

## 후연소 반응이 감소된 무연계 고체 추진제에 관한 연구

임유진<sup>a,\*</sup> · 이종섭<sup>a</sup> · 박의용<sup>a</sup> · 최성한<sup>a</sup> · 유지창<sup>b</sup> · 조영<sup>b</sup>

## The Study on Minimum Smoke Propellant to Reduce Afterburning Reaction

Yoojin Yim<sup>a,\*</sup> · Jongseop Lee<sup>a</sup> · Euiyong Park<sup>a</sup> · Sunghan Choi<sup>a</sup> ·  
Jichang Yoo<sup>b</sup> · Young Cho<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Development Team, Hanwha Corporation Daejeon Plant, Korea

<sup>b</sup>Advanced Propulsion Center, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: eugeneyim@hanmail.net

### ABSTRACT

This paper describes a study on after-burning suppressant in a solid propellant to reduce the plume formed outside of rocket nozzles, which could expose the launch site and the flight track. The minimum smoke propellant to enhance the stealth ability was formulated in terms of the kinds and the effects of after-burning suppressant on the ballistic performance and the amount of primary smoke. A after-burning suppressant,  $K_2SO_4$  of about 1.1% weight content was found to show profound reduction of the rocket plume, giving negligibly slight increase in pressure exponent of burning rate. Also minimum smoke propellant with less than 1.1% of  $K_2SO_4$  corresponds to A-class satisfaction in primary smoke by AGARD standard.

### 초 록

로켓의 노즐 외부에서 형성되는 플룸으로 인하여 발사 위치나 비행궤적이 노출 될 수 있는데, 본 논문에서는 플룸을 감소시킬 수 있는 고체 추진제의 후연소 반응 억제제에 대하여 연구 결과를 제시하였다. 후연소 방지제가 무연계 고체추진제의 내탄도 성능과 일차 연기에 미치는 영향을 분석하였으며, 후연소 반응 방지제로  $K_2SO_4$ 를 1.1% 적용하여 후연소 반응이 크게 감소하는 것을 알 수 있었다. 또한  $K_2SO_4$ 의 함량이 증가하면 압력지수가 미세하게 증가하며, 1차 연기의 발생량도 증가하므로 1.1% 이하를 사용해야 AGARD 기준으로 1차 연기 A등급에 부합되는 것으로 분석되었다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체추진기관), Afterburning Reaction Suppressant(후연소 반응 방지제), Infrared Signature(적외선 신호)

Received 6 June 2013 / Revised 13 September 2013 / Accepted 19 September 2013  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회(2013. 5. 30-31, 부산 해운대 한화리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

### 1. 서 론

사거리가 짧은 유도탄은 발사 위치 및 비행궤

적이 노출되지 않게 하기 위하여 로켓의 비행 중에 발생하는 연기나 플룸(plume)을 최소화 하는 것이 필요하다. 고체추진기관에서 비행 중에 발생하는 연기는 고체 산화물에 의한 1차 연기와 수증기의 응축에 의해 만들어지는 2차 연기로 분류된다. 추진제 원료 중에 금속성분을 배제하면 1차 연기인 고체 산화물의 발생을 방지할 수 있으며, 2차 연기는 할로겐 원소에 의해 발생하는 것이므로 추진제 성분에서 Cl이나 F와 같은 원소가 배제되면 제거된다[1-3].

고체 로켓의 연소 과정에서 발생하는 연기에 관한 규정과 등급은 NATO의 산하 기관 중 하나인 AGARD(Advisory Group for Aerospace Research and Development)에서 정의하여 세계적으로 이용되고 있다[4,5]. 한편, 로켓의 노즐 후미에 형성되는 큰 플룸에서는 다량의 적외선을 방출시키는 현상이 발생하는데, 이를 방지하거나 감소시키기 위한 물질을 추진제에 첨가하며, 이것을 후연소 반응 방지제 또는 화염 억제제라고 한다[1-3,6-9].

고체 추진제를 사용한 로켓에서 추진제의 연소 중에 노즐 후미에 커다란 플룸이 형성되는 것은 연료가 과다하여(fuel-rich) 완전히 연소되지 못한 CO 및 H<sub>2</sub>가 대기 중의 산소와 반응하여 CO<sub>2</sub> 및 H<sub>2</sub>O로 되는 후연소 반응이 발생하기 때문이다[6]. CO<sub>2</sub> 및 H<sub>2</sub>O 기체는 특정한 적외선 파장을 방출하는 물질로, 그 농도가 진할수록 더 많은 양의 적외선을 방출하는 것으로 알려져 있다. 비행중인 유도탄에서 다량의 적외선이 방출되면 적외선 감지기에 의해 발사 위치나 비행 궤적이 추적되어 소기의 목적을 달성하지 못할 수 있다[11-15]. 따라서 추진제의 후연소 반응을 방지하기 위한 여러 가지 기술이 발표된 바 있다[1,2,6]. 후연소 반응을 방지하는 메커니즘은 산화반응에 필요한 활성화된 분자들을 반응에 참여하지 못하도록 제거하는 것으로 여러 종류의 금속이 효과적이는데, 그 중에서 칼륨이 가장 효과적인 것으로 알려져 있다. 복기 추진제의 경우 추진제의 원료 구성 성분에서 후연소 반응 방지제를 직접 첨가하는 방법과 추진기관 내부에 후연소 방지 물질을 부착시킨 구조물을 삽입하는 기

술 등이 소개되어 있다[2,10].

금속 연료 및 할로겐 원소 성분이 거의 없는 복기 추진제에 후연소 반응 방지제로 K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>, KNO<sub>3</sub>, 또는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 적용된 사례가 있다[2,3]. 그런데, 후연소 반응 방지제는 대략 추진제 구성에서 무게 기준으로 약 2% 이하를 사용하게 되며, 적용 시 비추력이 낮아지는 단점이 있고, 연소 특성을 크게 변화시키는 경우도 있다. 후연소 반응에 의한 플룸을 제거한 추진기관은 기본적으로 AGARD에서 정해진 방법에 따라 1차 연기 및 2차 연기가 모두 A등급 이어야 하며 이것을 무연계 추진제(minimum smoke propellant)라고 한다. 추진제 원료 성분 중에 Cl나 F와 같은 할로겐 원소가 없으면 2차 연기등급은 A가 된다. 후연소 반응을 방지하기 위해 첨가하는 물질은 고체산화물을 형성하기 때문에 그 함량이 지나치면 1차 연기 등급이 무연계에서 벗어나는 B 또는 C 등급이 될 수 있다.

본 연구에서는 연소기체 조성이 복기 추진제와 유사하지만 비추력과 밀도가 더 높아서 성능이 뛰어난 열경화성 무연계 고체추진제에 후연소 반응 방지제를 첨가한 추진제 조성을 개발하고자 하였다. 따라서 AGARD 기준으로 연기등급은 1차 및 2차 연기가 모두 A등급인 추진제를 기본으로 하여 후연소 반응을 감소시키기 위한 첨가제를 적용하면서 추진제의 특성치 변화를 고찰하였고, 개발한 추진제를 적용한 추진기관을 지상연소 시험하고, 이 때 획득한 영상 비교를 통해 후연소 반응에 미치는 효과를 고찰하였다.

## 2 실 험

### 2.1 추진제의 조성 및 제조

추진제 원료의 기본 구성은 Table 1에 나타난 바와 같이 산화제로 나이트라민계 물질을 58.4%, 나이트레이트계 에너지 가소제를 29% 사용하였다. 연소 안정제로 ZrC를 0.5% 적용하면서 후연소 방지 물질로는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>를 1.1% 사용하였다. 추진제 바인더 역할은 PEG(Polyethylene Glycol) 폴리머로 다중의 아이소시아네이트 반응기(-NCO)를

Table 1. Base formulation.

Ingredient	Weight %
PEG Polymer	8.10
Nitrate Plasticizers	29.00
Nitramine Oxidizers	58.40
ZrC	0.50
K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	1.10
Additives	2.90

가진 경화제를 사용하였고, 그 함량은 8.1%이었다. 정해진 혼합공정에 따라 혼합기로 제조된 점성을 가진 미경화 추진제는 원하는 형태의 연소관 또는 시료 상자에 주조하여 50°C 항온기에서 10일 간 경화시켜 고체 추진제를 제조하였다.

## 2.2 연소속도 측정

Table 1의 조성으로 혼합된 추진제를 50°C에서 10일간 경화시켜 제조한 고체 추진제로 직경이 6 mm이고 길이가 110 mm인 시료를 만들어서 외부에는 측면 연소를 방지하기 위하여 시료의 외부에 난연제를 도포한 후 건조시킨다. 준비된 시료를 strand burner의 시험 위치에 넣고, 기체 질소로 원하는 압력으로 조절한 후에 연소시켜 기록된 연소 시간과 압력으로 연소속도를 측정하였다. 이때 연소실의 조건은 20°C에서 4.1, 5.5, 8.3, 10.3 MPa의 4가지 조건에서 연소 시험하였다.

## 3. 연구 결과 고찰

### 3.1 후연소 방지제 선정

후연소 방지 물질로는 복기 추진제에서 매우 효과적이라고 알려진 칼륨 화합물 중 추진제에 적용 가능성이 있는 6종류를 선정하여 Table 2에 물리 화학적 특성을 정리하였다. 복기 추진제에 사용된 것으로 알려진 물질은 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>, K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>, 그리고 KNO<sub>3</sub>이었다[2,6,9].

Table 2. Properties of potassium compounds.

Chemical	Melting Point (°C)	Molecular Weight (a)	No. of K (b)	(100b /a)
K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	1069	174.26	2	1.15
K <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	891*	138.21	2	1.45
KNO <sub>3</sub>	334	101.1	1	0.99
KClO <sub>4</sub>	610*	138.55	1	0.72
KClO <sub>3</sub>	370	122.55	1	0.82
K <sub>3</sub> AlF <sub>6</sub>	1000	258.27	3	1.16

\* Decomposition

후연소 방지제로 사용되는 물질의 융점이나 분해 온도가 높을수록 추진제의 연소 현상에 미치는 영향이 적거나 없기 때문에 융점이 높은 물질을 선택하는 것이 좋다. Table 2에서 네 번째 칸의 b는 한 분자에 존재하는 칼륨 원소의 수를 의미한다. 추진제에는 중량을 기준으로 사용하기 때문에 단위 무게당 칼륨의 원소가 많을수록 효율이 좋다고 판단된다(Table 2에서 b/a의 값이 클수록 좋음). 그리고 칼륨 화합물 구성 원소에서 염소 성분이 있거나 불소 성분이 있으면 연소 기체가 2차 연기 발생 요인이 되므로 KClO<sub>4</sub>, KClO<sub>3</sub> 및 K<sub>3</sub>AlF<sub>6</sub>는 무연계 추진제 적용에 부적합한 물질로 판단된다. 그리고 KNO<sub>3</sub>는 융점이 낮으면서 334 °C의 낮은 온도에서 분해되기 때문에 추진제 연소 표면에서 연소 메커니즘을 변화시키게 되고, 이로 인하여 추진제의 연소 속도가 매우 낮아지고 압력지수가 높아지는 불리한 점을 지니고 있다[2]. 따라서 본 연구에서 사용하기에는 부적합 것으로 판단되었다. K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>는 비교적 높은 온도인 891°C에서 용해되면서 동시에 분해되는 물질이지만, 매우 높은 흡습성으로 인하여 열경화성 추진제의 경화 반응에 악영향을 미치는 현상과 추진제의 노화에 불리하게 작용할 수 있으므로 아이소시아네이트로 경화되는 추진제 시스템에는 적용하기에 부적합하다고 판단된다. 따라서 본 연구에서 비교적 높

은 용점과 칼륨함량이 높은  $K_2SO_4$ 를 후연소 방지제로 선정하였다.

### 3.2 연소기체 성분 분석 및 연기등급

AGARD에서 정한 연기등급은 미국 NASA에서 개발한 CEA(Chemical Equilibrium with Application)[16,17] 프로그램에 의해 구해진 추진제의 연소 생성물을 근거로 하여 계산하게 된다. Table 1의 추진제 조성으로 구성된 물질을 추진기관으로 연소시킬 때 표준 조건(연소실의 압력은 6.89 MPa, 노즐 출구의 압력은 0.1 MPa)에서 CEA에 의해 계산된 노즐 출구에서의 주요 연소 생성물을 Table 3에 정리하였다. Table 3에서 몰수가 많은 물질은 CO,  $H_2$ , 그리고  $N_2$  등으로 20% 이상을 차지하고 있음을 알 수 있다. AGARD 규정에 의하면 2차 연기 등급은  $H_2O$ , HCl, 그리고 HF성분에 의해 정해지는 것으로, 2차 연기 등급 기준 값인 AGARDS가 90% 이상이면 A등급으로 즉, 2차 연기가 없는 것으로 판단한다. 연소 생성물에서 HCl과 HF가 없는 경우에는  $H_2O$ 의 몰분율이 0.6 미만이면 AGARDS가 90% 이상으로 A등급이 되는데, Table 3의 성분으로 판단하면 AGARDS = 97.8%이므로 A등급에 해당되어 2차 연기는 발생하지 않는 것으로 평가된다.

1차 연기의 판단은 노즐 출구 생성물 중 액체나 고체로 구성된 성분으로 계산하는데, Table 3에서 이에 해당되는 물질은  $K_2CO_3$ , Pb, 그리고  $ZrO_2$ 이다. AGARD에서 규정된 1차 연기 등급 지수는 AGARDP로써 다음의 식으로 표현된다 [4,5].

$$AGARDP = 1 - \exp\{-\sum(\%M_{pi}N_i/SG_i)\}$$

여기서 기호  $i$ 는 액체나 고체 성분 수를 의미하고,  $\%M_{pi}$ 는  $i$ 성분의 중량백분율,  $N_i$ 는  $i$ 성분의 광학적 투과도,  $SG_i$ 는  $i$ 성분의 비중이다. Table 3의 액체 및 고체 성분 세 종류에 대하여 이 식으로 계산하면 AGARDP = 0.322가 된다.

AGARDP가 0.35 이하이면 연기가 없는 A등급이므로 이 추진제는 A등급에 해당된다. 그리고

Table 3. Combustion products of base propellant.

Products	Mole Fraction at Nozzle Exit
CO	0.28446
CO <sub>2</sub>	0.11988
H <sub>2</sub>	0.23713
H <sub>2</sub> O	0.12817
N <sub>2</sub>	0.22572
K <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	0.00109
Pb	0.00018
ZrO <sub>2</sub>	0.00111

0.35 < AGARDP ≤ 0.9이면 B 등급으로 일차 연기가 다소 존재하는 것으로, AGARDP > 0.9 이면 C 등급으로 1차 연기가 매우 많은 것으로 평가된다 [4,5].

이상에서 분석한 바와 같이 Table 1의 추진제 조성에서 2차 연기는 A등급이 확실하지만, 연소 안정제인 ZrC는 연소되어  $ZrO_2$ 가 되고, 후연소 방지제인  $K_2SO_4$ 는 연소되어  $K_2CO_3$ 가 되므로, 추진제 조성에서 이들의 함량이 변하면 일차 연기 등급에 변화가 발생하게 된다. 따라서 ZrC의 함량을 0, 0.5, 그리고 1.0% 인 경우에 대해  $K_2SO_4$ 의 함량 변화에 따른 AGARDP를 계산하여 Fig. 1에 도시하였다. 이 때 추진제 조성은 니트라민계 산화제의 함량을 변화시키면서 총 고체의 함량이 일정하도록 조절하였다. ZrC가 없을 경우에는 연소 불안정 현상이 발생하므로 일반적으로 0.5% 이상은 사용하고 있으며, 후연소 방지제도 2% 이내의 수준으로 사용하는 것이 일반적이지만, 일차 연기 등급이 A가 되는 적절한 함량을 분석하는 것이 우선하기 때문에, Fig. 1의 분석 결과는 조성 선정의 기본 자료가 된다.

고체나 액체 물질의 연소 생성물로 변하는 ZrC 및  $K_2SO_4$ 의 함량이 증가할수록 AGARDP의 값은 증가하는 것을 Fig. 1에서 알 수 있으며, ZrC를 0.5% 사용하는 추진제에서  $K_2SO_4$ 가 1.1%이면 AGARDP = 0.342로 계산되었다. 따라서 Table 1의 추진제 조성에서  $K_2SO_4$ 의 함량은 1.1% 이하로 유지해야만 AGARD 기준 일차 연

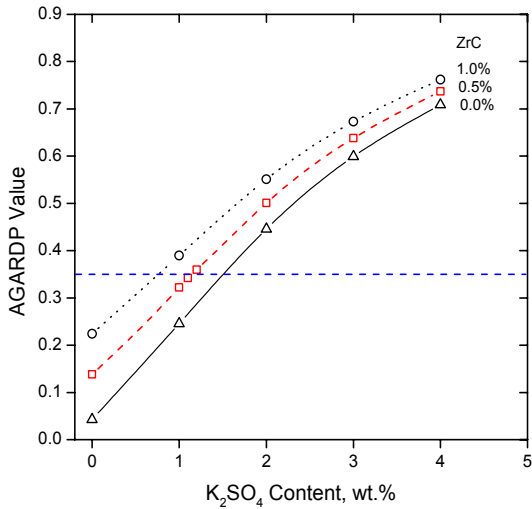


Fig. 1 AGARDP variation with ZrC and K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> content.

기 등급이 A가 됨을 알 수 있었다. 또한 ZrC 미 적용 추진제에서는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 1.5% 이하, ZrC가 1.0% 적용된 추진제에서는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 약 0.7% 이하에서 일차연기가 A등급으로 확인되었다.

### 3.3 후연소 방지제의 함량 증가와 추진제 특성

후연소를 방지하기 위해 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>를 첨가할 경우 추진제의 조성 성분이 변하기 때문에 추진제의 특성에도 변화가 발생한다. 추진제에서 가장 중요한 특성으로 여기고 있는 비추력, 밀도, 화염 온도 및 연소 속도를 고찰해 보았다. Table 1의 기본 조성으로 구성된 추진제에서 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량을 5%까지 증가될 경우에 이론적인 비추력 및 밀도 변화를 Fig. 2에 도시하였다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량 증감에 따라 추진제 성분중 HMX의 함량이 증감되는 추진제의 조성으로 계산된 결과이다. 즉, 추진제 조성에서 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>와 HMX의 함량을 24.5% 일정하게 유지하였다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 없을 경우에 비추력과 밀도는 2392 N-s/kg 및 1.667 g/cc이었고, K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 5%인 추진제는 2289 N-s/kg 및 1.688 g/cc 이었다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량이 증가에 따라 비추력은 선형적으로 감소하고 추진제의 밀도는 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다.

Fig. 3은 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량 변화에 대한 화염온도 변화를 나타낸 것이다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 많아질수록 연

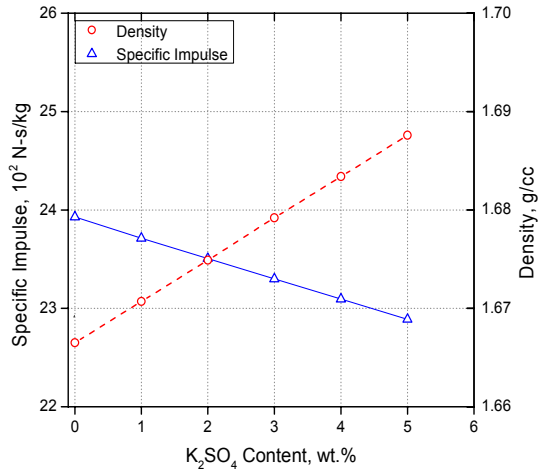


Fig. 2 Effect of K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> content on the specific impulse and density.

소실의 화염온도는 선형적으로 낮아지는 경향을 보이고 있으나, 노즐 출구의 온도는 미세하지만 오히려 증가하는 것으로 분석되었다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 없는 추진제의 연소실과 노즐 출구의 화염온도는 각각 2728 K 및 1175 K이었고, K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 5%인 추진제는 2569 K 및 1188 K 이었다.

Jensen[6]의 발표에 의하면 노즐 출구의 화염 온도가 낮을수록 후연소 반응이 작아진다고 하였는데, K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량이 노즐 출구의 온도에 미치는 영향은 거의 없다고 판단된다. Fig. 2와 3은 CEA code에 의해 로켓의 표준조건에서 계산된 결과이다. 표준조건은 추진기관의 연소실 압력은 6.89 MPa, 노즐 출구 압력은 0.1 MPa이다.

추진제 조성에서 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량을 0~3% 변화 (K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>와 HMX의 합 비율은 일정)시키면서 추진제를 제조하여 스트랜드 버너에 의해 측정된 연소속도와 압력지수(압력변화에 따른 연소속도 변화)를 Fig. 4에 도시하였다. 추진제의 연소속도는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량이 1%에서 약간 증가하는 경향을 보였으나 대체로 8.1~8.7 mm/s(@7 MPa) 범위를 벗어나지 못하는 것으로 측정되었다. 그러나 4.1~10.3 MPa 압력구간에서 측정된 압력지수는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량이 증가하면서 증가하는 것으로 나타났다. K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 없을 경우 압력지수는 0.32이었는데, K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 3%인 추진제는 0.47이었다. 복

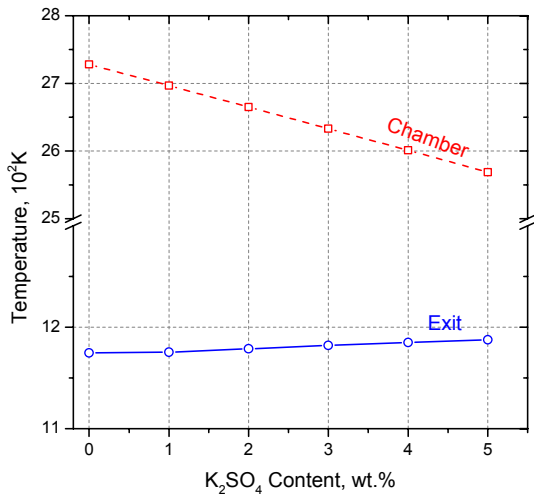


Fig. 3 Effect of K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> content on the temperature of chamber and nozzle exit.

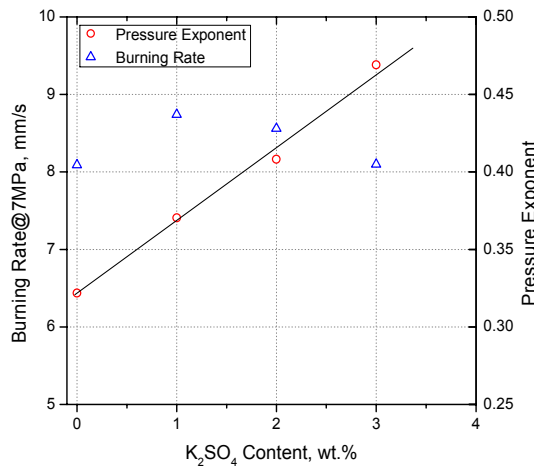


Fig. 4 Effect of K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> content on the burning rate and pressure exponent.

기 추진제에서는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 존재하더라도 추진제의 연소 속도에 미치는 영향이 거의 없는 것으로 발표되어 있으나[2], 본 연구에서 채택한 열경화성 무연계 추진제에서는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 함량 증가에 의해 압력지수가 증가하는 현상이 나타났다. 이것은 추진제의 원료 성분이 다르기 때문에 나타난 결과로서, 니트라민계 산화제가 주성분인 열경화성 무연계 추진제에서는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 연소 메카니즘에 영향을 미치는 것으로 판단된다.

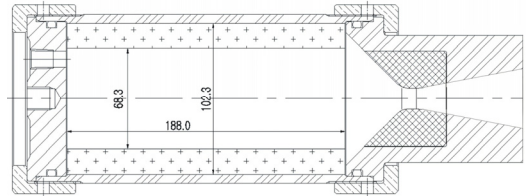
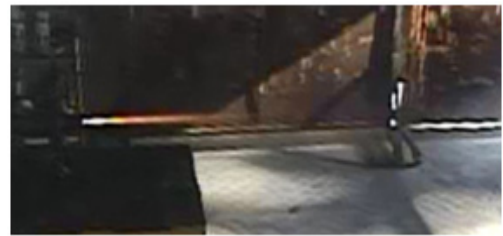


Fig. 5 Shape of standard motor.



(a)



(b)

Fig. 6 Exit plume photos of propellants without(a) and with(b) K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>.

### 3.4 지상연소시험 결과

K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>의 첨가 유무에 따른 플룸의 변화를 확인하기 위하여 직경이 약 10 cm인 추진기관에 원공형 추진제 그레인을 충전하여 지상연소시험을 실시하였다.

Fig. 5는 추진기관의 형상과 추진제 그레인의 형상을 도시한 것이다. 추진제 그레인은 외경과 내경이 각각 102.3 mm, 68.3 mm이고, 그레인의 길이는 188.0 mm이었다. 충전된 추진제의 무게는 약 1.4 kg 이었다.

연소시험 중 촬영한 사진을 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6의 사진 (a)는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 적용되지 않은 추진제의 것이고, 아래 사진 (b)는 K<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>가 1.1% 적용된 경우의 것이다. Fig. 6에서 볼 수 있듯이 위 사진은 노즐 후방부에 약 2 m이상의 후연소

로 발생하는 플룸이 존재하였으나, 아래 사진에서는 후연소로 인한 플룸이 전혀 보이지 않는 것을 알 수 있다. 따라서 복기 추진제에서 효과적인 후연소 방지제인  $K_2SO_4$ 가 열경화성 무연계 추진제에서도 매우 우수한 효과를 나타내는 것으로 확인되었다.

#### 4. 결 론

성능면에서 복기 추진제보다 우수한 열경화성 무연계 고체추진제에 후연소 반응 방지제로  $K_2SO_4$ 을 적용하여 추진제의 각종 특성 및 후연소 반응에 미치는 영향을 고찰하였다.  $K_2SO_4$ 의 함량이 증가하면 비추력의 감소 및 압력지수가 점차 증가하며, 1차 연기의 발생량도 증가하는 것을 확인할 수 있었다. AGARD기준으로 일차 연기가 A등급에 부합하려면 연소 안정제인 ZrC가 0.5% 적용된 무연계 추진제 조성에서는  $K_2SO_4$ 를 1.1% 이하 사용해야 하는 것으로 분석되었다. 또한 추진기관의 연소시험에 의해  $K_2SO_4$ 이 적용된 추진제의 후연소 반응이 크게 감소함을 알 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 산학연 주관 과제인 “스텔스 기능을 가진 고체 추진제 연구”로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### References

1. Prigent, G., "Plume, Signal Interference and Plume Signature," Chapter 5 in *Solid Rocket Propulsion Technology*, edited by Alain Davenas, Pergamon Press, pp. 193-213, 1993.
2. Kubota, N., *Propellants and Explosives*, 2<sup>nd</sup>ed., Wiley-VCH, pp. 177-359, 2006.
3. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 8<sup>th</sup>ed., John Wiley & Sons, Inc, pp. 512-514, 2010.
4. AGARD in NATO, Propulsion and Energetics Panel Working Group 21 on Terminology and Assessment Methods of Solid Propellant Rocket Exhaust Signatures, AGARD-AR-287, 1993.
5. STANAG 6016 (Edition 1), NATO, *Solid Propellant Smoke Classification*, 1996.
6. Jensen, D.E. and Webb, B.C., *Afterburning Predictions for Metal-Modified Propellant Motor Exhausts*, 11th AIAA/SAE Propulsion Conference, Anaheim, CA, USA, AIAA Paper No. 75-1232, 1975.
7. Miller, E., "Smokeless Propellants," Chapter 15 in *Fundamentals of Solid Propellant Combustion*, edited by K.K. Kuo and M. Summerfield, Vol. 90 Progress in AIAA, 1984.
8. Miller, E. and Mitson, S., *The Suppression of Afterburning in Solid Rocket Plumes by Potassium Salts*, AFOSR-83-0358, 1984.
9. Hudson, M. K., Shanks, R.B., Snider, D.H., Lindquist, D.M., Luchini, C., and Rooke, S., *UV, Visible, and Infrared Spectral Emissions in Hybrid Rocket Plumes*, University of Arkansas at Little Rock, International Journal of Turbo and Jet Engines, Vol. 15, pp. 71-87, 1998.
10. US Pat. 6,230,626, *Flashless MK 66 Rocket Motor*, 2001.
11. Diaz, E., *Gun propellant residues dispersed from static artillery firings of LG1 Mark II and C3 105-mm howitzers*, Technical Report, DRDC Valcartier, TR 2007-282, 2007.
12. Ludwig, C.B., Malkmus, W. and Walker, J., *The Standard Infrared Radiation Model*, 16th AIAA Thermophysics Conference, Palo Alto, CA, USA, AIAA 81-1051, 1981.
13. Calhoon, Jr. W.H. and Kenzakowski, D.C., *Flowfield and Radiation Analysis of Missile*

- Exhaust Plumes Using a Turbulent-Chemistry Interaction Model*, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, Alabama, USA, AIAA 2000-3388, 2000.
14. Oian, L., Zaidi, S.H., and Miles, R.B., *Narrow Linewidth Potassium Imaging Filter for Near Infrared Detection of Missile Plumes*, 43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, AIAA 2005-825, 2005.
15. US Pat. 6,958,813, *Plume Detector*, 2005.
16. McBride, B.J. and Gordon S., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. User Manual and Program Description*, NASA RP-1311-II, 1996.
17. Gordon S. and McBride, B.J., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis*, NASA RP-1311, 1994.