

# 추진기관에 사용되는 내열 복합재료



鄭 渤外 / 國科研 책임연구원 공학박사

고온, 고압의 추진제 연소가스로부터 노즐 구조물을 보호하기 위해 사용되는 열 차폐용 삭마성 내열재료(ablative material)의 종류와 재료선정을 위한 시험방법, 설계 및 제작기법, 성능평가 기준 등에 관한 연구동향을 검토하고 본 연구팀의 연구결과를 제시하였습니다

고체추진제 연소 환경하에서의 노즐 보호재료로서는 고분자계 삭마성 내열재가 주로 사용되는데, 이 ablative material에는 여러 종류가 있으나 높은 heat flux와 빠른 mass flow에 대한 내열을 위해서는 페놀, 폴리이미드 등 열경화성 수지인 charring material이 모재로 주로 사용되며 강도 향상을 위해서 탄소, 실리카, 석면, 유리등의 강화섬유가 보강재로 사용됩니다

현재는 모재로서 고분자계 수지외에도 세라믹과 같은 무기재료, 금속재료등과 강화섬유를 조합하여 내열성과 강도가 향상된 재료를 개발하는 연구도 진행되고 있습니다 (필자 주)

## 로켓

추진기관이 대기권을 극초음속으로 비행하게 되면 이에 따르는 극심한 고온 환경을 유발합니다. 예컨대 고체 추진제의 연소 불꽃은 2500°C 이상 됩니다.

이러한 고온 환경하에서 일반적인 재료는 열분해 또는 파괴의 위험때문에 사용이 제한되며, 비행체나 로켓의 기능을 제대로 발휘하기 위해서는 외부로부터 유입되는 많은 열을 효과적으로 차단할수 있는 고온 열차폐시스템이 필요합니다.

이러한 목적으로 지금까지 개발된 열차폐계는 주위에서 유입되는 에너지를 소산시키는 방식에 따라 크게 복사계와 흡수계로 나누어 지는데, 이중 흡수계는 다시 Heat Sink, Film 및 Transpiration Cooling, 삭마계와 대류계로 구분됩니다.<sup>註1)</sup>

고온 열차폐계중 어떤 방법을 채택하는가 하는 문제는 계에서의 열 전달 속도, 열 충격의 지속시간, 총 열 유입량, 부분압, 공기역학적 전단력 등의 조건을 고려하여 결정합니다.

이중 삭마에 의한 냉각방법(Ablative Cooling)은 유인 또는 무인 우주선의 대기권 재돌입시 수반되는 많은 문제들의 경제적이며 효과적인 해결책으로 선정되어 많은 연구가 진행됨에 따라<sup>2)</sup> 고체추진기관의 열차폐에 가장 널리 적용되고 있습니다.

본 연구에서는 열차폐용 삭마성 내열재료의 종류와 재료선정을 위한 시험 방법, 설계 및 제작기법, 성능평가 기준 등에 관한 연구동향을 검토하고 연구결과를 제시하였습니다.

### 삭마성 내열재료

#### • 삭마재료의 종류

삭마현상은 「소량의 표면 물질을 소모함으로써 유입되는 많은 외부 열 에너지를 소산시키는 열과 물질의 전달과정」으로 정의할 수 있는데<sup>3)</sup> 이러한 삭마재료로서 초기에는 열경화성 수지인 페놀수지, 에폭시 수지등을 사용하였습니다.

그후 재료의 기계적 강도를 향상시키기 위해 강화섬유를 첨가한 복합재료가 개발되어 주로 사용되고 있으며, 현재에는 모재(matrix)로서 수지뿐만 아니라 세라믹과 같은 무기재료, 금속 재료등과 이에 적합한 강화섬유를 조합하여 내열성과 강도를 겸비한 최적의 재료를 개발하려는 노력이 진행되고 있습니다.

내열성 삭마재료의 종류와 그 특성은 다음과 같습니다.

**\* 강화 플라스틱**

강화 플라스틱 내열재의 수지로서는 대표적인 charring polymer인 페놀릭이 경제성이나 성능등을 고려하여 가장 널리 사용되며, 보강재로서는 그라파이트, 카본, 실리카, 석면 섬유등이 사용됩니다.

그라파이트/페놀릭 또는 카본/페놀릭은 실리카/페놀릭이나 석면/페놀릭에 비해 내삭마성이 우수하나 열전도량이 많아 배면 구조물의 온도상승이 제한 받을 경우에는 1차적인 삭마 재료만 사용되며, 바깥쪽에 다시 열전도도가 다소 낮은 실리카/페놀릭 등으로 열차단을 하는 기법이 사용됩니다.

**\* 흑 연**

**• 다결정 흑연**

다결정 흑연은 가격이 비교적 싸고 내삭마성이 크며 2000℃이상에서도 강도를 유지하는 장점이 있으나, 열 충격에 약해 두껍게 설계해야하고 외부 구조물이 받쳐주어야 하는 제한 조건이 있으므로 노즐목등 치수 안정성을 요하는 부분에 선별적으로 사용됩니다.

또한 열충격에 약한 흑연의 특성을 보완하기 위해 한 부품을 몇개의 조각으로 절단해 사용하기도 하며 실리콘카바이드(SiC) 또는 지르코늄 옥사이드(ZrO<sub>2</sub>)로 표면을 코팅해 사용하기도 합니다.

**• 열증착 흑연**

열증착흑연은 가스 상태의 카본을 화학증착시켜 제조되므로 밀도가 매우 크고 다결정 흑연과는 달리 비등방성(anisotropic)을 가집니다. 따라서 층에 수직한 방향으로의 내삭마성이 훨씬 우수하나 제조 공정상 두껍게 만들수 없으므로 평판형으로 제조해 와서형으로 가공하여 여러개를 겹쳐 사용하는데 이때 제조가능한 평판 두께는 10mm를 넘지 못합니다.



## \* 탄소/탄소 복합재료

탄소재는 고온에서의 찻수 안정성이 매우 우수한데 이 성질을 이용하고자 보강재뿐만 아니라 모재까지도 탄화시킨 것이 탄소/탄소 재료입니다. 모재를 탄화시키는 방법은 화학증착법(CVD) 또는 함침법을 사용하는데, 화학증착법으로는 수율은 높으나 두꺼운 부품을 만들수 없고, 함침법은 함침/탄화의 사이클을 여러번 반복해야 하는 어려움이 있습니다.

이런 과정을 거쳐 2500℃ 이상에서 다시 흑연화시켜 얻은 재료가 탄소/탄소 복합재인데 내 마모성이 열충격 흑연수준에 이르고 bulk상의 제작이 가능하며 열충격이나 기계적 충격에 강하므로 내열, 단열 및 구조적 강도를 모두 가지고 있어 노즐목이나 nose cone 등의 재질로 사용됩니다.

## \* 내화성 금속

텅스텐, 텅스텐계 합금, 은 함침 텅스텐, 몰리브데늄 등이 소규모 노즐목 재료로 사용되고 있습니다.

이런 금속계 노즐목은 축방향 및 원주방향 열 팽창간극을 충분히 주어야 합니다.

은 함침 텅스텐은 모재로서 함침된 은의 기화에 의한 냉각효과가 있으며 열충격에 강합니다. 몰리브데늄은 비교적 낮은 온도 조건에서만 사용됩니다.

## • 식마재료의 설계

추진기관의 노즐재료(liner 또는 insulator)로 사용되는 식마재료는 다음의 사항들을 고려하여 그 두께를 결정합니다.

- 예상되는 침식 두께
- 예상되는 숯층 깊이
- 외부 구조물을 허용온도 이하로 유지시킬 수 있는 Virgin material의 두께
- 안전 여유

이러한 항목들에 대한 간략한 계산 및 예측 방법은 다음과 같습니다.

## \* 침식율

침식량은 각 재료별로 유사한 조건에서 측정하여 얻은 침식율 data를 외삽하여 구하고,

변형된 Bartz식<sup>4)</sup>을 사용하여 침식율을 예측합니다. 즉

$$\text{침식율} = (\text{측정된 침식율}) \left(\frac{P_c}{P_{cm}}\right)^{0.8} \left(\frac{D_{tm}}{D_t}\right)^{0.2}$$

여기서  $P_c$  : 설계된 모타의 연소실 압력

$P_{cm}$  : 측정된 모타의 연소실 압력

$D_t$  : 설계된 모타의 노즐목 직경

$D_{tm}$  : 측정된 모타의 노즐목 직경

이 식에서 재료가 탄화성인 경우에는 추진제의 부식성에 대한 보정이 필요합니다.<sup>5)</sup>

## \* 숯층 두께

숯층 두께는 측정된 데이터를 외삽하여 추정하며 시간과 온도에 따라 보정해 사용합니다.

$$\text{즉, } X = A\theta^m \exp(-B/Q)$$

여기서  $X$ 는 숯층 두께,  $\theta$ 는 연소시간  $A$ ,  $m$ ,  $B$ 는 실험상수,  $Q$ 는 열속(heat flux)을 각각 나타냅니다. 위 식에서  $A$ ,  $m$ ,  $B$ 는 주어진 재료에 따라 실험적으로 결정됩니다. Barker등<sup>6)</sup>에 의하면 그라파이트와 실리카의 경우 위 식은 다음과 같이 표현됩니다.

$$\text{그라파이트/폐놀 : } X = 0.036\theta^{0.65} \exp(-66.5/Q)$$

$$\text{실리카/폐놀 : } X = 0.031\theta^{0.68} \exp(-90.4/Q)$$

침식율의 안전여유는 무인로켓인 경우 부분에 따라 0.1~0.5를 주고, 유인 로켓인 경우는 모든 부분에 1.0을 줍니다.

---

**식마성 내열재료의 제작 및 성능 평가기준**


---

## • 식마재료의 제작

식마성 복합재는 기지재료 강화섬유(유리, 실리카, 탄소섬유)와, 모재로 열경화성 고분자계 수지(폐놀, 폴리이미드, 에폭시)가 주로 사용되는데 제품의 특성에 따라 소량의 첨가제가 투입됩니다.

섬유강화제에 수지가 함침된 재료를 프리프레그라고 부르며 이 프리프레그를 특정한 침식효과를 얻기 위해 특정한 방향이 되도록 적층한후 열경화하여 내열제 부품을 얻습니다. 오른쪽 그림에 내열제 제작 흐름도를 나타내었습니다.

• 제작공법에 따른 내열재 제작 방법

\* 테이프 래핑

Tape Wrapping 방법은 설계시 미리 결정된 섬유 배향각도로 내열재 예비형상을 만들기 위해 맨드렐 주위에 straight 또는 bias 형태의 프리프레그 테이프를 감아나가는 제작공법으로, 추진제 가스의 유동방향(流動方向)에 대해 적층 각도를 변화시킴으로써 침식량의 조절이 가능합니다.

맨드렐과의 적층각도는 부품의 형상(외경, 내경)과 테이프의 폭, 작업자의 숙련도 등에 따라 한계가 정해집니다.

이 방법은 테이프를 straight 또는 bias 형태로 절단한 후 연속적인 테이프 형태로 만들어 heating gun으로 열을 가하면서 테이프의 장력과 프레스 롤러의 압력으로 맨드렐 위에 압착, 감아나가서 preform을 형성시키게 됩니다.

압착된 테이프는 CO<sub>2</sub> 등의 기체로 즉시 냉각시켜 spring back(밀려 올라가는 현상)과 wrinkling(주름현상)을 최소화시킵니다.

\* Lay up

부품의 ply 각도가 테이프래핑의 적층범위를 벗어나는 경우에 레이업 방법을 사용하는데 평면 레이업, Stacked cone 레이업, Rosette 레이업 등의 방법이 있습니다.

• 평면 레이업

프리프레그를 평판 적층하여 제작, 가공해 사용합니다. 기체흐름에 대해 ply 각도가 90°가 되는 부품을 제작할수 있으나 제품의 크기에 제한이 따릅니다.

• 스택트 콘 레이업(Stacked cone Lay up)

cone 형태로 제작된 여러장의 Pattern을 적층하여 제작합니다. Ply 각도가 축에 대하여 15° 이상일 때만 가능하며 작업자의 숙련이 필요합니다.

• 로젯 레이업

이 방법은 장미 꽃잎의 형상과 같이 여러장의 Pattern을 서로 끼워 넣어 배열시킴으로써 ply의 한쪽끝은 부품의 내면에 나타나게하고, 반대편 끝은 부품의 외면에 나타나게하는 제작 기법입니다. 각 ply들은 같은 두께 및 형태의 pattern으로 제작되어 마치 카메라 셔터의 조리개와 같이 서로 겹치게 배열됩니다.

이 방법에 의해 제작된 부품은 경화반응시 배출되는 휘발분의 제거가 용이해 경화상태가 좋아지고 Wrinkling이 감소되는 장점이 있습니다. 또한 제작공정이 단순해 특별한 기술을 요하지 않아 제품의 신뢰도가 증가되는 잇점이 가집니다.

\* 압축 몰딩

츱 형태의 Chopped fabric 또는 Chopped roving을 사용, 프레스에서 가열, 가압해 부품을 성형하는 방법입니다.

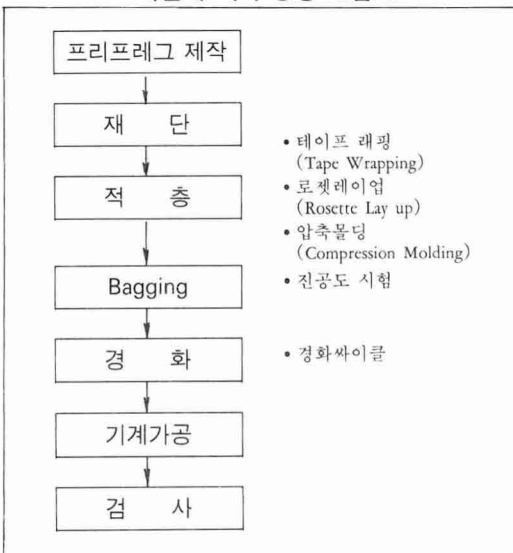
이 방법에 의해 제작된 부품은 내침식성이 낮고 표면에서의 spalling이나 chunking 등의 현상이 일어나기 쉬운 단점이 있으나, 많은 양의 부품을 제작하는 경우 제작시간이 단축되고 제작비용이 절감되는 잇점이 있습니다.

이에 따라 침식이 심하지 않은 부위나 모양이 복잡해 다른 방법을 사용할수 없는 부품을 제작할때 사용됩니다.

• 식마재료의 성능평가 기준 및 평가방법

식마재료의 성능은 각 환경조건에 따라 달라질수 있으나, 일반적으로 식마열, 단열지수, 유효열용량 등에 의해 평가됩니다.

내열재 제작 공정 흐름도



## \* 삭마열

삭마재료의 설계상 가장 중요한 변수인 유효삭마열은 소모된 단위 재료질량에 대한 재료의 열 흡수, 분산, 차단 능력을 나타내며 다음과 같이 정의됩니다.<sup>7)</sup>

$$Heff = \frac{q_0}{m}$$

여기서 Heff는 유효삭마열,  $q_0$ 는 표면에서 유입되는 열이고  $m$ 은 질량 삭마율입니다.

## \* 단열지수

단열지수는 외부 고온환경의 온도를 표면지역에 국한시키는 능력을 말합니다. 즉 온도적 측면에서 재료의 지정된 위치가 지정된 온도를 유지하기 위해 필요한 재료의 상대적인 두께를 나타냅니다.

단열재의 중량은 다음식으로 계산합니다.

$$W_{ins} = \frac{Q_0}{C_p(T_w - T_{bw})}$$

여기서  $W_{ins}$ 는 단위 면적당 단열재 무게,  $Q_0$ 는 가열이 종료되었을때의 재료내부에 축적된 열량,  $C_p$ 는 재료의 비열,  $(T_w - T_{bw})$ 는 허용가능한 배면벽의 온도상승치입니다.

## \* 유효열용량

내열재의 삭마성능은 삭마열과 단열지수를 종합적으로 고려해 유효 열용량이라는 하나의 설계변수로 나타낼수 있습니다. 즉

$$Q_{eff} = \frac{Q_{cw}}{\rho(X_{ab} + X_{ins})} \text{ for } T_{max}$$

여기서  $Q_{eff}$ 는 유효열용량,  $Q_{cw}$ 는 총 유입 열량.  $\rho$ 는 재료밀도,  $X_{ab}$ 는 총 삭마두께,  $X_{ins}$ 는 총 단열두께이고  $T_{max}$ 는 허용가능한 배면벽의 최대온도입니다.

이 식은 재료의 종류나 열차폐 방법에 관계없이 열차폐에 필요한 설계중량을 직접 비교할수 있다는 특징을 가지고 있습니다.

## \* 삭마재료의 평가방법

Torch 시험은 적은 비용으로 간편하고 신속하게 재료의 선별이 가능한 반면, 열량이 낮고 노출면적이 작은 것이 단점입니다.

Arc-Image 시험은 가열속도의 조절이 용이하나 공기역학적 유동을 작용시킬수 없는 단점이

있으며, CO<sub>2</sub>레이저 방법은 Arc-Image 방법에 비하여 높은 열량의 적용이 가능합니다.

Plasma Arc Heater 방법은 여러가지 성분을 가진 초고온의 가스를 사용할수 있으나 질량 유동이 낮고 적용되는 표면적이 작은 결점이 있습니다.

로켓모타 연소시험방법은 실제의 연소조건으로 시험하므로 신뢰성은 가장 높지만 비용이 많이 들고 원하는 변수를 독립적으로 변화시킬수 없다는 단점을 가집니다.

## 맺 는 말

이상에서 추진기관의 노즐 부위에 사용되는 열 차폐용 삭마성 내열복합재료의 종류와 특성, 재료선정을 위한 시험방법, 설계 및 제작기법, 성능평가 기준 등에 관해 개략적으로 소개하였습니다.

항공우주산업의 발달과 함께 고온용 내열재료로서의 삭마재료는 신소재의 개발과 맥을 같이하는바, 우수한 삭마 복합재의 개발을 위해서는 삭마현상에 대한 보다 정확한 이론적 접근과 최적의 삭마 특성치를 얻을수 있는 재료의 조성, 설계 및 제작 방법, 시험평가 기법 등을 유기적으로 검토하고 이를 종합함으로써 그 목적을 달성할수 있을 것입니다. \*

## 참 고 자 료

- 註 1) H. Hurwicz and J. E. Rogan, 「High Temperature Thermal Protection Systems」, Handbook of Heat Transfer, McGraw-Hill, New York, 1973.
- 2) D. L. Schmidt, 「Ablative Rocket Cooling」, Space/Aeronautics, 94, 1963.
- 3) H. Lew and J. Fanacci, 「A study of Melting Surfaces」, General Electric Co. TIS Report R5PSD381 1959.
- 4) D. R. Bartz, Jet Propulsion, 27, 49, 1957.
- 5) A. J. McDonald et al., AIAA J. 3, 1250, 1965.
- 6) D. H. Barker et al., AIChE Chem. Eng. Prog. Symp. 61, 108, 1965.
- 7) D. L. Schmidt, 「Engineering Design for Plastics」, Ed. by E. Baer, 815, Reinhold, New York, 1964.