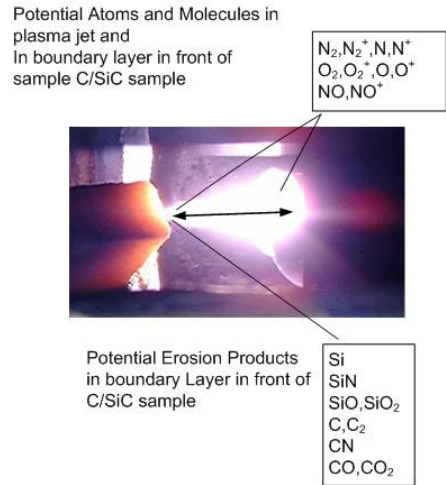


Fig. 19 Arc plasma ablation test.

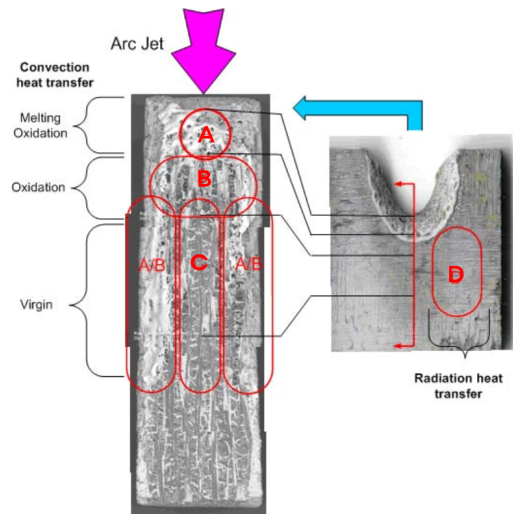


Fig. 20 Scheme of ablative surface.

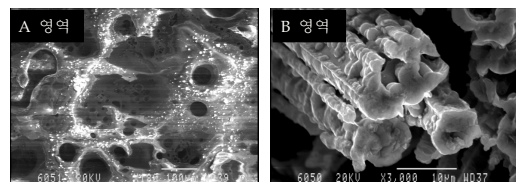


Fig. 21 Vitreous SiO₂ and melting of SiC.

의 Si 및 SiC 성분이 산화되어 형성된 SiO₂ 성분이 주로 나타나며 끓는점 이상에서 형성된 백색의 유리구슬을 볼 수 있다(Fig. 24).

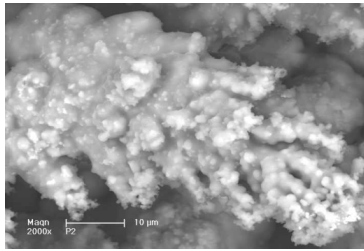


Fig. 22 Icicle like SiO₂ rod.

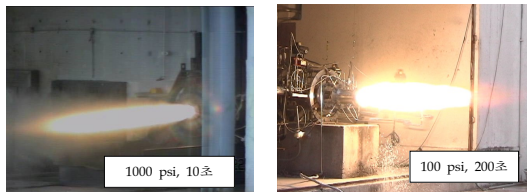


Fig. 23 Firing test of solid and liquid rocket.

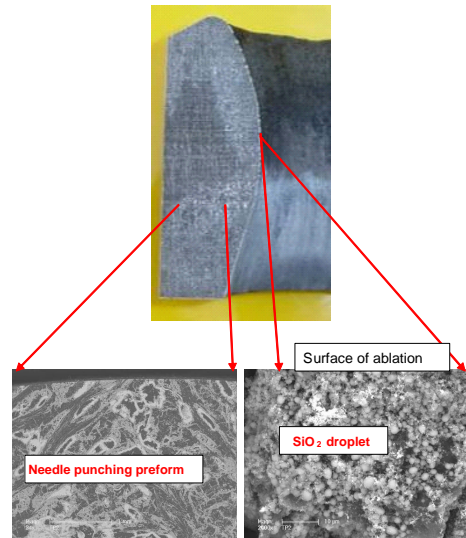


Fig. 25 Ablation surface of nozzle throat.

성분은 연소 중 높은 온도로 산화 및 기화가 되어 아주 작은 SiO₂ 구슬을 형성하였다(Fig. 25).

확대부 내열재 와 노즐목 내열재에 적용된 프리폼은 부품 형상을 감안하여 제조된 것으로 내열 및 내삭마 성능 측면에서 고체 및 액체 엔진 부품에 그대로 적용될 수 있다.

4. 결 론

탄소계 복합재료를 열처리 한 후 LSI(Liquid Silicon Infiltration) 공정이 적용된 C/SiC 복합 재료를 개발 하였다. 내열 특성 시험을 통하여 고체 및 액체 추진기관용 내열 부품으로 사용이 가능함을 확인 하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

- LSI 공법으로 적용된 추진기관용 부품은 탄소 /탄소(1.45~1.65 g/cm³) 프리폼을 이용하였으며 C/SiC 제품의 밀도는 2.0 g/cm³ 이상이다.

- LSI 공법으로 제조된 C/SiC 복합재료는 높은 내삭마 성능을 보이며 높은 온도에서 사용이 가능한 열구조 부품임이 확인되었다.

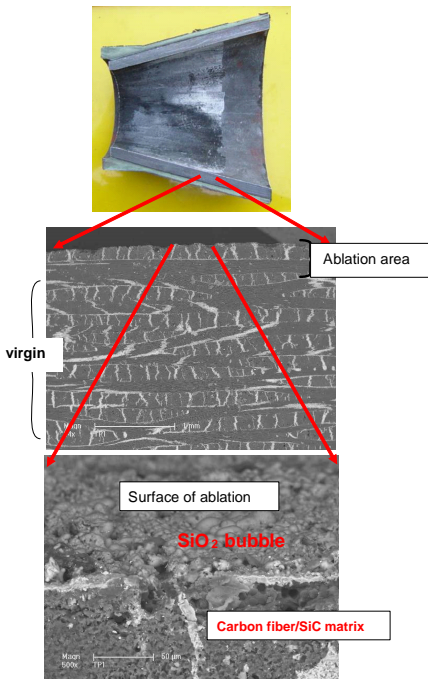


Fig. 24 Ablation surface of exit cone.

노즐목 프리폼은 단섬유 집합체로 제조된 직물을 Needle punching 공법으로 제작된 것으로 내부 미세 구조는 확대부 내열재와 다른 현상을 보인다. LSI 반응으로 형성된 단섬유 형태의 SiC

- 산화반응에 의한 C/SiC 복합재료의 삭마 반응은 Arrhenius 식으로 표현된다.

$$\frac{\partial \rho_{\alpha/sc}}{\partial T} = \frac{1}{\beta \rho_{\alpha,b}} \Gamma \cdot (\rho_{\alpha/sc} - \rho_{\alpha/sc}^{\infty}) \exp\left(-\frac{E_A}{RT}\right)$$

- LSI 공법은 대형 C/SiC 부품을 제조하기 용이하며 기상 함침법에 비하여 제조 시간과 제조 비용을 현저히 낮출 수 있다.
- 액체 추진기관 및 고체 추진기관의 열구조 부품에 사용이 가능하며 다양한 형태의 직물 프리폼을 적용 할 수 있다.

References

1. Kim, Y.C. et al., "Method for manufacturing carbon/silicon carbide composite," US6838120, 4 Jan. 2005.
2. Kim, Y.C. et al., "Method for manufacturing carbon/silicon carbide composite," FR 2820737, 17 June 2005.
3. V. I. Trefilov, *Ceramic- and Carbon-Matrix Composites*, 1st ed., Springer, Dordrecht, Netherlands, Ch. 1, 1995.
4. Dogigli M., Sabath D. and Kemper J.-P., "CMC components for future RLV," *4th European Workshop on Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles*, Palermo, Italy, pp. 26-29, November 2002.
5. DeMange J.J. and Dunlap P.H., "Advanced Control Seal Development for Future space Vehicles," NASA TM 212898, 2004.