技術論文

고체 추진기관에서 산화알루미늄 입자가 노즐 내열재의 삭마에 미치는 영향

황기영*, 임유진*, 함희철*

Effects of Aluminum Oxide Particles on the Erosion of Nozzle Liner for Solid Rocket Motors

Ki-Young Hwang*, Yoo-Jin Yim* and Hee-Cheol Ham*

ABSTRACT

The compositions, the gas properties in motor chamber and the aluminum oxide (Al_2O_3) particle size for two kinds of solid propellants with approximately 20% aluminum powder have been investigated. The SEM photographs of Al_2O_3 taken from nozzle entrance liner show that the aluminized PCP propellant with 47% volumetric fraction AP/HNIW and bimodal oxidizer 200-5 μm can offer greater possibility for increasing aluminum agglomeration than the aluminized HTPB propellant with 64% volumetric fraction AP and trimodal oxidizer 400-200-6 μm. The nozzle entrance liner of solid rocket motor with the PCP propellant shows greater erosion at 4 circumferential sections in line with grain slots due to the impingement of large particles, but that with the HTPB propellant shows uniform erosion with circumferential angle.

초 록

알루미늄 분말이 약 20% 포함된 2종류의 고체 추진제에 대해 원료성분, 연소실에서의 연소가스 물성치 및 산화알루미늄의 입자 크기를 비교 분석하였다. 산화제(AP/HNIW) 분말이 200과 5 μm로 이분양상이고 47% 부피분율을 지닌 알루미늄을 함유한 PCP계 추진제는 산화제(AP) 분말이 400, 200 및 6 μm로 삼분양상이고 64% 부피분율을 지닌 알루미늄을 함유한 HTPB계 추진제 보다 알루미늄들이 응집될 가능성이 크다는 것을 축소부 내열재에서 채취한 산화알루미늄 입자의 SEM 사진을 통해 확인할 수 있었다. PCP계 추진제를 적용한 고체 추진기관의 노즐 축소부 내열재에서는 큰 산화알루미늄 입자의 충돌로 인해 그레인 슬랏과 일치하는 4개 원주방향 부위에서 삭마가 크게 되었지만 HTPB계 추진제를 적용한 경우에는 원주방향으로 균일하게 삭마되었다.

Key Words : Aluminum Oxide Particle(산화알루미늄 입자), Erosion(삭마), Nozzle Liner (노즐 내열재), Solid Rocket Motor(고체 추진기관)

Ⅰ. 서 론

노즐 내열재는 추진기관 연소실에서 생성된 고온, 고압의 연소가스에 의해 유입되는 많은 열을 효과적으로 차단하여 노즐의 공력형상을 최대한 유지하면서 구조물 온도상승을 일정수준 이하

† 2006년 2월 22일 접수 ~ 2006년 7월 19일 심사완료
* 정회원, 국방과학연구소 추진기관부
연락저자, E-mail : kiyhwang@hanafos.com
대전시 유성우체국 사서함 35-5호

로 제한하기 위해 사용된다. 노즐 내열재로 널리 사용되는 탄소/페놀릭, 규소/페놀릭, 탄소/탄소 복합재와 같은 삭마성 내열재(ablative thermal liner)는 밀도가 낮아 추진기관 무게를 감소시킬 수 있고 고온 환경에서 내열재 내부 및 외부 물질이 소실되면서 외부에서 유입되는 열을 흡수하는 반응 기구를 가짐으로서 내부에 있는 구조물을 보호하는 중요한 역할을 한다[1,2].

고체 추진기관의 성능을 높이기 위해 추진제의 밀도와 비추력이 높은 고추력 추진제가 사용되며 일반적으로 추력과 밀도를 높이기 위해 금속연료로 알루미늄 분말이 약 20% 적용되고 있다. 금속연료가 적용되면 밀도와 화염온도가 상승하여 그 성능이 극대화되기 때문이다[3,4]. 그러나 추진제에 알루미늄이 다량 함유되어 있어 추진제 연소과정에 산화알루미늄 입자(aluminum oxide particles)가 생성되며, 노즐내부에서 입자 유동의 효과는 매우 복잡한 현상을 초래한다. 고추력 추진제를 적용하는 추진기관 설계를 위해서는 연소가스와 산화알루미늄 입자간의 2상 유동에 대한 정확한 이해가 필요하며, 산화알루미늄 입자가 노즐 밖으로 빠져나가지 못하고 추진기관 후미에 침적될 경우에는 추진기관 성능이 감소하게 될 뿐 만 아니라 연소관 후방 돔이나 노즐에 충돌하는 입자로 인해 내열재 삭마가 증가되어 열전달 측면에서 부정적인 영향을 가져올 수 있다[5-7].

본 논문에서는 알루미늄 분말이 약 20% 포함된 2종류의 고체 추진제에 대해 추진제 원료성분, 연소실에서의 연소가스의 물성치 및 산화알루미늄의 입자크기를 서로 비교하였다. 또한 이들 추진제를 슬랏(slot)이 있는 튜브형 그레인 형상을 가진 고체 추진기관에 적용하였을 때 노즐 축소부 내열재(nozzle entrance liner)와 연소관 후방 돔 단열재(aft dome insulator)에서의 산화알루미늄 입자 충돌로 인한 열반응(삭마/숯) 특성 및 국부적 삭마현상 발생 원인에 대해 고찰하였다.

II. 본 론

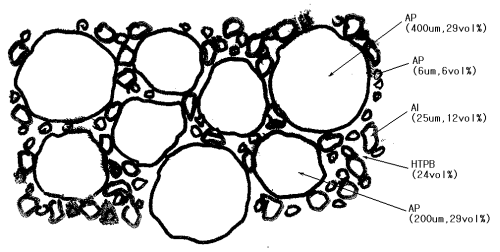
2.1 추진제의 원료 성분

Table 1은 HTPB계 추진제인 H 추진제와 PCP계 추진제인 P 추진제에 대한 특성 즉, 밀도, 연소속도, 주요 원료성분, 고체 성분의 분말 직경, 중량비 및 체적비를 비교하였다. 추진제 원료에서 알루미늄(Al) 분말의 크기는 25 μm로 서로 같고 함량(중량비)은 19대20으로 1%의 미소한 차이를 나타낸다. 그러나 산화제와 바인더의 구성성분에서 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 HexaazaIsoWurtzitane)로 구성되어 있고, 분말의 크기도 상대적으로 작다. 바인더(폴리머)의 경우 H 추진제는 HTPB (Hydroxy Terminated Polybutadiene)가 12 wt%이고, P 추진제는 29 wt%의 PCP (Polycaprolacton) 폴리머에 고에너지 가소제로 구성된 바인더를 함유하고 있다[8,9].

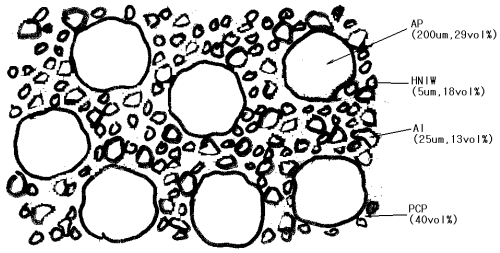
추진제 연소 표면에서 알루미늄 분말의 응집(agglomeration) 특성은 추진제 매트릭스 내에서 알루미늄 분말의 분포도와 응집이 진행되는 시간에 의존한다. 고 함량의 산화제를 내포하고 있는

Table 1. Comparison of the characteristics of two propellants H and P

Propellant	Density (g/cm^3)	Burning Rate (@1500 psia, 20 °C (mm/s)	Composition	Density (g/cm^3)	Powder Size (μm)	Mass Fraction (%)	Volume Fraction (%)
H	1.80	8.0	HTPB	0.91	-	12	24
			AP	1.95	400	31	29
					200	31	29
					6	7	6
			Al	2.71	25	19	12
P	1.81	8.3	PCP	1.31	-	29	40
			AP	1.95	200	31	29
			HNIW	2.03	5	20	18
			Al	2.71	25	20	13



(a) Propellant H



(b) Propellant P

Fig. 1. Schematic diagrams of composition distribution for both propellants

혼합형 추진제(composite propellant)의 경우에 알루미늄 분말은 대체로 추진제 연소 표면에서 연소와 동시에 응집되고 이탈되는 것으로 알려져 있으나 AP와 Al로 구성된 매트릭스에서 알루미늄은 연소가 쉽지 않아 종종 연소되지 않은 Al이 석출되는 것으로 관찰되고 있다[10]. 고체 추진제의 원료 중에서 가장 많은 함량을 차지하는 산화제들은 분말의 크기가 보통 이분양상 (bi-modality) 또는 삼분양상 (tri-modality)을 띄고 있으며, Cohen[11]은 Pocket Model을 통해 알루미늄 응집을 감소시키는 변수들에 대해 연구한 바 있고, 크기가 큰 산화제 분말들이 많은 삼분양상이 이분양상 보다 응집 가능성이 줄어든다는 사실을 제시하였다.

Fig. 1에서는 H 및 P 추진제에 대해 체적비를 기준으로 원료 성분별 분포도를 그림으로 나타내었다. Table 1 및 Fig. 1에서 보듯이 산화제의 경우 H 추진제는 400, 200, 6 μm로 구성된 삼분양상을, P 추진제는 200, 5 μm로 구성된 이분양상을 가진다. H 추진제는 400과 200 μm로 구성된 큰 분말들이 전체 면적 중 58%를 차지하고 있으므로 25 μm 크기의 알루미늄 분말들은 이들 큰 분말들 사이에 존재하는 작은 공간에 분산되어 분포하고 있다. 그러나 P 추진제의 경우에는 200 μm로 구성된 큰 분말들이 전체 면적 중 29%만 차지하므로 나머지 많은 공간들은 작은 분말(5 μm)의 HNIW 산화제와 25 μm의 알루미늄 및 PCP 바인더가 채워지게 된다. 이때 알루미늄 분말들은 인접하고 있으므로 추진제 표면에서 연소시에 서로 응집되어 큰 입자의 알루미늄이 생성될 수 있다.

2.2 연소가스의 물성치

NASA에서 개발한 CEA 프로그램[12]으로 계산된 H와 P 추진제의 연소가스 물성치는 Table 2와 같다. 추진제 연소후 생성물 중에서 H_2O와 CO_2로 인한 산화 몰분율은 14.27대6.23으로 H 추진제가 2배 이상 큰 반면에 산화알루미늄 입자(Al_2O_3) 질량 분율은 30.59대31.64로 두 추진제가 서로 유사하며 또한 연소가스의 온도, 평균 분자량, 비열비 등 기타 열적 물성치도 서로 비슷함을 볼 수 있다.

Table 2. Combustion gas properties in motor chamber for both propellants

Propellant	H	P
Gas Temperature (K)	3576	3588
Molecule Mass (kg/kmol)	29.754	29.748
Specific Heat Ratio	1.132	1.135
Specific Heat (J/kg.K)	3553	3380
Gas Viscosity (kg/m.sec)	95.7E-6	91.9E-6
Characteristic Velocity (m/sec)	1574	1575
Density (kg/m^3)	10.35	10.31
Mole Fraction of H_2O (%)	13.05	5.52
Mole Fraction of CO_2 (%)	1.22	0.71
Mass Fraction of Al_2O_3 (%)	30.59	31.64

Keswani[13]는 2가지 추진기관에 대해 총 10종류의 추진제를 적용하여 연소시험시 얻은 삭마 데이터로 탄소계 노즐목 내열재의 삭마에 대한 실험식(1)을 얻었다.

$$r = 0.5946(X_{H_2O} + X_{CO_2})^{1.02}\rho_c^{-1}P_c^{0.876}x_t^{-0.343}R_i^{0.076}t \quad (1)$$

여기서,

r : 노즐 삭마량(mm)

X_{H_2O} : H_2O의 몰분율

X_{CO_2} : CO_2의 몰분율

ρ_c : 노즐 재료의 밀도(g/cm^3)

p_c : 연소실 압력(MPa)
x_t : 연소시간 동안 추진제 연소면에서 노즐목 까지 평균거리(cm)
R_i : 노즐목 반경(cm)
t : 추진기관 연소시간(s)

추진제를 제외하고 추진기관 형상/제원이 동일하다고 가정하고 산화알루미늄의 입자 충돌로 인한 기계적 삭마를 무시하고 노즐 내열재와 연소가스간의 화학반응에 의한 삭마(ablation) 영향만을 고려한다면, H 추진제가 P 추진제 보다 H_2O와 CO_2 몰분율이 2.3배 크기 때문에 식(1)을 통해 보듯이 H 추진제를 적용하는 경우에 노즐 삭마는 P 추진제 보다 약 2배 클 것으로 예측할 수 있다. 이는 탄소계 노즐 내열재의 삭마는 카이네틱 모드와 확산 모드에 의해 이루어지는데, 벽면온도가 1600~3500K 구간은 확산모드 영역으로 삭마율은 경계층과 재료표면 사이에서의 산화제(H_2O와 CO_2)의 확산율(diffusion rate)에 의해 결정되기 때문이다[13,14].

2.3 산화알루미늄의 입자 크기

연소가스내에 존재하는 산화알루미늄 입자 크기는 광범위하게 분포되어 있지만 크기가 작아서 보통 SEM (Scanning Electron Microscope) 전자현미경을 사용하여 분석한다. 일반적으로 산화알루미늄 입자는 굵은 입자와 가는 입자로 구성되어 있고 흰색이고 원형모양을 하고 있어서 쉽게 식별할 수 있다. 굵은 입자와 가는 입자가 형성되는 과정에 차이가 있어 입자의 분포도도 입자의 크기에 따라 이분양상을 띄고 있다. 이는 추진제내 알루미늄 분말이 온도가 상승함에 따라 녹기 시작하면서 산화제와 작용하여 식(2)에 따라 산화알루미늄 입자(Al_2O_3)가 되기도 하고, 혹은 산화알루미늄 막(film)을 형성하여 다른 알루미늄 입자를 둘러쌓아 온도가 더 상승하게 되면 막과 알루미늄 사이의 열팽창 차이로 인하여 터지면서 연소되거나, 알루미늄 입자가 작은 경우에는 전체가 큰 직경의 산화알루미늄 입자가 되기도 하여 두 종류의 입자 분포도를 가지기 때문이다[15].

$$4Al + 3O_2 \rightarrow 2Al_2O_3 \quad (2)$$

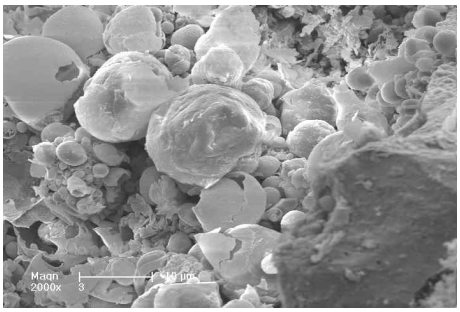
많은 함량의 알루미늄 분말이 내포된 추진제 적용시 연소생성물 내의 연소가스와 산화알루미늄 입자간의 속도 및 온도 차이로 야기되는 2상 유동으로 인한 추진기관 성능 손실을 예측하거나, 연소시험 후 내삽노즐(submerged nozzle) 배면 부근에 쌓이는 많은 양의 슬래그(slag)를 예측하거나, 또는 추진제의 연소속도(burning rate)를 연구하기 위해 1960년 초부터 수십 년에 걸쳐 산화알루미늄의 입자크기, 입자생성 및 입자포집에 대한 많은 연구가 수행되었다[16-21].

Brundige와 Caveny[22] 및 Sambamurthi 등[10]은 추진제 연소 실험을 통해 AP 산화제 분말의 크기가 작을수록 큰 입자의 산화알루미늄이 생성된다는 것을 밝혔다. H 및 P 추진제와 유사한 원료 조성을 가진 고체 추진제에 대해 Lengellé 등[23], Dokhan 등[24] 및 Bui 등[25]이 제시한 연소 메커니즘에 의하면, 추진제의 연소 표면은 알루미늄(Al)의 용융점 이상이므로 연소 표면에서 알루미늄의 용융, 응집 현상이 발생하고 추진제 연소 표면 상태는 HTPB 바인더를 적용한 H 추진제의 경우 액상층(melting layer)이 없는 고체 상태인 반면, PCP 바인더를 적용한 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.

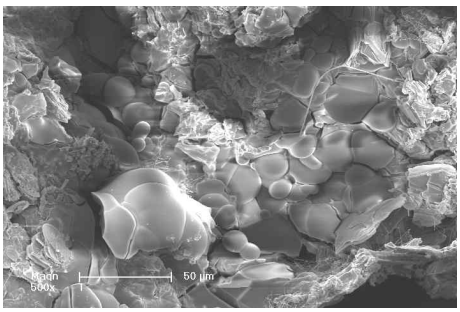
추진제의 원료 성분(바인더, 산화제, 알루미늄 등), 함량 및 분말의 크기에 따라 생성되는 산화알루미늄 입자 크기가 달라지므로 여러 논문에 발표된 입자크기를 정량적으로 직접 비교하는 데는 어려움이 있다. 그러나 상기에 기술된 연구결과를 종합해 보면 산화제 분말의 크기가 작을수록, 그리고 비활성 바인더(inert binder)인 HTPB 바인더 보다 자체적으로 연소하는 활성 바인더(active binder)인 PCP 바인더 적용시 산화알루미늄 입자 크기가 크게 됨을 알 수 있다.

연소가스내에 포함된 산화알루미늄의 입자분포는 연소시험 중에 입자포집장치를 이용하여 입자를 포집한 후 분류작업을 거쳐야만 비교적 정확한 입자분포를 얻을 수 있다. 그러나 본 연구에서는 연소가스내에 포함된 전체 입자들의 분포보다는 노즐 축소부 내열재 삭마에 직접적으로 영향을 미치는 산화알루미늄 입자에 관심이 있기 때문에, 연소시험 후 2종류 추진제에 대해 삭마된 노즐 축소부 내열재 표면에 달라 붙여 있는 산화알루미늄 입자들을 각각 채취하여 SEM 사진을 통해 입자 크기를 서로 비교하였다.

Fig. 2(a)는 H 추진제 적용시 산화알루미늄 입자 형상에 대한 SEM 사진을 보여주며, 그림에서 보듯이 산화알루미늄 입자들은 구형 모양으로 다



(a) Propellant H



(b) Propellant P

Fig. 2. SEM photographs of aluminum oxide particles for both propellants

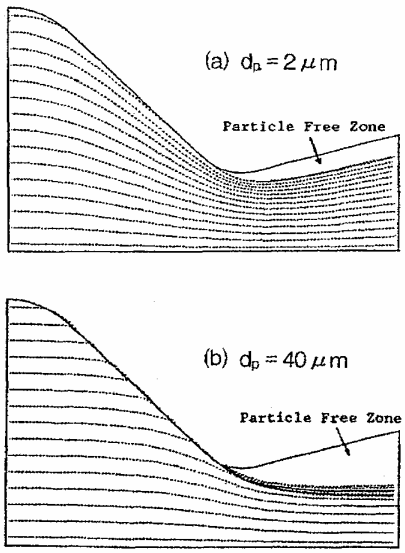


Fig. 3. Trajectories for the two sizes of aluminum oxide particles in a solid rocket nozzle

양한 크기로 구성되어 있고, 최대 입자 크기는 10 µm이고 평균 입자 크기는 약 5 µm이었다. 반면에 P 추진제 적용시 산화알루미늄 입자 형상에 대한 SEM 사진은 Fig. 2(b)와 같으며, 산화알루미늄의 입자 크기는 10 µm 이상이고, 여러 개의 산화알루미늄들이 서로 합쳐져서 큰 입자가 된 것도 볼 수 있었지만 평균 입자 크기는 약 30 µm 이었고, 산화알루미늄 부근에 다양한 물질로 된 슬래그도 많이 존재하였다. 상기의 SEM 사진을 이용한 개략적인 입자크기 분석을 통해 P 추진제 적용시 연소가스에 포함된 산화알루미늄 입자의 크기는 H 추진제 적용시 보다 약 6배 더 큼을 확인할 수 있었다.

Fig. 3은 본 추진기관과 유사한 조건(연소가스 내 산화알루미늄 입자의 질량비와 물성치 동일, 노즐 축소부 내면 형상 유사)하에서 2 µm와 40 µm 크기의 산화알루미늄 입자들이 외삽노즐(external nozzle) 입구에서부터 출구 방향으로 어떤 궤적을 가지면서 이동하는지를 Hwang[26]이 수치적으로 해석한 결과를 보여준다. 산화알루미늄의 입자 직경(d_p)이 클수록 입자는 유선을 따라 가지 못하고 노즐 축소부 벽면에 충돌하는 것을 볼 수 있다. 이는 작은 입자일수록 자체 관성에 의한 거동보다는 외기로부터 가해지는 항력에 의존하여 유선을 따라 움직이지만, 입자 크기가 큰 경우에는 입자의 질량은 직경 증가와 비교하여 세제곱의 비율로 커지기 때문에 스스로의 관성을 가지고 직선적으로 이동하게 되어 큰 입자들은 노즐 벽면에 충돌하게 된다.

2.4 노즐 내열재의 열반응 특성

Fig. 4는 본 연구에 사용된 추진기관의 단면 형상을 보여주며, 그레인 형상은 추진기관 전방 돔에서 길이방향으로 약 2/3까지는 슬랏이 없는 튜브형이고, 나머지 후방돔 부근에는 연소면적을 증가시키기 위해 90° 간격으로 슬랏이 있는 튜브(slotted tube)형이다. 노즐은 토출관(blast tube)이 있는 외삽형 노즐이고, 연소관 후방돔과 연결되는 노즐 축소부 내열재의 소재는 탄소/페놀릭이다.

Figs. 5와 7은 H 추진제 적용시 지상연소시험 후 노즐 축소부 내열재의 형상을 보여주며, 삭마 두께 및 숯 깊이는 원주방향으로 비교적 균일함을 볼 수 있다. 그러나 Figs. 6과 8에서 보듯이 P 추진제를 적용한 경우에는 추진제 슬랏 방향과 일치하는 원주방향 4개 부위, 즉 원주방향 90° 간격으로 국부적으로 많이 삭마되었으며, 연소가스와 접하는 노즐 축소부 내열재 표면에 산화알루미늄 입자가 많이 침적되어 있는 것을 볼 수 있다. Fig. 6에서 보듯이 P 추진제의 경우 슬랏 부위 단면에서 최대 삭마는 축소부 내열재 중간

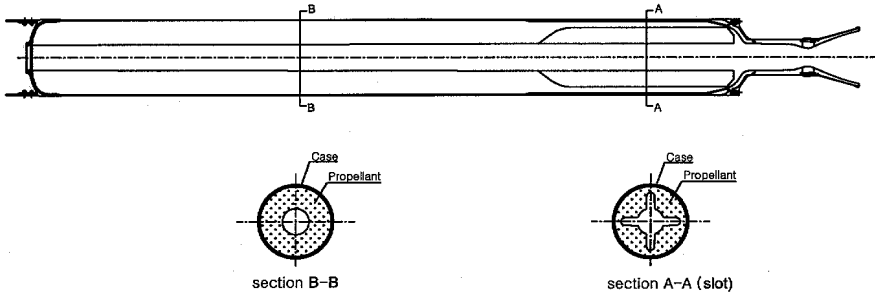


Fig. 4. Cross-sectional view of solid rocket motor

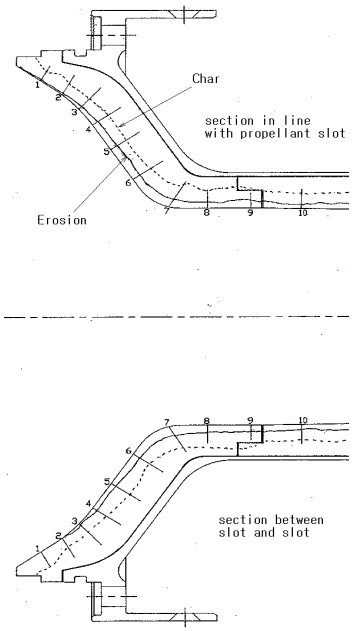


Fig. 5. Erosion and char profiles for the two cross sections of nozzle entrance liner using propellant H

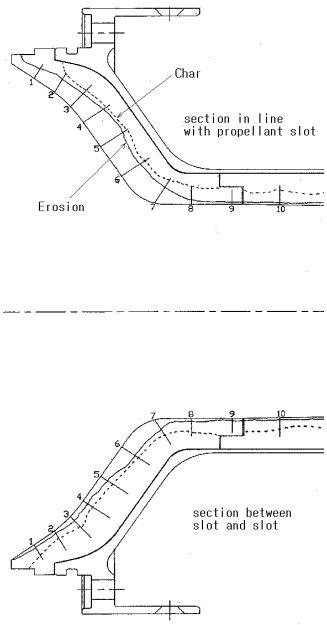


Fig. 6. Erosion and char profiles for the two cross sections of nozzle entrance liner using propellant P

부위(5번)에서 발생되었으며, 이 위치에서 삭마두께는 11.8 mm이고 이때 슬랏 사이 단면에서의 삭마두께는 3.0 mm이므로 이들 간의 차이는 약 4배가 된다. 이는 추진제 슬랏 부위에서 배출되는 연소가스량이 많고 유속이 빠르기 때문에 생긴 현상으로 사료된다. 그리고 P 추진제는 H 추진제인 경우보다 산화알루미늄 입자 크기가 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 입자 크기가 큰 경우에는 두드러지게 나타남을 볼 수 있다.

Figs. 5 및 6에서 축소부 내열재의 숯(char) 깊이는 P 추진제인 경우가 H 추진제인 경우 보다 작은데, 이는 내열재로 유입된 많은 열이 삭마로 인해 밖으로 빠져나가므로 삭마가 많은 내열재는 잠열을 작게 보유하기 때문에 생기는 현상이다. 그리고 산화알루미늄 입자 충돌로 인한 기계적 삭마 보다는 연소가스의 화학반응에 의한 삭마가 지배적인 토출관 내열재인 경우, 10번 위치에서 삭마를 비교하면 축소부 내열재와는 반대로 H 추진제인 경우가 P 추진제인 경우 보다 삭마가 약 2배 많은데 이는 2.2항의 연소가스 물성치 비교에서 언급했듯이 H 추진제의 산화 몰분율이 P 추진제인 경우 보다 2.3배 많기 때문에 생기는 현상이다.

Fig. 7. Post-test views of nozzle entrance liner for propellant H

Fig. 8. Post-test views of nozzle entrance liner for propellant P showing erosion with the deposited layer of aluminum oxide

Fig. 9는 추진제별로 연소시험후 축소부 내열재 무게 감소량을 보여준다. H 추진제인 경우에는 연소시간이나 연소실 압력에 상관없이 축소부 내열재 무게 감소량은 6개 추진기관에서 거의 비슷하며 평균값은 333 g이었다. 그러나 P 추진제는 추진기관 연소시간이 길수록 축소부 내열재 무게 감소량이 증가하였다. 즉, 평균 연소시간이 8.5초 (추진제 초기온도 +60 °C)인 경우에는 478 g 감소한 반면에, 평균 연소시간이 11.38초 (추진제 초기온도 -40 °C)인 경우에는 624 g 감소하였으며, 이는 약 30% 더 감소하였다. 따라서 P 추진제인 경우에는 연소시간이 삭마에 크게 영향을 미침을 알 수 있다. 이는 H 추진제 보다는 P 추진제인 경우에는 연소가스 내에 포함된 산화알루미늄 입자의 크기가 상대적으로 커서 노즐벽면에 충돌되는 입자들이 많기 때문에 연소시간이 길수록 입자 충돌로 인한 삭마가 많아짐으로 인해 생겨나는 현상이다.

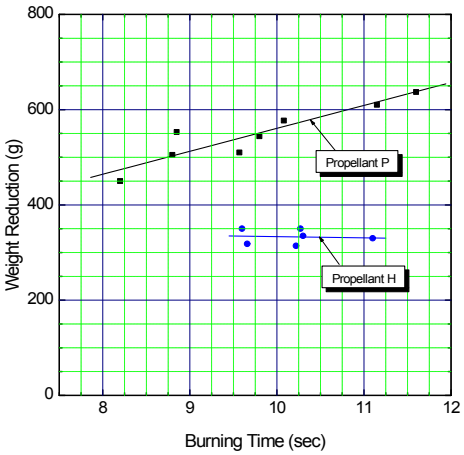


Fig. 9. Comparison of weight reductions of nozzle entrance liner after ground firing test for both propellants

(a) At propellant slot

(b) Between slot and slot

Fig. 10. Photographs of aft dome insulator showing amplified erosion at the area in line with propellant slot

Fig. 10에서는 P 추진제를 적용한 경우 연소관 후방 돔 단열재(EPDM)에서 산화알루미늄 입자 충돌로 인해 국부적으로 삭마가 많이 된 것을 볼 수 있으며, 이는 원주방향 90° 간격으로 발생되었고 노즐 축소부 내열재가 국부적으로 삭마된 위치와 원주방향으로 일치하였다.

III. 결 론

2종류의 고체 추진제에 대해 원료성분, 연소가스의 물성치 및 산화알루미늄의 입자 크기를 비교 분석하고, 또한 슬랏이 있는 튜브형 그레인을 가진 추진기관에 대해 노즐 축소부 내열재에서 산화알루미늄 입자 충돌로 인한 국부적 삭마현상을 관찰하였으며, 이를 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

1) 연소특성상 산화제 분말이 200 및 5 μm이고 47%의 부피분율을 지닌 PCP계 추진제는 산화제 분말이 400, 200 및 6 μm이고 부피분율이 64%인 HTPB계 추진제 보다 추진제 연소시에 알루미늄의 응집이 더 많이 발생하여 입자가 큰 산화알루미늄이 생성될 수 있는데, 이는 지상연소시험후 채취한 산화알루미늄 입자의 SEM 사진을 통해 확인할 수 있었다.

2) 분말의 크기나 함량이 적은 산화제를 내포한 PCP계 추진제는 HTPB계 추진제인 경우보다 연소가스내의 산화알루미늄 입자 크기가 커서 노즐 축소부 내열재에서 삭마가 상대적으로 많았다. HTPB계 추진제 적용시에는 삭마두께 및 숯 깊이는 원주방향으로 비교적 균일하였지만, PCP계 추진제를 적용한 경우에는 추진제 슬랏 방향과 일치하는 원주방향 4개 부위, 즉 원주방향 90° 간격으로 국부적으로 많이 삭마되었고, 축소부 내열재 표면에 산화알루미늄 입자가 많이 침적되었다. HTPB계 추진제인 경우에는 추진기관 연소시간이나 연소실 압력에 상관없이 노즐 축소부 내열재의 무게 감소량은 거의 일정하였지만, PCP계 추진제인 경우에는 연소시간이 길수록 축소부 내열재는 더 많이 삭마되었다.

참고문헌

1) Douglass, H. W., Collins Jr., J. H., Ellis, R. A. and Keller Jr., R. B., "Solid Rocket Motor Nozzles, Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)", NASA SP-8115, 1975.

2) 황기영, 강윤구, "삭마 및 내부 열분해를 고려한 로켓노즐 탄소계 내열재의 2차원 열해석", 한국추진공학회지, 제3권, 제2호, 1999, pp. 37～47.

3) Devenas, A., "Development of Modern Solid Propellants", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, 2003, pp. 1108～1128.

4) Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements, 6th ed.*, John Wiley & Sons, Inc., 1992, pp. 416～455.

5) Ketner, D. M. and Hess, K. S., "Particle Impingement Erosion", AIAA Paper 79-1250, June 1979.

6) Sabnis, J. S. and Madabhushi, R. K., "Simulation of Flow and Particle Impingement Patterns in Titan IV SRM Aft Closure", AIAA Paper 95-2879, July 1995.

7) Salita, M., "Deficiencies and Requirements in Modeling of Slag Generation in Solid Rocket Motors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 1, 1995, pp. 10～23.

8) 임유진, "유도탄용 고체 추진제 기술의 발전 추세", 한국추진공학회지, 제9권, 제4호, 2005, pp. 112～120.

9) 임유진, 황갑성, "고체 추진제의 종류와 선택", 한국항공우주학회지, 제 22권, 제 6호, 1994, pp. 147～154.

10) Sambamurthi, J. K., Price, E. W. and Sigman, R. K., "Aluminum Agglomeration in Solid-Propellant Combustion", *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 8, 1984, pp. 1132～1138.

11) Cohen, N. S., "A Pocket Model for Aluminum Agglomeration in Composite Propellants", *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 5, 1983, pp. 720～725.

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", *Journal of Spacecraft*, Vol. 22, No. 4, 1985, pp. 396～397.

14) 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.

15) 윤명원, 배주찬, 김윤곤, "고체 로켓 모터의 연소가스내 알루미늄 입자의 포집/분석 및 그 응용", 한국항공우주학회지, 제 26권, 제 5호,

1998, pp. 170～176.

16) Hermsen, R. W., "Aluminum Oxide Particle Size for Solid Rocket Motor Performance Prediction", *Journal of Spacecraft*, Vol. 18, No. 6, 1981, pp. 483～490.

17) Crowe, C. T. and Willoughby, P. G., "A Study of Particle Growth in a Rocket Nozzle", *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 7, 1967, pp. 1300～1304.

18) Caveny, L. H. and Gany, A, "Breakup of Al/Al_2O_3 Agglomerates in Accelerating Flowfields", *AIAA Journal*, Vol. 17, No. 12, 1979, pp. 1368-1371.

19) Johnston, W. A., Murdock, J. W., Koshigoe, S. and Than, P. T., "Slag Accumulation in the Titan Solid Rocket Motor Upgrade", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 5, 1995, pp. 1012～1020.

20) Traineau, J. C., Kuentzmann, P., Prèvost, M. Tarrin, P. and Delfour, A., "Particle Size Distribution Measurements in a Subscale Motor for the Ariane 5 Solid Rocket Booster", AIAA Paper 92-3049, July 1992.

21) Dobbins, R. A. and Strand, L. D., "A Comparison of Two Methods of Measuring Particle Size of Al_2O_3 Produced by a Small Rocket Motor", *AIAA Journal*, Vol. 8, No. 9, 1970, pp. 1544～1550.

22) Brundige, W. N. and Caveny, L. H., "Combustion of Low-Burn-Rate HTPB Propellants in an Acceleration Field - Part III", *Proceedings of the 18th JANNAF Combustion Meeting*, CPIA Pub. 347, Oct. 1981.

23) Lengellè, 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.

24) Dokhan, A., Price, E. W., Seitzman, J. M., and Sigman, R. K., "Combustion Mechanisms of Bimodal and Ultra-Fine Aluminum in AP Solid Propellant", AIAA Paper 2002-4173, July 2002.

25) Bui, D. T., Atwood, A. I., and Atienza -Moore, T. M., "Effect of Aluminum Particle Size on Combustion Behavior of Aluminized Propellants in PCP Binder", *2004 ICT Conference*, V-27, 2004.

26) Hwang, C. J. and Chang, G. C., "Numerical Study of Gas-Particle Flow in a Solid Rocket Nozzle", *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 6, 1988, pp. 682～689.