

Vacuum Strand Burner를 이용한 혼합형 고체 추진제의 저압 연소특성 연구

박영규* · 유지창* · 김인철* · 이태호*

A Study on the Combustion Characteristics of Composite Solid Propellants at Low Pressure using Vacuum Strand Burner

Y. K. Park* · J. C. Yoo* · I. C. Kim* · T. H. Lee*

ABSTRACT

Low pressure combustion characteristics of the composite solid propellants were studied in terms of the propellant burning rate, ignition processes, and the structure of the extinguished surfaces. Optical Vacuum Strand Burner(OVSB) system was designed and configured for this purpose. Burning rates of the propellants were measured at subatmospheric pressure by developed test method in OVSB. The ignition and combustion phenomena of the studied propellants in the combustion chamber of OVSB were recorded and analyzed with the camera and VCR(30 frames/s). Burning surfaces of the propellants were extinguished by rapid depressurization method and analyzed with Scanning Electron Microscope(SEM).

초 록

혼합형 고체추진제의 저압하에서의 연소특성을 연소속도측정, 점화 및 정상 연소현상 관찰, 그리고, 소화표면의 구조 관찰의 측면에서 연구하였다. 이를 위하여 OVSB 장치를 제작하였으며, 저압 연소속도 측정기법을 정립하여 혼합형 고체추진제의 저압 연소속도를 측정하였고, OVSB의 연소실에 장착된 창을 통하여 추진제의 점화 및 연소현상을 비디오 카메라를 사용하여 초당 30 장의 속도로 촬영하여 분석하였다. 또한, 금속감압법을 이용하여 얻은 추진제의 소화표면의 구조를 주사전자현미경으로 분석하였다. 시험 대상 추진제들은 대기압 이하(2.0~15psia)의 저압하에서 압력 지수가 0.6~0.88로 높은 압력의존성을 보였으며, 추진제에 포함된 금속입자(Al) 함량이 연소속도와 압력 지수에 크게 영향을 주는 것으로 나타났다. 금속함량이 클수록 연소속도가 빨랐으며, 압력 지수는 작았다. 시험대상 추진제들은 2.0psia 부근에서 자체 소화되는 특성을 보였다. 그리고, 연소표면에서의 AP 입자의 분해속도가 바인더의 분해속도 보다 느렸으며, 낮은 압력으로 인해 바인더가 쉽게 기체상태로 승화하는 것으로 판단되었다. Al이 다량 함유된(17.5%) 추진제가 점화성이 우수하였다.

*국방과학연구소(Agency for Defense Development)

1. 서 론

고체 추진제의 정상 상태 연소 특성과 불꽃 구조에 관한 연구의 궁극적인 목표는 반복적인 시험을 피하여 시간과 비용을 절감하면서, 추진제의 연소 특성을 적절히 예측할 수 있도록 추진제의 불꽃 메카니즘에 관한 충분한 정보를 추론하는 것이다.

비행단의 탄저부항력(base drag)을 감소시켜 사거리를 연장시키는 Base Bleed Unit(BBU)는 탄미에 부착하여 탄저부에 형성되는 부분진공을 고체 추진제의 연소기체로 채워 탄저부압력을 높여줌으로써 항력을 감소시키는 일종의 기체 발생기로서, 보통 혼합형 추진제가 사용되며 대기압 이하의 압력에서 연소된다. 따라서 이러한 대기압 이하의 작동압력을 갖는 추진제의 연소현상을 고찰하기 위해서는 낮은 압력조건에서 압력에 따른 추진제의 연소특성을 이해하는 것이 필요하다.^(1,2) 산화제로 과염소산암모늄(AP)를 사용하는 혼합형 추진제는 표면온도가 분해 온도 이상으로 충분히 유지될 때 분해된 AP 기체와 바인더 기체가 확산에 의해 섞이면서 3차원적 구조의 불꽃을 형성하여 연소한다. 이때, 불꽃들의 크기와 온도는 압력과 추진제의 조성에 의존한다. 실제 진공조건에서 추진제의 연소에 대한 연구는 외부로의 열방출의 영향과 자체소화(self extinguishment)되는 특성으로 인하여 이론적 예측보다는 실험값에 의존되어 왔으며, 추진제의 연소속도, 연소표면 및 연소불꽃의 관찰 등을 통하여 이루어져 왔다.

로켓모터에 사용되는 고체추진제들의 작동압력범위는 일반적으로 500~2000psi 정도이며, 연소속도를 측정하는 시험적 기법이나 장치들도 이러한 압력 조건에 맞도록 정립, 고안되었다. 그러므로 이러한 장치에 의해 얻어진 데이터는 대기압 이하의 조건에서는 적용이 부적합하기 때문에 낮은 압력조건에서의 연소속도를 측정할 수 있는 새로운 장비의 구성과 그에 따른 시험기법의 확립이 필요하다.

본 연구에서는 대기압 이하에서 혼합형 추진제의 연소특성을 고찰하기 위하여, 두개의 quartz window가 장착된 Optical Test Cell(OTC)을 이용하여 OVSB 장치를 고안하여 제작하였고, 저압에서의 연소속도 측정기법을 정립하여, 대기압 이하의 낮은 압력에서의 혼합형 고체추진제의 연소속도를

측정하였다. 또한 OTC의 양측 quartz window를 통하여 추진제의 점화 및 연소현상을 비디오 카메라로 촬영하여 저압하에서의 추진제 불꽃을 관찰, 분석하였고, 급속 감압법⁽³⁾으로 추진제 연소면을 소화하여 Scanning Electron Microscope(SEM)으로 분석하여 추진제 표면의 연소현상을 관찰하였다.

2. 이론적 배경

추진제의 연소속도를 일정 압력구간에서 압력에 대해 대수그래프로 그리면 직선성이 있으며, 연소속도의 압력의존성은 다음의 식으로 나타내어진다.

$$r = a P^n \quad (1)$$

이 식은 Vieille의 경험식, 또는 St. Robert의 법칙으로 알려져 있으며, a는 실험상수로서 추진제의 초기온도의 영향을 나타내고, n은 압력지수로서 연소속도의 압력의존성을 나타내는데 효과적이다. 또한 Granular Diffusion Flame(GDF) 모델로부터 유도된 Summerfield의 반경험식은 다음과 같다.

$$\frac{1}{r} = \frac{A}{P} + \frac{B}{P^{1/3}} \quad (2)$$

A는 화학반응 상수의 영향을, B는 산화제 입자의 크기의 영향을 나타낸다. 윗식은 사용시에 복잡성은 있지만, 넓은 압력범위에서 적용할 수 있다.

혼합형 고체추진제의 정상상태에서의 연소현상에 관하여는 현재까지 많은 종류의 연소모델들이 발표되고 개선되어 왔으며, 널리 알려지고 응용되고 있는 것들로는 GDF 모델, Hermance 모델, BDP 모델, 그리고 Petite Ensemble 모델 등이 있다.⁽⁴⁻⁷⁾ 그 외에도 여러 가지의 진보된 형태의 모델들이 제시되고 있으나 근본적으로는 BDP 모델을 근간으로 한 개선형 모델들이라 할 수 있다.⁽⁶⁾ 한편, 본 연구에서는 실험적으로 얻어진 데이터를 분석하기 위하여 GDF 모델의 이론을 참조하였는데, 그 이유는 비교적 넓은 범위에서의 연소속도의 압력 의존성에 대하여 물리적으로 설명이 용이하며, 결과를 간단한

(2)식과 같은 간단한 수식 형태로 표현할 수 있기 때문이다. GDF모델의 주요한 내용을 간략히 소개하면 다음과 같다.

GDF 모델은 Summerfield 등이 추진제의 평균 연소속도에 미치는 압력, 산화제 입자의 크기, 연료와 산화제의 혼합비등의 영향을 이론적으로 예측하기 위하여 정립한 모델이며,⁽⁴⁾ 불꽃으로부터 전달된 열에 의하여 연소표면으로부터 분해된 산화제 및 연료의 기체는 일정한 질량을 지닌 포켓 형태로 연소면으로부터 방출된다고 가정하였다. 포켓의 크기는 산화제의 입자크기에 영향을 받으며, 포켓들은 불꽃 영역을 통과하면서 확산 혼합(diffusional mixing)을 거쳐 화학반응에 의해 소멸되는데, 이때 확산과 화학반응이 경쟁적으로 반응 기구(mechanism)를 지배하게 된다.

분해된 산화제와 연료기체의 확산계수(D_g)는 압력에 반비례($D_g \propto 1/P$)하며 화학반응은 2차반응으로써 반응속도는 압력에 비례한다. 약 500psi 이상의 높은 압력에서는 화학반응속도가 확산속도보다 매우 빠르고, 따라서 확산이 전체 반응속도의 지배인자가 되며, 에너지수지로부터 다음의 결과를 얻을 수 있다. ρ_g 를 분해기체의 밀도라 하면,

$$r \propto \rho_g^{5/6} \propto D_g^{1/2} \propto P^{1/3}$$

즉, 연소속도는 압력의 1/3 제곱에 비례하게 된다. 대기압 이하의 낮은 압력에서는 화학반응보다

확산이 빠르기 때문에 화학반응이 전체 반응속도의 지배인자가 되며, 에너지 수지로부터

$$r \propto \rho_g \propto P$$

의 관계를 얻을 수 있다. 연소속도가 압력에 비례하여 연소속도의 압력의존성이 증가하게 되며, 이 관계들을 종합하면 식 (2)가 된다.

3. 실험장치 및 방법

대기압 이하 영역(1.0~4.7psia)의 압력에서 연소속도를 측정할 수 있도록 OVSB 장치를 설계, 제작하였으며, Fig. 1에 개략도를 나타내었다. 주요구성은 내부용적이 1.06l이며, 최대 사용압력이 500psi이고, 추진제가 연소되는 과정을 볼 수 있도록 양측면에 quartz window가 부착된 optical test cell (ARC model 105)을 연소실로 하고 연소중의 압력 상승을 최소화하기 위하여 50l 용적의 써지 탱크 (surge tank)를 연결하였다. 추진제 시편의 점화와 연소시간 측정을 위하여 점화회로와 타이머를 부착하였으며, 감압조건(1.0psia까지)을 얻기 위하여 진공펌프(SEMCO VACULOADER 330)를 부착하였다. 그리고, 별도의 질소기체를 optical test cell 내에 주입하여 잔류공기를 배제시킴으로써 불활성

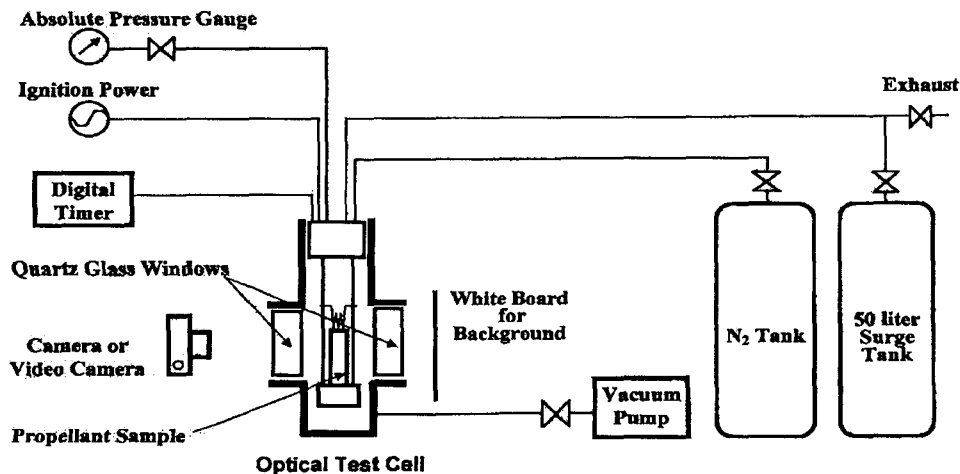


Fig. 1. Schematic diagram of Optical Vacuum Strand Burner.

Table 1 Formulation of Tested Propel-lants

Propellant	A	B	C	D ^{a)}	E
Binder	12	12.7	13	16	14
AP	70	85	85.2	82	83
Al	17.5	2	-	2	2
Burning catalyst	0.5 ^{b)}	0.3 ^{b)}	0.3	-	1.0 ^{c)}
Stability additive	-	-	1.5	-	-
r _{SB} (mm/s, 1000psi)	14.8	15.0	15.0	10.7	6.5
n (500-2000psi)	0.44	0.45	0.50	0.46	0.31

a) CTPB Binder b) Fe₂O₃ c) SrC₂O₄

분위기를 조성하였다.

시편은 직경이 6mm이고 길이가 88.9mm인 cigarette 형태로 제작하였으며, 측면연소를 방지하기 위하여 에어로실(Aerosil 200)을 혼합한 에폭시 수지를 측면연소 억제제(inhibitor)로 사용하였다. 추진제 시료는 화학적 조성과 연소속도가 서로 다른 혼합형 고체추진제 A, B, C, D, E의 5종류를 선정하였으며, Table 1에 대략적인 추진제 조성과 연소 속도 특성치(20°C, 1000psi)를 나타내었다. 추진제들의 조성은 기 개발된 조성들이며, 본 연구를 위하여 특별히 체계적으로 조성을 고안하지는 않았다.

시험은 OVSB 장치를 이용하여 상온(20°C)에서 압력을 1.0~14.7psia로 변화시키면서 추진제가 일정길이까지 선형연소된 시간을 측정하여 연소속도를 계산하였다. 또한, 진공조건에서 추진제의 연소표면을 관찰하기 위하여 스트랜드 시편을 optical test cell 내부에서 5psia의 압력 조건하에서 연소중 2psi로 감압된 써지 탱크로 급속히 평형시키는 방법으로 추진제의 소화표면을 얻은 후, SEM으로 구조를 관찰, 분석하였다. 시편은 전형적인 AP계 혼합형 고체추진제로서 Al이 2% 함유되어 있고, AP입자의 크기가 70 μ , 400 μ 인 bimodal을 사용한 E 추진제를 대상으로 하였다.

또한, 스트랜드 시편의 점화과정을 optical test cell의 양측면에 설치되어 있는 quartz glass window를 통하여 비디오 카메라를 이용하여 초당 30프레임의 속도로 촬영한 후, 각 프레임을 관찰하

여 점화와 연소현상을 분석하였다.

4. 실험결과 및 고찰

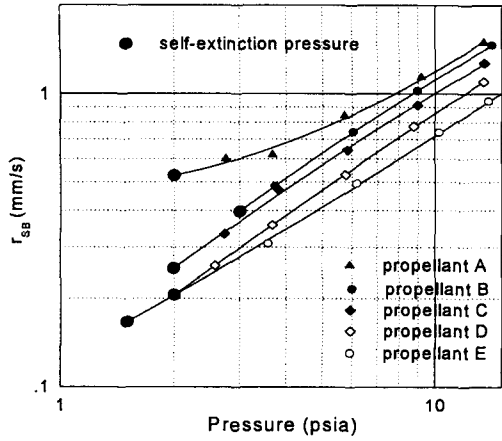
4.1. 연소속도

상온에서 압력을 1.0~14.7psia로 변화시키면서 측정된 혼합형 추진제 5종과 BBU용 추진제 2종의 연소속도에 대한 대수그래프를 Fig. 2의 (a), (b)에, 그리고 이 조건하에서의 연소속도의 압력의존성을 일반적인 로켓모타의 작동압력인 500~2000psi 범위에서의 경향과 비교하기 위하여 A와 E 추진제를 예로 들어 Fig. 2의(c)에 나타내었다. 그리고, 두 압력범위의 압력지수와 대표적인 연소속도값으로 5 psia와 1000 psia에서의 연소속도를 Table 2에 나타내었으며, 이들로부터 다음의 결과를 얻었다.

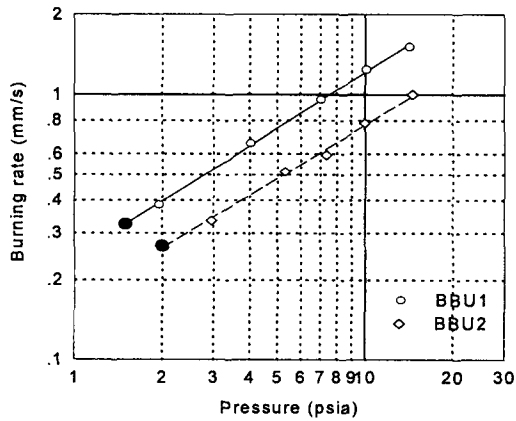
로켓모타의 작동압력 범위인 500~2000psi에서는 유사한 연소속도 특성을 갖는 A, B, C 추진제에 있어서 대기압 이하에서는 Al의 함량에 따라 연소속도의 차이가 확연히 구분이 되어 금속의 함량이 많을수록 연소속도가 상대적으로 컸으며, 압력지수가 금속함유량이 가장 많은 A 추진제의 경우가 가장 낮게 나타났고, B와 C는 비슷한 값을 나타내었다. 이는 추진제에 함유되어 있는 금속성분에 의해 연소 불꽃으로부터 추진제로 전달되는 열이 빠르게 추진제 연소 표면으로 전도되어 산화제인 AP의 분해를 촉진 시키기 때문인 것으로 추정되며, 또한 Al 입자가 연소하여 표면을 이탈하여 일시적으로 형성되는 미시적인 공극에 의한 연소표면의 증가도 한 요인으로 작용할 것으로 사료된다. 이러한 Al에 의한 추진제의 열전도의 증가효과는 연소속도가 빠른 조건인 로켓모타의 작동압력 범위에서는 미약하나, 연소속도가 느린 감압하에서는 상대적으로 큰 영향을 끼치는 것으로 보인다.

또한 AP를 74% 사용한 HTPB/AP계의 BBU 추진제 2종의 압력지수는 각각 0.68, 0.70으로 나타났으며, 촉매를 함유하지 않은 BBU2와 연소촉매로 Fe₂O₃를 0.1%사용한 BBU1의 연소 속도는 5psia에서 각각 0.50, 0.75 mm/s로 나타났다.

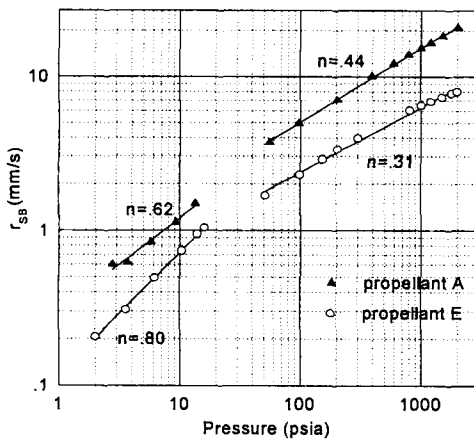
Table 3에 알루미늄과 각 추진제들에 대한 열전도도값을 나타내었다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 2. Test result of the composite solid propellant burning rate.

Table 2. Pressure dependence of strand burning rate Propellant r_{sb} (mm/s) at 5.0psia

Propellant	r_{sb} (mm/s) at 5 psia	n 2-15psia	r_{sb} (mm/s) at 1000psia	n 500-2000psia
A	0.80	0.62	14.8	0.44
B	0.63	0.83	15.0	0.45
C	0.57	0.83	15.0	0.50
D	0.47	0.88	10.7	0.46
E	0.42	0.80	6.5	0.31
BBU1	0.75	0.70	-	-
BBU2	0.50	0.68	-	-

Table 3. Thermal conductivity of Al and propellants at 20°C

Material	Thermal conductivity (cal/cm-s-K)
Al	0.65
A	0.00093
B	0.00081
C	0.00080
E	0.00072

한편, D와 E 추진제의 경우는 Al은 2%씩 함유되어 있으나, A, B, C 추진제에 비해 상대적으로 연소속도가 매우 느린 결과를 보였다. 이는 D와 E 추진제에 Al이 적게 포함되어 있고, 특히 E 추진제의 경우는 400의 굵은 AP입자가 주로 사용되었고, 1.0%의 연소 부촉매를 포함하고 있기 때문에 Al의 영향이 지배적이지 못한 것으로 판단된다.

7종류 추진제의 대기압 이하에서의 압력지수는 0.62~0.88로, 로켓모타의 작동압력 범위에 비하여 압력의존성이 매우 큼을 알 수 있다. 그리고 압력이 점차적으로 증가함에 따라 연소 속도가 증가하여, 불꽃에 의한 추진제 표면의 가열되는 두께가 감소되어, 확산 단계에 의해 지배되며 로켓모타의 작동압력범위인 500~2000psia에서는 미세한 AP 입자가 많을 수록 연소 속도가 증가하게 된다. 따라서 미세한 AP 입자가 함유되지 않은 E 추진제의 경우 압

력에 따른 연소 속도 증가는 상대적으로 떨어지며, 압력 지수는 0.31로 매우 작은 값을 나타내게 된다. 이는 GDF 모델, BDP 모델과 Petite Ensemble 모델의 예측결과와 동일한 것이다. 즉, 대기압 부근의 저압영역에서는 산화제와 바인더의 열분해 생성물들의 화학반응 속도에 의해 지배되는 1차 불꽃에 의해 연소현상이 지배되고, 따라서 연소속도가 압력에 비례하여 압력지수가 1.0에 가까운 값이 되는 것이라고 설명하고 있다.⁽⁷⁾ 또한, 이러한 설명을 확인하기 위하여 연소속도의 압력의 의존성이 다른 두 영역, 대기압 이하와 로켓모타의 작동압력 영역의 연소속도값을 GDF이론의 결과식인 식 (2)에 적용하여 보았다.

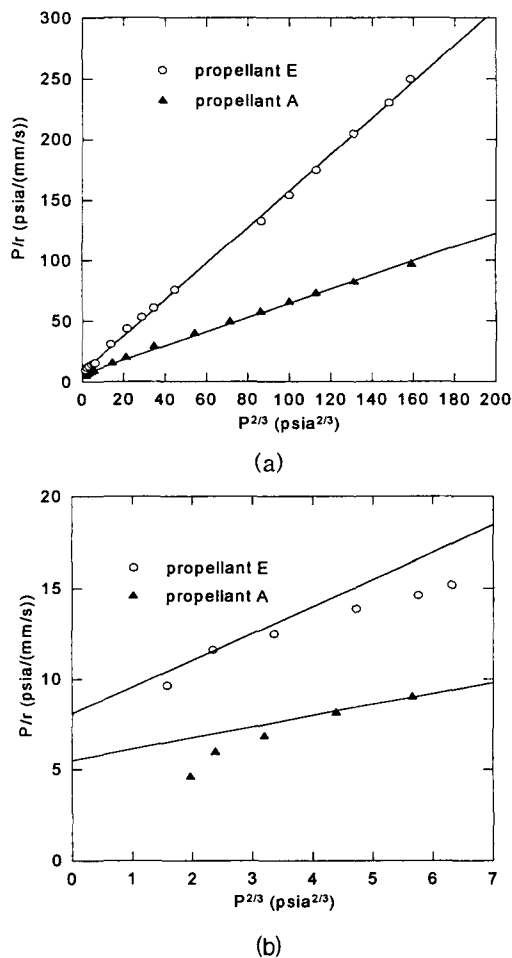


Fig. 3. Plot of burning rates for GDF model.

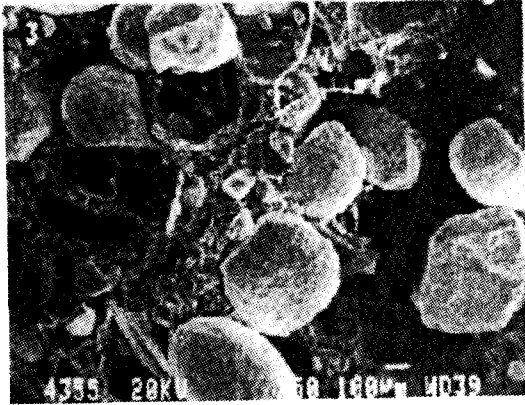
식 (2)를 변형하면 P/r이 P^{2/3}에 대하여 일차식이 되며, 이 때, 절편은 a, 기울기는 b가 된다. 실험값을 처리하여 P^{2/3}에 대하여 P/r값을 그래프로 그리면 Fig. 3에서 알 수 있듯이 저압영역에서는 약간 편차가 있으나, 저압에서 로켓모타 작동압력까지는 직선적으로 식(2)에 잘 맞고 있음을 알 수 있다. 따라서, 대기압 이하의 낮은 압력영역에서는 연소불꽃의 화학반응속도가 전체 연소과정의 지배인자임을 알 수 있었다.

대부분의 시험대상 추진제들의 자체소화(self extinction) 압력은 1.5psia 근처인 것으로 나타났으며, Fig. 2에 (●) 기호로 표시하였다. 추진제에 따른 특성적인 경향을 나타내지는 않으나, 현재보다 개선된 시험기법을 사용하여 추가적인 보충시험을 실시한다면 보다 정확한 자체소화압력을 구할 수 있을 것이며, 추진제 조성과의 관련성도 분석할 수 있을 것으로 생각된다.

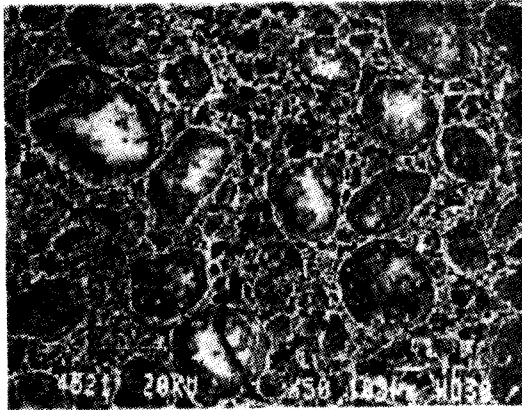
4.2. 소화표면 분석

Fig. 4의 (a)는 연소전 추진제 파단면의 SEM 사진이다. AP 입자중 400μ의 굵은 입자들은 평균적으로 둥근 자갈의 형태로 바인더에 박혀 있으며, 70μ의 가는 입자들은 굵은 입자들 사이를 채우고 있는 바인더에 촘촘히 박혀 있음을 볼 수 있다.

Fig. 4의 (b)는 5psia에서 얻은 추진제 소화표면의 SEM 사진이다. 굵은 AP입자는 표면이 Fig. 5의 (a)에 나타난 바와같이 연소면 상부로 약간 둥글고 불룩하게 돌출되어 있으며, AP 입자와 바인더의 경계가 뚜렷이 구분된다. AP 입자 둘레와 바인더의 경계에 약간의 틈이 형성되어 있고, 굵은 AP 입자들의 사이에 가는 AP 입자들도 평평한 표면을 가지고 분포되어 있으며, 나머지의 공간을 바인더 층이 섬유질 형상으로 채우고 있다. 즉, 대기압 이하의 낮은 압력하에서는 바인더의 표면이 연소중 액체상태로 용융되지 않고 쉽게 기체상태로 승화되며, AP의 분해속도가 바인더의 분해속도보다 느린것으로 판단된다. 이와는 달리, 450psi이상의 고압에서는 AP의 표면이 Fig. 5의 (b)와 같이 바인더의 표면보다 낮으며 용융된 바인더층이 AP 표면의 둘레를 덮고있다.⁽⁸⁾



(a)

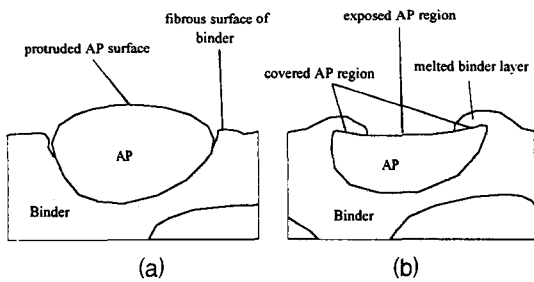


(b)

Fig. 4. SEM images of the propellant surfaces: (a)Broken surface, (b)Extinguished surface.

4.3 점화과정 및 연소불꽃의 관찰

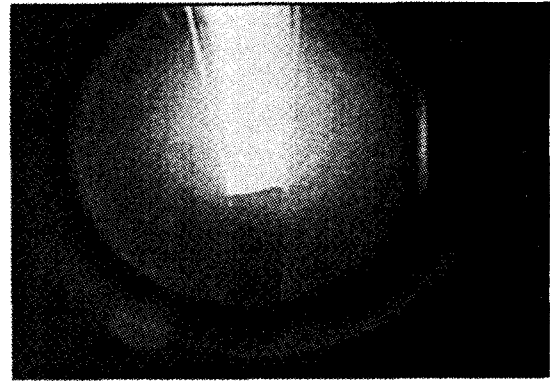
A, C, E 세 종류 추진제들의 점화와 연소현상을 AI의 함량과 AP 입자크기에 따라 관찰하였다. AI



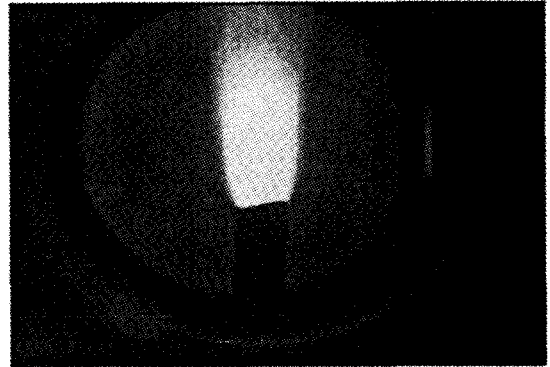
(a)

(b)

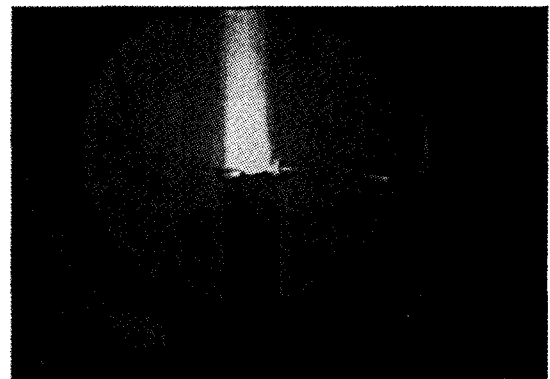
Fig. 5. Schematic representation of extinguished surface structure: (a) 5psia, (b) 1000psia



(a) Propellant A



(b) Propellant C



(c) Propellant E

Fig. 6. Photographs of the steady combustion process

이 다량 함유된 A 추진제가 점화성이 우수하였고, 불꽃이 밝고 크기가 높았으며, 이러한 경향은 일반적으로 AI의 함량과 AP입자의 크기에 영향을 받는

추진제의 연소속도에 비례하였다.

A 추진제는 니크롬선에 의해 표면에 열이 가해지자, 즉시 니크롬선의 주위로부터 입자들이 밝은 빛을 내며 튀어 나오면서 점화가 시작되었다. 점화된 이후에는 AI의 연소로 불꽃온도가 증가되고 그로 인하여 연소속도가 증가되므로 불꽃이 매우 밝았으며, 높이도 10cm 정도로 매우 높았다.

연소중 끊임없이 밝은 빛의 AP 용융합체들이 표면으로부터 연소되며 튀어나왔는데, 연소 표면의 AI 입자들은 증발되지 않고 용융되어 합체를 형성하며, 연소표면에서 잠시 머무르다가 표면을 떠나면서 연소되고, 완전히 연소되는데는 많은 시간(10~100 ms)이 걸리는 것으로 알려져 있다.⁽⁹⁾

AI를 함유하고 있지 않은 C 추진제의 불꽃은 균일하고 깨끗하였으며, A 추진제에 비해 불꽃의 밝기가 약하고, 높이도 낮았다. 그러나, AI이 2% 함유된 E 추진제 보다는 강하였는데, 이는 C 추진제에 함유된 ZrC(1.5%)와 미세한 AP 입자의 영향으로 연소속도가 빠른것에 기인된 것으로 생각된다.

E 추진제는 비교적 불꽃이 균일하고 깨끗하였으나, 밝기와 높이가 세 종류 추진제 중에서 가장 약하였다. 금속 연료인 AI의 영향이 미약하였고, 약 400 μ 의 굵은 AP 입자가 주로 사용되어 연소표면의 분해속도, 즉, 연소속도가 작아서 연소기체의 발생량이 적기 때문인 것으로 보인다. 또한 점화과정에서 추진제의 분해로 인한 연기가 가장 많이 발생하였으며, 점화지연시간이 가장 길었다.

결 론

이상의 고찰로부터 다음의 결론을 얻었다.

- (1) 시험 대상 추진제들은 대기압 이하(2.0~15psia)의 압력 조건하에서 압력 지수가 0.6~0.88로 높은 압력 의존성을 보였다.
- (2) 대기압 이하에서는 추진제의 금속 입자(AI) 함량이 연소속도와 압력 지수에 큰 변수로 작용하였으며, 금속 함량이 클수록 연소속도가 커졌고 압력 지수는 낮아졌다. 또한, 시험 대상 추진제들은 1.5psia 부근에서 자체 소화되는 특성을 보였다.

(3) 대기압 이하에서는 연소표면에서의 AP 입자의 분해속도가 바인더의 분해속도보다 느려서 AP의 표면이 연소면 상부로 돌출되었으며, 바인더의 표면이 연소 도중 액체 상태로 용융되지 않고 낮은 압력으로 인해 바인더가 쉽게 기체상태로 승화하는 것으로 판단된다.

(4) AI이 다량 함유된(17.5%) 추진제가 점화성이 우수하였고, 불꽃이 밝고 높았으며, 이러한 특성은 일반적으로 추진제의 연소속도에 비례하였다.

OVSF 장치를 이용한 장치와 저압 연소특성 측정기법은 BBU 추진제 등과 같이 저압에서 작동하는 추진제 분야의 연구에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

References

1. Gunners, N-E., Andersson, K., and Hellgren, R., 1988, "Base-Bleed Systems for Gun Projectiles", Gun Propulsion Technology, U.S. Army Armament Research Development and Engineering Center, New Jersey.
2. Miller, M.S. and Holms, H.E., 1990, "Subatmospheric Burning Rates and Critical Diameters for AP/HTPB Propellant", J. Propulsion, pp. 671~672.
3. Horton, M.D., Bruno, P.S., and Graesser, E.C., 1986, "Depressurization Induced Extinction of Burning Solid Propellant", *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 2, pp. 292-297.
4. Summerfield, M., Sutherland, G.S., Webb, M.J., Tabak, H.J. and Hall, K.P., 1960, "Burnig Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants", Solid Propellants Rocket Research, Academic Press, New York.
5. Kuo, K.K., Summerfield, M., 1984, "Fundamentals of Solid Propellant Combustion", AIAA Inc., New York, pp. 409~477.

6. Cohen, N.S., 1980, "Review of Composite Propellant Burn Rate Modeling", *AIAA J.*, Vol. 18, No. 3, pp. 277~293.
7. Bekstead. M.W., Derr, R.L., and Price, C.F., 1970, "A Model of Solid Composite Propellant Combustion Based on Multiple Flames", *AIAA J.*, Vol. 8, pp. 2200-2207.
8. Fredrick, R.A. Jr., 1988, "Combustion Mechanisms of Wide Distribution Propellants", AD-A199 761.
9. Oberth, A.E., 1987, "Principles of Solid Propellant Development", CPIA Pub. No. 469, Chap. 9.
10. Steinz, J.S., Summerfield, M., 1967, "Low pressure Burning of Composite Solid Propellant," A symposium Sponsored by the Division of Industrial and Engineering Chemistry at the 153rd Meeting of the American Chemical Society, Chapter 9.