

## 노즐 내열재 열반응에 미치는 고체 추진제 연소가스의 영향

황기영\* · 임유진\*\* · 함희철\* · 강윤구\* · 배주찬\*

### Effects of Solid Propellant Gases on the Thermal Response of Nozzle Liner

Ki-Young Hwang\* · Yoo-Jin Yim\*\* · Hee-Cheol Ham\* · Yoon-Goo Kang\* · Joo-Chan Bae\*

#### ABSTRACT

The thermal response characteristics of nozzle liner for a solid rocket motor applying highly aluminized PCP or HTPB propellant with slotted tube grain have been investigated. The SEM photographs of aluminum oxide particles taken from nozzle liner show that the PCP propellant with the finer and less contents of oxidizer can offer greater possibility for increasing aluminum agglomeration than the HTPB propellant. The PCP propellant shows locally greater mechanical erosion at 4 circumferential areas of the nozzle entrance in line with grain slot due to the impingement of large particles, but the HTPB propellant shows greater thermochemical ablation at the nozzle blast tube, the throat insert and the exit cone because of relatively much more mole fraction of H<sub>2</sub>O and CO<sub>2</sub> in combustion gases.

#### 초 록

슬랏이 있는 튜브형 그레인 형상의 알루미늄 함유 PCP계 또는 HTPB계 추진제를 충전한 고체 추진기관에 대해 노즐 내열재의 열반응 특성을 분석하였다. 노즐 내열재에서 채취한 산화알루미늄 입자의 SEM 사진을 통해 상대적으로 크기가 작고 저 함량의 산화제를 포함한 PCP계 추진제는 HTPB계 추진제보다 알루미늄 분말들이 응집될 가능성이 크다는 것을 확인할 수 있었다. PCP계 추진제를 적용한 경우에는 그레인 슬랏과 일치하는 노즐 축소부 내열재의 원주방향 4개 영역에서 큰 입자의 산화알루미늄 충돌로 인해 국부적으로 삭마가 많았지만 HTPB계 추진제는 연소가스내 H<sub>2</sub>O 및 CO<sub>2</sub>의 물분율이 상대적으로 많음으로 인해 노즐 토출관, 목삼입재 및 확대부 내열재에서 화학반응으로 인한 삭마가 많았다.

Key Words: Ablation(삭마), Char(숯), Aluminum Oxide Particle(산화알루미늄 입자), Nozzle Liner (노즐 내열재), Slotted Tube Grain(슬랏이 있는 튜브형 그레인)

† 2007년 1월 17일 접수 ~ 2007년 4월 13일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소 추진기관부(기4-3팀)

\*\* 종신회원, 국방과학연구소 추진기관부(추진제팀)

연락처, E-mail: kiyhwang@empal.com

노즐 내열재로 널리 사용되는 탄소/페놀릭, 규소/페놀릭, 그라파이트와 같은 삭마성 내열재는 밀도가 낮아 추진기관 무게를 감소시킬 수 있고 고온, 고압의 연소가스에 의해 유입되는 많은 열을 내열재가 소실되면서 흡수하여 노즐 구조물 온도를 일정수준 이하로 억제시키는 중요한 역할을 한다[1,2].

중,장거리용 고체 추진기관에서는 성능을 높이기 위해 밀도와 비추력이 높은 고추력 추진제가 사용되고 있다. 추진제의 비추력을 상승시키고 동시에 추진제 연소시 압력의 진동 현상을 감소시키기 위해 금속 연료로 알루미늄 분말이 주로 사용되고 있는데, 그 이유는 독성이 없고 밀도가 높으며 추진제의 점화 및 연소성을 향상시키기 때문이다[3,4]. 그러나 추진제에 알루미늄이 함유되어 있어 추진제 연소과정에 산화알루미늄 입자가 생성되며, 산화알루미늄 입자가 노즐 밖으로 빠져나가지 못하고 추진기관 후미에 침적되는 경우에는 무게 증가로 추진기관 성능을 감소시키게 되고, 노즐 입구나 출구영역에 입자가 충돌하는 경우에는 내열재에 국부적 삭마를 발생시켜 열전달 측면에서 부정적인 영향을 끼칠 수 있다[5-8].

본 논문에서는 고 함량의 알루미늄 분말을 함유한 2종류의 고체 추진제에 대해 추진제 원료 성분, 연소시험후 산화알루미늄의 입자크기 및 연소가스의 물성치를 비교하였다. 또한 이들 추진제를 원주방향 90° 간격으로 슬롯(slot)이 있는 튜브형 그레인 형상을 가진 고체 추진기관에 각각 적용하였을 때, 연소관 후방돔과 연결되는 노즐 축소부 내열재에서 산화알루미늄 입자 충돌로 인한 국부적 삭마현상과 노즐 내열재에서 연소가스와의 화학반응에 의한 열반응특성 차이에 대해 비교 분석하였다.

## 2. 추진제 특성

### 2.1 추진제 성분 및 산화알루미늄 입자 크기

Table 1에서는 2종류의 혼합형 고체 추진제

(Composite Solid Propellant), 즉 HTPB (Hydroxy Terminated Polybutadiene)계 추진제인 H 추진제와 PCP (Polycaprolacton)계 추진제인 P 추진제에 대한 주요 원료성분, 분말 직경, 중량비 및 체적비를 비교하였다. 추진제 원료에서 알루미늄(Al) 분말의 크기는 25  $\mu\text{m}$ 로 서로 같고 함량(중량비)은 19대20으로 1%의 미소한 차이를 나타낸다. 그러나 산화제와 바인더의 구성 성분에서 큰 차이를 보인다. 즉, 산화제의 경우 H 추진제는 AP (Ammonium Perchlorate)가 69 wt%인 반면에 P 추진제는 31 wt%의 AP와 20 wt%의 HNIW (HexaNitro HexaazaIsoWurt-zitane)로 구성되어 있고, 분말의 크기도 상대적으로 작다. 바인더(폴리머)의 경우에는 H 추진제는 HTPB가 12 wt%이고, P 추진제는 29 wt%의 PCP 폴리머에 고에너지 가스제로 구성된 바인더를 함유하고 있다[9].

추진제의 원료중에서 가장 많은 함량을 차지하는 산화제는 분말의 크기가 보통 삼분양상(tri-modality) 또는 이분양상(bi-modality)을 띄고 있다. Cohen[10]은 Pocket Model을 통해 알루미늄 응집을 감소시키는 변수들에 대해 연구하여 크기가 큰 산화제 분말들이 많은 삼분양상이 이분양상 보다 응집 가능성이 줄어든다는 사실을

Table 1. Comparison of the Formulation of Two Propellants, H and P

Propellant	Composition	Density (g/cm <sup>3</sup> )	Powder Size ( $\mu\text{m}$ )	Mass Fraction (%)	Volume Fraction (%)
H	HTPB binder	0.91	-	12	24
	AP	1.95	400	31	29
			200	31	29
			6	7	6
Al	2.71	25	19	12	
P	PCP binder	1.31	-	29	40
	AP	1.95	200	31	29
	HNIW	2.03	5	20	18
	Al	2.71	25	20	13

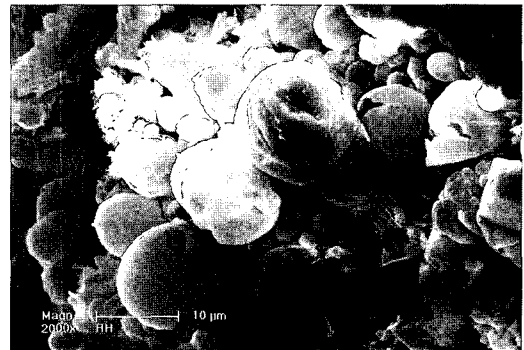
제시하였다. H 추진제의 경우는 400, 200, 6  $\mu\text{m}$ 로 구성된 삼분양상을, P 추진제는 200, 5  $\mu\text{m}$ 로 구성된 이분양상을 가진다. H 추진제는 400과 200  $\mu\text{m}$ 로 구성된 큰 분말들이 전체 부피 중 58%를 차지하고 있으므로 25  $\mu\text{m}$  크기의 알루미늄 분말들은 이들 큰 분말들 사이에 존재하는 작은 공간에 분산되어 분포하게 된다. 그러나 P 추진제의 경우에는 200  $\mu\text{m}$ 로 구성된 큰 분말들이 전체 면적 중 29%만 차지하므로 나머지 많은 공간들은 작은 분말(5  $\mu\text{m}$ )의 HNIW 산화제와 25  $\mu\text{m}$ 의 알루미늄 및 PCP 바인더가 채워지게 된다. 이때 알루미늄 분말들은 서로 인접하고 있으므로 추진제 표면에서 연소시에 서로 응집되어 큰 입자의 산화알루미늄이 생성될 수 있다.

Lengellé 등[11]이 제시한 고체 추진제의 연소 메커니즘에 의하면, 추진제의 연소 표면은 알루미늄(Al)의 용융점 이상이므로 연소 표면에서 알루미늄의 용융, 응집 현상이 발생한다. 그리고 추진제 연소 표면 상태는 HTPB 바인더가 적용된 H 추진제의 경우 액상층(melting layer)이 없는 고체 상태인 반면, PCP 바인더가 적용된 P 추진제는 NEPE (Nitrate Ester Polyether) 계열 추진제의 대표적인 것으로 연소표면이 액상층을 이루기 때문에 알루미늄 응집이 더 용이하게 일어난다. Table 1에서 보듯이 P 추진제는 PCP 바인더 부피 분율이 매우 크므로 알루미늄이 응집할 수 있는 더 많은 공간을 제공하게 된다. 따라서 H 추진제 보다 P 추진제 적용시 산화알루미늄의 입자 크기가 더 크게 되는 것이다.

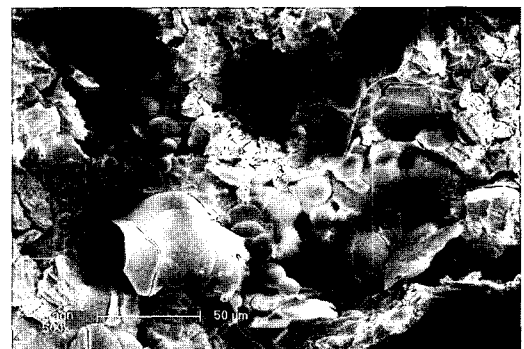
추진제의 원료 성분(바인더, 산화제, 알루미늄 등), 함량 및 분말의 크기에 따라 생성되는 산화알루미늄 입자 크기가 달라지므로 여러 논문에 발표된 입자크기를 정량적으로 직접 비교하는 데는 어려움이 있다. 그러나 상기에 기술된 연구 결과를 종합해 보면 산화제 분말의 크기가 작을수록, 그리고 비활성 바인더(inert binder)인 HTPB 바인더 보다 자체적으로 연소하는 활성 바인더(active binder)인 PCP 바인더 적용시 산화알루미늄 입자 크기가 크게 됨을 알 수 있다.

연소가스내에 존재하는 산화알루미늄 입자는

크기가 작아서 보통 주자식 전자현미경인 SEM (Scanning Electron Microscope)을 사용하여 분석한다. Fig. 1(a)는 H 추진제 적용시 노즐 축소부 내열재 표면에 부착된 산화알루미늄 입자 형상에 대한 SEM 사진을 보여주며, 그림에서 보듯이 산화알루미늄 입자는 구형 모양으로 다양한 크기로 구성되어 있다. 최대 입자크기는 약 10  $\mu\text{m}$ 이고, 평균입자 직경은 약 5  $\mu\text{m}$ 이다. 그러나 P 추진제 적용시에는 산화알루미늄 입자 형상이 Fig. 1(b)와 같으며, 산화알루미늄의 입자크기는 보통 10  $\mu\text{m}$  이상이고 여러 개의 산화알루미늄들이 서로 합쳐져서 큰 입자가 된 것도 볼 수 있었지만 평균 입자 크기는 약 30  $\mu\text{m}$ 이다. 그리고 산화알루미늄 부근에 다양한 물질로 된 슬래그도 많이 존재하였다. 상기의 SEM 사진을 이



(a) Propellant H



(b) Propellant P

Fig. 1 SEM Photographs of Aluminum Oxide Particles for Two Propellants, H and P

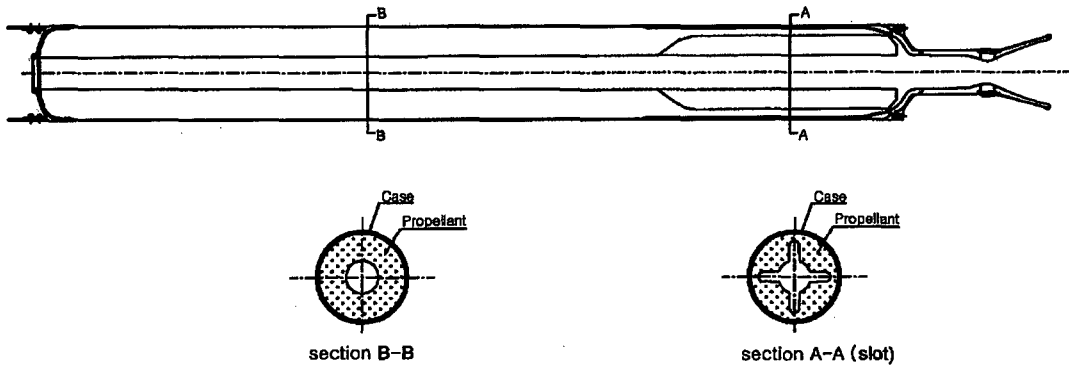


Fig. 2 Cross Section of a Solid Rocket Motor

용한 개략적인 입자 크기 분석을 통해 P 추진제 적용시 연소가스에 포함된 산화알루미늄의 입자 크기는 H 추진제 적용시 보다 더 큼을 확인할 수 있었다.

2.2 연소가스의 물성치

CEA 프로그램[12]으로 계산된 H와 P 추진제의 연소가스 물성치는 Table 2와 같다. H<sub>2</sub>O와 CO<sub>2</sub> 물분율의 합은 두 추진제에 대해 각각 14.27대6.23으로 H 추진제가 2배 이상 큰 반면에 산화알루미늄(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)의 질량분율 및 연소가스의 온도, 비열 등 기타 열적 물성치는 서로 비슷하다.

Table 2. Combustion Gas Properties in Motor Chamber for Two Propellants H and P

Propellant	H	P
Gas Temperature (K)	3576	3588
Molecule Mass (kg/kmol)	29.754	29.748
Specific Heat (J/kg.K)	3553	3380
Mole Fraction of H <sub>2</sub> O (%)	13.05	5.52
Mole Fraction of CO <sub>2</sub> (%)	1.22	0.71
Mass Fraction of Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (%)	30.59	31.64

Table 2에서 보듯이 H 추진제가 P 추진제 보다 H<sub>2</sub>O와 CO<sub>2</sub> 물분율이 2배 이상 크기 때문에 추진제 연소가스와의 화학반응에 의한 내열재 삭마는 H 추진제를 사용하는 경우에 P 추진제 보다 상대적으로 많이 된다. 이는 탄소계 노즐 내열재의 삭마는 카이네틱 모드와 확산 모드에 의해 이루어지는데, 벽면온도가 낮은 연소초기에는 화학 반응율이 지배하는 카이네틱 모드이지만 벽면온도가 상승하여 1600~3500K 범위에 속하면 확산 모드가 되어 삭마율은 경계층과 재료 표면 사이에서의 산화제 확산율(diffusion rate)에 의해 결정되기 때문이다[13,14].

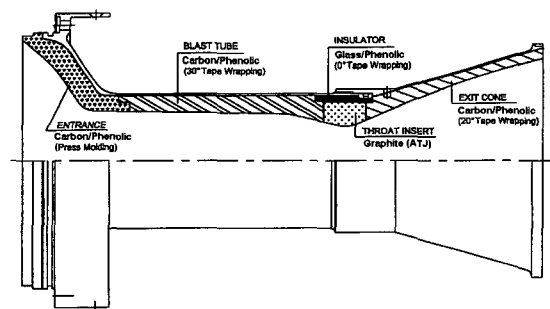


Fig. 3 Cross Section of a Motor Nozzle

3. 노즐 내열재의 열반응 특성

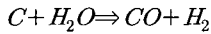
3.1 추진기관 형상

본 연구에 사용된 추진기관의 단면 형상은 Fig. 2와 같으며, 연소관 후방돌부근에는 추진제의 연소면적을 증가시키기 위해 90° 간격으로 슬롯이 있는 튜브형 그레인으로 설계되어 있다. Fig. 3에서는 노즐의 세부 단면형상 및 각 내열

재별 소재와 제작공법을 보여준다. 연소가스와 접하는 내열재는 약 30%의 고함량 산화알루미늄 입자와 큰 열유속을 고려하여 내삭마성이 우수한 탄소계 내열재(탄소/페놀릭, 그라파이트)로 이루어져 있다.

### 3.2 탄소계 내열재의 열반응

내열재의 삭마(ablation) 현상은 매우 복잡한 여러가지 과정으로 이루어지며, 이는 “소량의 표면 물질을 소모함으로써 유입되는 많은 외부 열 에너지를 소멸시키는 열과 물질의 전달과정”으로 정의된다. 탄소계 내열재의 표면층에 존재하는 탄소는 추진기관의 연소생성물과 화학반응을 하게 되며 대표적인 반응은 다음과 같다[15,16].



삭마반응은 내열재 표면에 인접한 영역에서 연소가스의 화학반응 열경계층 해석을 통하여 표면에서의 물질전달 계산을 필요로 하고 그 해석 과정은 복잡한 단계를 거쳐야 되는 것이 일반적이다[17,18]. 그러나 Boyarintsev 등[19]은 탄소계 내열재에 대해 그 해석을 선형적으로 단순화시켜 이론적 해를 구하고 그 식으로부터 아래와 같은 삭마반응 모델링 식을 유도하였다.

내열재 표면의 수직방향 이동율, 즉 삭마율  $V_n$  은 다음과 같다.

$$V_n = \frac{\dot{m}}{\kappa\rho} \quad (2)$$

여기서  $\rho$ 는 재료의 초기 밀도이며,  $\kappa$ 는 coke 수로서 고체잔류량의 질량분율 즉, 열분해 전, 후 재료의 밀도비이다. 연소가스와 내열재 표면에 존재하는 탄소와의 열반응으로 손실된 질량율  $\dot{m}$  은 Eq. 3과 같다.

$$\dot{m} = B_C \left( \frac{h}{c_p} \right)_w \quad (3)$$

여기서  $c_p$  는 연소가스의 정압비열,  $h$ 는 대류열 전달계수이며,  $B_C$  는 벽면에서 온도증가에 따른 탄소 산화모드를 고려한 무차원 삭마율이고 Eq.

4로 계산된다.

$$B_C = \frac{\sqrt{\left[ \left( \frac{M_C}{M_0} \right) \Omega + 1 \right]^2 + 4B_m \left( \frac{M_C}{M_0} \right) \Omega} - \left[ \left( \frac{M_C}{M_0} \right) \Omega + 1 \right]}{2 \left( \frac{M_C}{M_0} \right) \Omega}$$

여기서,

$$B_m = \frac{M_C}{M_0} (\chi_{H_2O} + \chi_{CO_2})$$

$$\Omega = \left( \frac{h}{c_p} \right)_w \left( \frac{T_w}{P_w} \right) \frac{1}{1.465K_0} \exp \left( \frac{E_0}{RT_w} \right)$$

(4)

$M_0$ 와  $M_C$ 는 각각 연소가스 혼합물과 탄소의 분자질량이며,  $\chi_{H_2O}$ 와  $\chi_{CO_2}$ 는 각각  $H_2O$ 와  $CO_2$ 의 몰분율이다.  $E_0$ 와  $K_0$ 는 각각 표면 열반응에 대한 Arrhenius 식에서 활성화 에너지와 비례상수이다. Eq. 4에서  $B_C$ 는 온도가 상승할수록 연소가스의 산화포텐셜  $B_m$ 에 점진적으로 접근하여 카이네틱 모드에서 확산 모드로 이동하게 된다.

Table 2에서 보듯이 H 추진제와 P 추진제의 연소가스 물성치는  $CO_2$ 와  $H_2O$ 의 몰분율을 제외하고 다른 물성치는 유사하므로  $CO_2$ 와  $H_2O$ 의 몰분율만 가지고 산화포텐셜( $B_m$ )를 서로 비교하면 H 추진제는 P 추진제 보다 2.3배 크다. 따라서 추진제를 제외하고 추진기관 형상/제원이 동일하다면 연소가스와의 화학반응에 의한 내열재 삭마는 H 추진제를 적용한 경우가 P 추진제 보다 약 2.3배 크게 될 것이다.

탄소/페놀릭 내열재는 삭마가 발생하기 전에 페놀이 숯으로 변하여 어느 정도 숯층을 형성한 후에 숯 표면에서 삭마가 발생하고 이에 따라 점차 숯층이 내부로 진행하게 된다. 삭마성 고분자가 가열되면 표면온도가 상승하여 표면물질의 증발이 일어난다. 이때 최초의 휘발물은 보통 수분과 용매, 저분자량의 고분자 등이다. 이들은 표면온도의 상승을 보통 50% 이상 감소시키는 것으로 알려져 있다. 표면온도가 더 상승되면 고분자의 열적교반 현상이 더욱 심해져서 고분자 주사슬에 붙어있는 결사슬을 분해시키고 결국은 주사슬의 화학결합까지 와해시킨다. 이때 결사슬

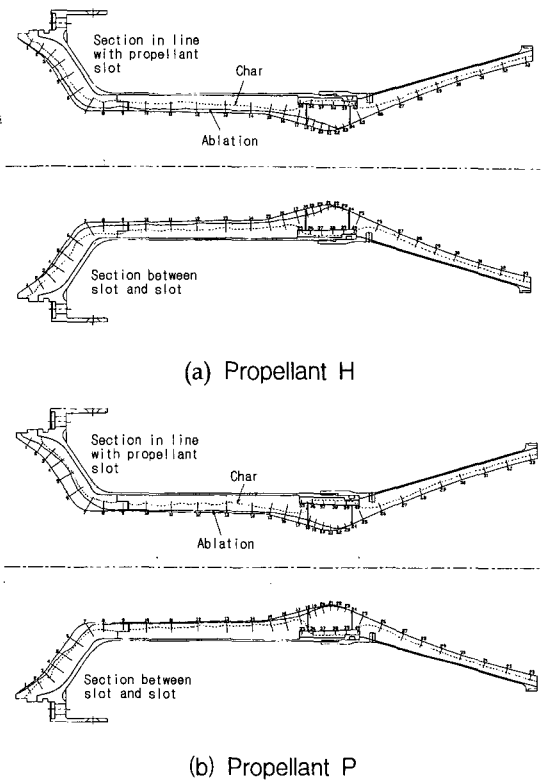


Fig. 4 Ablation and Char Profiles for Two Cross Sections of Nozzle Liner Using Propellant H or P

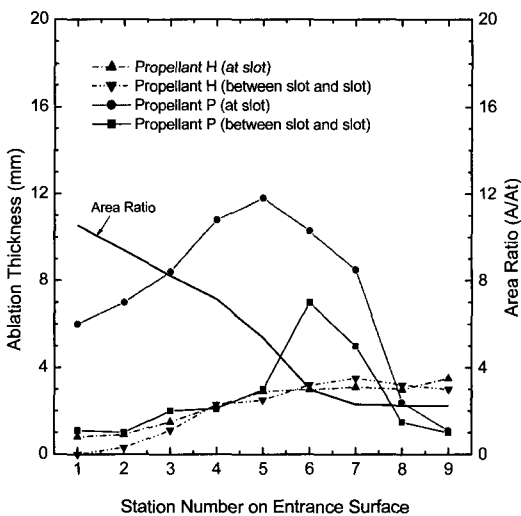


Fig. 5 Comparison of Ablation Thicknesses at Two Sections of Entrance for Two Propellants, H and P

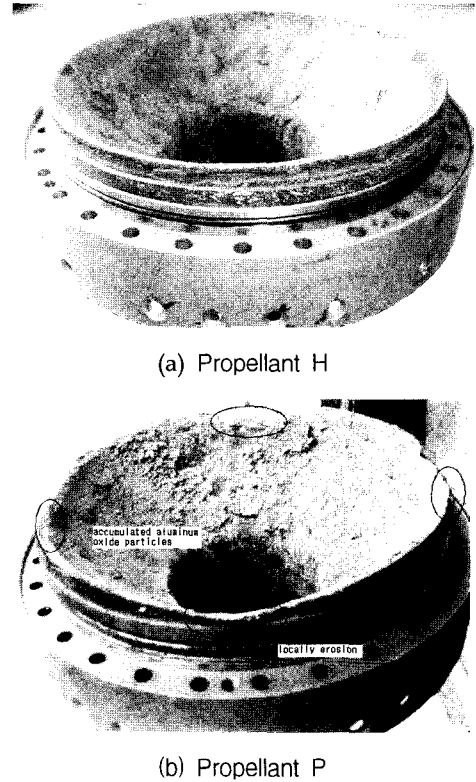


Fig. 6 Post-Test Views of Nozzle Entrance for Two Propellants, H and P

의 분해속도가 주사슬의 분해속도보다 크면 대부분의 사슬구조가 탄소로 남게 되어 숯층을 형성하고 삭마과정이 진행됨에 따라 점차 숯층의 깊이가 증가하게 된다.

### 3.3 축소부 내열재의 삭마 및 숯

축소부 내열재(entrance liner)의 입구 내부면은 노즐 중심선에 대해 약 50° 경사가 져있기 때문에 연소가스내에 존재하는 산화알루미늄 입자들이 벽면에 충돌하여 입자 충돌에 의한 삭마 영향이 나타날 수 있는 부위이다.

Figure 4는 각각 H와 P 추진제 적용시 지상연소시험후 2개 단면 즉, 추진제 슬랫과 일치하는 단면과 추진제 슬랫과 슬랫 사이 단면에서 노즐 내열재의 삭마와 숯 형상을 보여준다. Fig. 5에서는 H와 P 추진제에 대해 노즐 축소부 내열재의 2개 단면에서 위치별로 삭마두께를 비교하였

다. H 추진제의 경우 축소부 내열재에서 삭마두께와 숯깊이는 2개 단면에서 서로 비슷하였고 노즐내면의 면적비( $A/A_t$ )가 작을수록 즉, 대류열유속이 클수록 삭마가 증가하는 일반적인 경향을 보여준다. 그러나 Fig. 6(b)에서 보듯이 P 추진제를 적용한 경우에는 추진제 슬랏 방향과 일치하는 원주방향 4개 부위, 즉 원주방향 90° 간격으로 국부적으로 많이 삭마되었고 내열재 표면에 산화알루미늄 입자가 많이 침적되었다. P 추진제의 경우 슬랏 부위 단면에서 축소부 내열재의 최대 삭마는 가운데 부위(Fig. 5에서 횡축의 5번)에서 발생되었으며 삭마두께는 11.8 mm 이다. 이때 슬랏 사이 단면에서의 삭마두께는 3.0 mm 이므로 이들 간의 차이는 약 4배가 된다. 이는 추진제 슬랏 부위에서 배출되는 연소가스가 많고 유속이 빠르기 때문에 생긴 현상으로 사료된다. 그리고 P 추진제는 H 추진제인 경우보다 입자크기가 커서 연소가스내의 입자들은 상대적으로 큰 관성력을 가지므로 축소부 내열재의 내부형상을 따라가지 못하고 많은 입자들이 벽면과 충돌하게 되어 삭마가 많게 된다. 따라서 추진제 슬랏 형상이 노즐 내열재 삭마에 미치는 영향은 산화알루미늄 입자크기가 큰 경

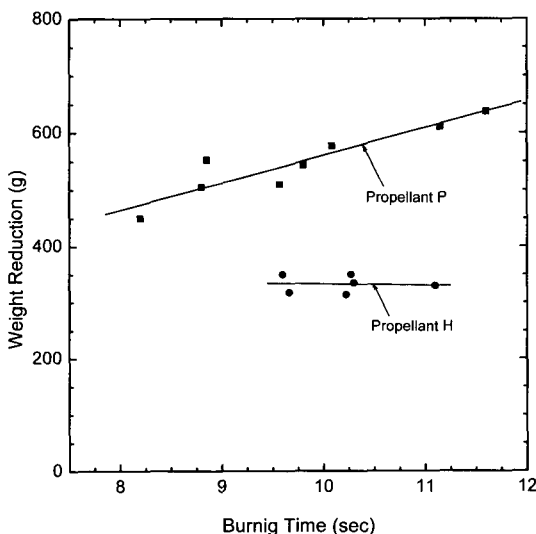


Fig. 7 Weight Reductions of Entrance Liner after Firing Tests for Two Propellants, H and P

우에는 두드러지게 나타난다. Fig. 4에서 보듯이 축소부 내열재의 숯 깊이는 P 추진제인 경우가 H 추진제인 경우 보다 작는데, 이는 내열재로 유입된 많은 열이 삭마로 인해 밖으로 빠져나가므로 삭마가 많은 내열재는 잠열을 작게 보유하기 때문에 생기는 현상이다.

Figure 7은 H 추진제를 적용한 6개 추진기관과 P 추진제를 적용한 8개 추진기관에 대해 연소시험후 축소부 내열재 무게 감소량을 보여주며, 연소시험전 축소부 내열재의 평균무게는 1600 g이었다. H 추진제인 경우에는 추진제 초기온도(-40, +20, +60 °C) 차이로 야기된 추진기관 연소시간 변화에 상관없이 축소부 내열재 무게 감소량은 6개 추진기관에서 비슷하며 평균값은 333 g 으로 초기무게의 19% 감소하였다. 그러나 P 추진제는 연소시간이 길수록 축소부 내열재 무게 감소량이 증가하였으며, 추진기관 연소시간이 8.5초(초기온도 +60 °C)인 경우에는 478 g 감소한 반면에, 연소시간이 11.38초(초기온도 -40 °C)인 경우에는 624 g 감소하였으며 이는 약 30% 더 감소하였다. 따라서 P 추진제인 경우에는 추진기관 연소시간이 삭마에 크게 영향을 미침을 알 수 있다. 이는 H 추진제 보다는 P 추진제인 경우에는 연소가스내에 포함된 산화알루미늄 입자의 크기가 상대적으로 커서 노즐벽면에 충돌되는 입자들이 많기 때문에 연소시간이 길수록 입자 충돌로 인한 삭마가 많아짐으로 인해 발생하는 현상이다.

#### 3.4 토출관내열재의 삭마 및 숯

토출관내열재(blast tube liner)의 내부면은 노즐 중심선과 거의 평행하므로 산화알루미늄 입자 충돌에 의한 영향은 미소하고 연소가스와의 화학반응에 의한 삭마가 지배적이다. 따라서 축소부 내열재의 경우와는 반대로 P 추진제 보다 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O로 인한 연소가스 산화 물질율이 2.3 배 큰 H 추진제인 경우에 삭마가 많게 된다.

토출관내열재 소재는 PAN계 탄소/페놀릭이그테이프 래핑 각도가 크기(노즐 중심선 기준 30°) 때문에 제작시 주름현상(wrinkling)이 발생하였

고, 이로 인해 Fig. 4에서 보듯이 삭마두께와 숯 깊이는 내열재 내면과 평행하지 못하고 약간 굴곡이 저있다. H 추진제의 경우(Fig. 4(a)) 슬랏 부위 단면과 슬랏 사이 단면에서 삭마두께와 숯 깊이는 서로 비슷하였으며, 토출관 가운데 부위(10~14번)에서 삭마두께는 2.5~3.0 mm이었다. 그러나 P 추진제의 경우(Fig. 4(b))에는 삭마두께는 상대적으로 적었지만 슬랏 부위의 영향이 미소하게 나타났고 슬랏 부위는 1.0~1.8 mm, 슬랏 사이 부위는 0.9~1.0 mm 이었다. 따라서 H 추진제의 평균 삭마두께는 약 2.75 mm이고, P 추진제는 약 1.25 mm이므로 이들 간의 차이는 약 2.2배이며 이는 3.2항에서 연소가스의 산화포텐셜로 계산된 삭마 예측치(2.3배)와 거의 일치함을 알 수 있다.

H 추진제를 적용한 5개 추진기관과 P 추진제를 적용한 6개 추진기관에 대해 연소시험후 토출관내열재의 무게 감소량은 Fig. 8과 같으며, 평균 무게감소량은 H 추진제인 경우에는 383 g으로 초기무게(1411 g)의 27% 감소하였고, P 추진제인 경우에는 273 g으로 초기무게의 19% 감소하였다. 그림에서 보듯이 H나 P 추진제는

동일한 추진제에서는 추진제 초기온도 차이로 인한 추진기관 연소시간 변화에 상관없이 토출관내열재의 무게 감소량은 비슷하였다. 이는 추진제 초기온도가 낮으면 연소속도가 낮아져서 추진기관 연소시간이 길게 되지만 상대적으로 압력은 낮게 되어 대류 열전달로 인한 열하중(압력의 0.8승과 연소시간의 곱에 비례)이 비슷하기 때문에 발생하는 현상이다[20].

### 3.5 목삽입재의 삭마

노즐 목 부위에는 연소가스 유동으로 인한 대류 열전달이 최대가 되므로 목삽입재(throat insert) 소재는 흡열 효과가 크고 내삭마성이 우수한 ATJ 그라파이트를, 그 배면에는 노즐 구조물의 과도한 온도상승을 억제하기 위해 단열성이 좋은 유리/페놀릭을 적용하였다.

Figure 9는 H와 P 추진제에 대해 목삽입재의 2개 단면 즉, 추진제 슬랏과 일치하는 단면과 추진제 슬랏과 슬랏 사이 단면에서 위치별로 삭마두께를 서로 비교하였다. 목삽입재 전방부위(18번)에서 평균 삭마두께는 H 추진제는 6.2 mm, P 추진제는 3.9 mm이었다. 이는 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O로

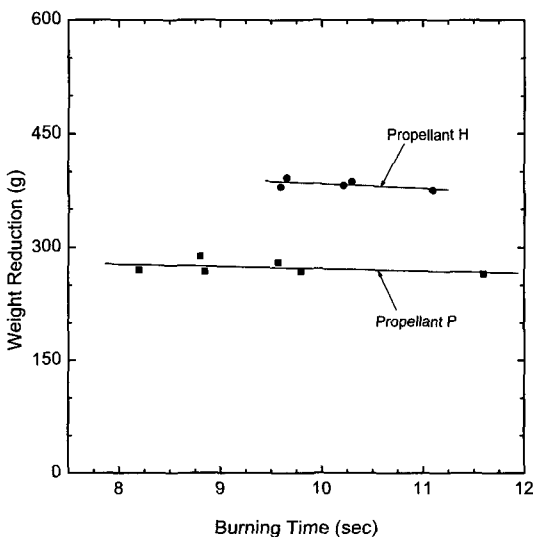


Fig. 8 Weight Reductions of Blast Tube after Firing Tests for Two Propellants, H and P

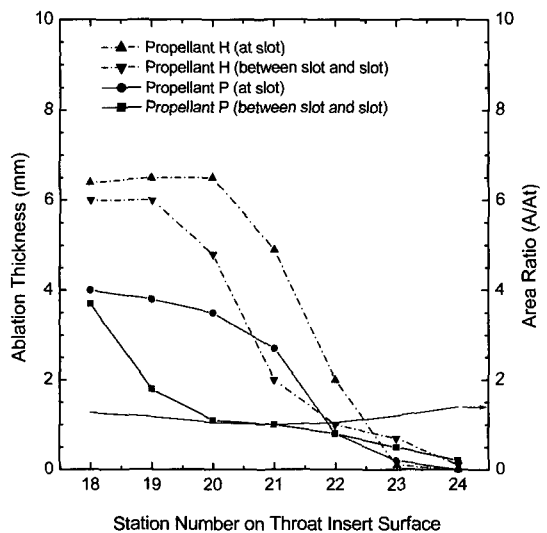


Fig. 9 Comparison of Ablation Thicknesses at Two Sections of Throat Insert for Two Propellants, H and P



인한 연소가스 산화 포텐셜 차이로 인해 H 추진제가 P 추진제인 경우보다 토출관내열재의 삭마가 많기 때문에 생겨난 현상이다. 목삽입제 입구에서 후방으로 갈수록 삭마두께는 두 추진제에서 공히 슬랏 부위가 슬랏 사이 부위보다 많았지만, P 추진제인 경우 노즐목(21번) 전방부위에서 슬랏의 영향이 두드러지게 나타났다. 이는 축소부 내열재와 동일하게 산화알루미늄 입자 충돌에 의한 영향으로 사료된다.

Figure 10은 H 추진제를 적용한 5개 추진기관과 P 추진제를 적용한 7개 추진기관에 대해 연소시험후 목삽입제 무게 감소량을 보여준다. 동일한 추진제에서는 추진기관의 연소시간에 상관없이 목삽입제의 무게 감소량은 비슷하였다. H 추진제인 경우에는 74 g 으로 초기무게(400 g)의 19% 감소하였고, P 추진제인 경우에는 47 g 으로 초기무게의 12% 감소하였다. P 추진제보다 H 추진제인 경우에 무게가 더 감소하였는데, 이는 목삽입제의 경우 축소부내열재와는 달리 산화알루미늄 입자충돌에 의한 영향 보다는 연소가스와의 화학 반응에 의한 삭마가 지배적이기 때문이다.

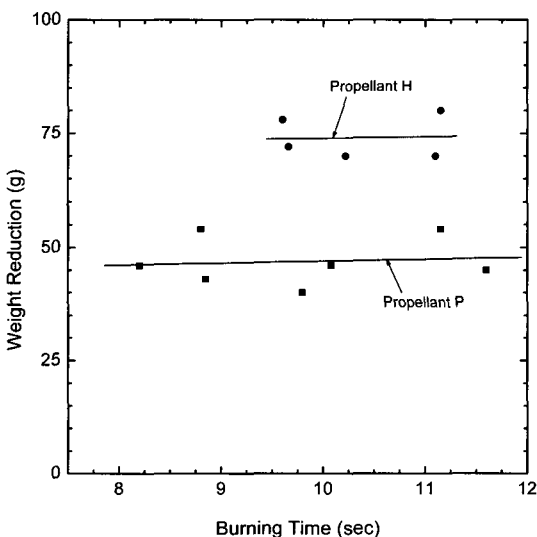


Fig. 10 Weight Reductions of Throat Insert after Firing Tests for Two Propellants, H and P

### 3.6 확대부 내열재의 삭마 및 숯

노즐 목에서 대류 열유속이 최대가 된 후 노즐 후미로 갈수록 압력 감소와 더불어 대류 열유속이 급격히 감소하게 된다. 따라서 Fig. 4에서 보듯이 H나 P 추진제든 추진제와는 상관없이 확대부 내열재(exit cone liner) 내면에서 삭마는 거의 없었다. 그러나 숯 깊이의 경우 H 추진제는 3.5~5.5 mm, P 추진제는 3.1~4.5 mm 로 H 추진제의 경우에 숯이 더 많았다.

Figure 11은 H 추진제를 적용한 6개 추진기관과 P 추진제를 적용한 11개 추진기관에 대해 연소시험후의 확대부 내열재 무게 감소량을 보여 주며, 연소시험전 확대부 내열재의 평균 무게는 1340 g이었다. 동일한 추진제에서는 추진기관의 연소시간에 상관없이 내열재의 무게 감소량은 비슷하였으며, H 추진제인 경우에는 222 g 으로 초기무게의 17% 감소하였고, P 추진제인 경우에는 176 g 으로 초기무게의 13% 감소하였다. 상기에서 보듯이 P 추진제 보다 H 추진제 적용시 숯이 더 많고 내열재 무게가 더 감소되었는데, 이는 H 추진제의 연소가스 내에는 내열재 화학 반응을 야기시키는 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O의 물분율이 상대

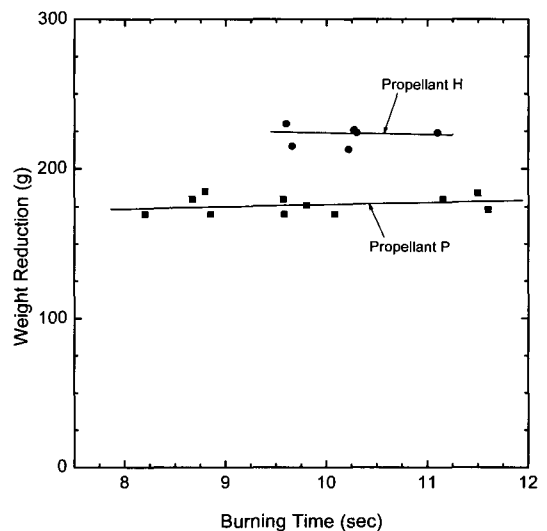


Fig. 11 Weight Reductions of Exit Cone after Firing Tests for Two Propellants, H and P

적으로 많아 내열재 열반응이 더 촉진되었기 때문이다.

#### 4. 결 론

슬랫이 있는 튜브형 그레이인 형상의 고체 추진 기관에 고 함량의 알루미늄을 내포한 H와 P의 2종류 혼합형 추진제를 각각 적용하였을 때 노즐 내열재에서 산화알루미늄 입자 충돌과 연소가스와의 화학반응에 의한 열반응 특성을 서로 비교하였으며, 이를 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

- (1) 산화제 부피 분율이 47%인 PCP계 추진제는 산화제 부피 분율이 64%인 HTPB계 추진제보다 추진제 연소시에 알루미늄 응집이 더 많이 발생하여 입자가 큰 산화알루미늄이 생성됨을 확인하였다. 그러나 연소가스와의 화학반응에 의한 노즐 내열재 삭마에 크게 영향을 미치는 연소 생성물중  $H_2O$ 와  $CO_2$  몰분율은 HTPB계 추진제가 2.3배 많았다.
- (2) 축소부 내열재의 경우 HTPB계 추진제 적용 시에는 삭마두께와 숲 깊이는 원주방향으로 비교적 균일하였지만 PCP계 추진제는 추진제 슬랫 방향과 일치하는 원주방향 4개 부위에서 국부적으로 많이 삭마되었고, 내열재 표면에 산화알루미늄 입자가 많이 침적되었다. HTPB계 추진제는 추진기관 연소시간에 상관없이 내열재 무게 감소량은 일정하였지만, PCP계 추진제인 경우에는 산화알루미늄 입자 충돌로 인해 추진기관 연소시간이 길수록 내열재 무게 감소량이 증가하였다.
- (3) 토출관내열재는 연소가스와의 화학반응에 의한 삭마가 지배적이므로 축소부 내열재의 경우와는 반대로  $CO_2$ 와  $H_2O$ 로 인한 연소가스 산화 포텐셜이 많은 HTPB계 추진제가 PCP계 추진제보다 내열재 삭마가 더 많았고, 삭마량 차이는 산화 포텐셜 차이와 거의 일치하였다.
- (4) 목삽입재 전방에서 HTPB계 추진제가 PCP계

추진제보다 내열재 삭마가 많았고 후방으로 갈수록 삭마는 급격히 줄어들었다. 그러나 PCP계 추진제의 경우에는 산화알루미늄 입자 충돌로 슬랫 부위와 슬랫 사이 부위에서 삭마 차이는 크게 나타났다.

- (5) 연소시험 전, 후의 추진제별 내열재 무게변화량을 비교하면, 축소부 내열재는 산화알루미늄 입자 충돌의 영향으로 PCP계 추진제 적용시 무게감소량이 더 많았다. 그러나 토출관내열재, 목삽입재 및 확대부 내열재는 연소가스와의 화학반응에 의한 삭마/숲의 영향으로 HTPB계 추진제인 경우에 무게가 더 많이 감소하였다.

#### 참 고 문 헌

1. Douglass, H. W., Collins Jr., J. H., Ellis, R. A. and Keller Jr., R. B., "Solid Rocket Motor Nozzles," NASA SP-8115, 1975
2. Truchot, A., "Design and Analysis of Solid Rocket Motor Nozzle," AGARD-LS-150 (Revised), 1988, pp.3-1~3-22
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc., 1992
4. Cohen Nir, E., "Combustion of Powdered Metals in Contact with a Solid Oxidizer (Ammonium Perchlorate)," International Thirteenth Symposium on Combustion, The Combustion Institute, 1971, pp.1019-1029
5. Salita, M., "Predicted Slag Deposition Histories in Eight Solid Rocket Motors Using the CFD Model EVT," AIAA Paper 95-2728, July 1995
6. Melia, P. F., "Flow and Ablation Patterns in Titan IV SRM Aft Closures," AIAA Paper 95-2878, July 1995
7. Ketner, D. M. and Hess, K. S., "Particle Impingement Erosion," AIAA Paper 79-1250, June 1979

8. Whitesides, R. H. and Purinton, D. C., "Effects of Slag Ejection on Solid Rocket Motor Performance," AIAA Paper 95-2724, July 1995
9. 임유진, "유도탄용 고체 추진제 기술의 발전 추세," 한국추진공학회지, 제9권, 제4호, 2005, pp.112-120
10. Cohen, N. S., "A Pocket Model for Aluminum Agglomeration in Composite Propellants," AIAA Journal, Vol.21, No.5, 1983, pp.720-725
11. Lengellé, G., Duterque, J., and Trubert, J. F., "Combustion of Solid Propellants," *RTO/VKI Special Course on Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion*, RTO-EN-023, Belgium, May 2002, pp.4-1 ~ 4-62.
12. McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. Users Manual and Program Description," NASA RP-1311, 1996.
13. Keswani, S. T., Andiroglu, E., Campbell, J. D., and Kuo, K. K., "Recession Behavior of Graphitic Nozzles in Simulated Rocket Motors," AIAA Paper 83-1317, June 1983
14. 황기영, 강윤구, "삭마 및 내부 열분해를 고려한 로켓노즐 탄소계 내열재의 2차원 열해석," 한국추진공학회지, 제3권, 제2호, 1999, pp.37-47
15. Borie, V., Brulard, J., and Lengellé, G., "An Aerothermochemical Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Regression in Solid-Propellant Rocket Motors," AIAA Paper 88-3346, July 1988
16. Lapp, P. and Quesada, B., "Analysis of Solid Rocket Motor Nozzle," AIAA Paper 92-3616, June 1992
17. Chen, Y. K. and Milos, F. S., "Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.36, No.3, 1999, pp.475-483
18. Laturelle, F., Sophie, F. and Ted, B. W., "MSC.Marc-ATAS : Advanced Thermal Analysis Software for Modeling of Rocket Motors and Other Thermal Protection Systems," MSC Aerospace Conference, Toulouse, France, 2002
19. Boyarintsev, V. I. and Zvyagin, Yu. V., "Turbulent Boundary Layer on Reacting Graphite Surface," 5th Int. Heat Transfer Conference, Tokyo, Sep. 1974, pp.264-268
20. Bartz, D. B., "A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients," *Jet Propulsion*, Vol.27, No.1, 1957, pp.49-51