

## 초고압에서 고체 추진제의 연소속도 특성

성홍계\* · 유지창\*\*

### Burning Rate Characteristics of Solid Propellant at Extremely High Pressure

Hong-Gye Sung\* · Ji-Chang Yoo\*\*

#### ABSTRACT

Notable are the burning rate characteristics of solid propellant burning at extremely high pressure(10000-20000 psia). The burning rate test using closed bomb shows the discontinuous increment around 4000 psia so that the exponent of burning rate(n) is almost double, from 0.4 to 0.8. The pressure-increasing rate of the test motor is about 300 times as high as that of the motor operating at the conventional pressure, less than 2000 psia, is, therefor the burning rate is augmented about 5-50 times. The performance prediction reflecting the pressure-change-rate effect are fairly comparable with the test data at various test conditions.

#### 초 록

초고압(10000-20000 psia)에서 연소하는 추진제의 연소속도 특성을 연구하였다. closed bomb의 시편 시험을 통하여 약 4000 psia를 분기점으로 연소속도가 급격히 증가되며, 압력지수는 0.4에서 약 0.8로 2 배 이상 증가된다. 실제 모터의 연소시험에서 압력 상승률이 일반 압력(2000 psia)에서 작동하는 모터 보다 300배 이상이 되며, 연소속도는 압력 상승률에 매우 민감하며 5-50배의 연소속도 증가를 나타낸다. 본 연구에서 제시된 압력 상승률을 감안한 연소속도 모델의 결과는 초고압에서 작동하는 실제의 다양한 조건에서 실시된 시험 데이터와 일치하는 결과를 제시하였다.

Key Words: Solid Propellant(고체추진제), Burning Rate(연소속도), Closed Bomb(밀폐용기), Extremely High Pressure(초고압), Solid Rocket Motor(고체추진기관)

#### 1. 서 론

고체추진기관은 연료와 산화제를 혼합하여 연소실에 특정한 형태(원기둥 형태, 별 기둥 형태, 마차 기둥 형태 등)로 고정화(그레인이라 명칭)되어있으며, 점화기를 통하여 점화 에너지를 공급하면 고체추진제가 연소되어 생성되는 고온 고압의 연소가스를 노즐을 이용하여 고속으로

† 2006년 7월 25일 접수 ~ 2006년 9월 12일 심사완료

\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학부

\*\* 정회원, 국방과학연구소, 추진기관부  
연락처, E-mail: hgsung@hau.ac.kr

배출시킴으로써 추진력을 얻어내는 시스템이다. 고체 추진제가 연소실에서 연소되어 노즐로 배출되면서 나타나는 연소가스의 화학적/열역학적 변화는 추진기관의 성능 예측 시 고려해야 될 중요한 물리적 현상이나, 로켓 모터에 사용되는 고체 추진제는 불균일하고 연소현상이 너무 복잡하기 때문에 이론적 모델에 의해 정확한 물리적/화학적 변화량을 예측한다는 것은 매우 어려운 일이다. 또한 추진제의 조성과 기하학적 형상에 따라 고려되어야 될 물리적 현상들이 다르기 때문에 범용적으로 사용 가능한 이론적 모델을 개발하는 것은 더욱 어려운 일이다. 그럼에도 추진기관의 성능은 비행체를 개발하는데 있어서 요구되는 기초 데이터이며, 추진기관 성능 예측의 정확도는 비행체 전체의 성능에 직접적으로 영향을 미침으로, 추진기관 성능예측을 위한 모델 개발을 위한 노력은 지속되고 있다[1].

특정 고체 추진기관을 개발하는데 있어서 가장 우선적으로 개발되어야 하는 것이 추진제이며, 추진제의 연소 특성과 추진기관의 설계 조건(추력, 연소시간 등)을 기초로 내탄도(internal ballistic) 설계(그레인 및 성능 설계)를 한다. 추진제의 연소속도는 내탄도 설계에 가장 필수적인 데이터 중의 하나이다.

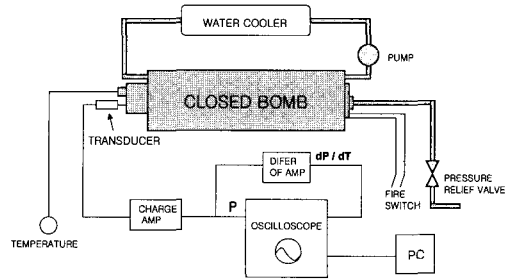
일반적으로 고체추진기관의 연소실 압력은 700-2000 psia이며, 이 구간에서 연소속도는 압력에 대한 지수 승으로 표현된다. 그러나 필요에 따라 매우 높은 압력에서 작동되어야 할 필요가 있다. 지대공 유도탄(Erint, Pac 2-3 등)과 같이 비행 초기 또는 종말에 유도탄의 방향을 급선회하여 조종하기 위하여 사용되는 측추력 추진기관은 수십msec 이내에서 순간적으로 작동해야 하며, 비행하는 유도탄의 방향을 바꿀 수 있는 충분한 총역적(total impulse)을 발생시켜야 한다. 따라서 짧은 시간에, 요구되는 총역적을 발생시켜야 하므로 순간 추력을 크게 해야 하고, 추력을 크게 하기 위하여 연소실 압력을 높여야 한다.

본 연구에서는 일반적인 추진기관이 작동하는 연소 압력의 약 10배가 되는 10000-20000 psia일 때 연소속도의 특성을 파악하고자 한다. 이를 위

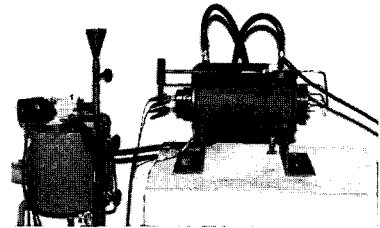
하여 일반적으로 연소속도 측정에 사용되는 스트랜드버너(strand burner)가 아닌 밀폐용기(closed bomb)와 소형 모터를 실제로 연소시켜 그 특성을 도출하였다.

## 2. 밀폐용기(closed bomb)에서의 연소속도 측정

### 2.1 밀폐용기의 구성



(a) schematics



(b) Photograph

Fig. 1 Schematics and Photograph of Closed Bomb

일반적으로 연소속도를 측정하기 위하여 스트랜드버너가 사용되는데, 이는 추진제를 특정 길이의 담배모양으로 시편을 만들어 용기 내에 일정 압력을 유지하여 시편의 한쪽 끝을 점화시키면 점화 후 다른 쪽 끝으로 타들어 가는데, 반대편까지 타들어 가는데 소요되는 시간을 측정하여 연소속도를 알아내는 방법이다. 스트랜드버너는 안정적인 연소속도 데이터를 제공한다는 장점이 있으며 일정 압력으로 유지시킬 수 있는 최대 압력은 통상 4000 psia 정도이다. 그 이상

으로 압력을 유지시키기 위해서는 매우 고가의 장비로 구성되어야하고, 본 연구처럼 10000-20000 psia와 같은 초고압을 유지하는 스트랜드버너를 구축하는 것은 기술적으로도 매우 어렵다. 따라서 좀 더 간단하면서도 고압을 유지하여 실험이 가능한 장비가 필요한데 이를 위하여 개발된 장비가 closed bomb이다. 밀폐용기에 추진제를 넣어서 원하는 압력까지 상승 시키는 장비이다(Fig. 1).

원래는 포탄 장약의 연소속도를 측정하기 위하여 개발된 것인데, 본 연구에서 이론적 연소속도(실제 추진기관에서의 연소 환경과는 달리 밀폐 상태에서의 연소속도)를 측정하기 위하여 사용하였다. 밀폐용기는 높은 연소압력을 견딜 수 있도록 설계 제작되어야 한다. 몸체의 재질은 alloy steel로 제작되어 최고 20000 psia까지 사용할 수 있도록 하였다. closed bomb 안에서 실제적으로 추진제의 연소가 이루어지는 곳의 내부체적은 200 cc로 되어 있다.

## 2.2 연소속도

추진제 시편을 closed bomb 내부에 넣고 연소시켜서 스트랜드버너로 실험할 수 없는 초고압(~20000 psia)영역까지 압력을 상승시키고, 압력-시간곡선으로부터 형상함수를 적용/계산하여 연소속도를 산출한다. 형상함수는 추진제 그레이의 형상을 결정하는 변수들과 그레이의 부피와의 관계를 수식화한 것으로 연소된 추진제량으로부터 추진제의 연소거리 및 연소속도를 구하기 위해 사용한다.

시편(그레이)의 형상은 원판(disk)으로 하였다. 특정시간( $t$ )에서 추진제의 연소 체적비율  $Z(t)$ 는 연소거리( $x$ ), 추진제의 남은 부피  $V(x)$ , 용기 체적  $V_0$ 의 관계에서 다음과 같다

$$Z(t) = 1 - \frac{V(x)}{V_0} \quad (1)$$

형상변수는 직경( $d$ ), 두께( $l$ ), 연소거리( $x$ ), 웹두께( $\delta$ )의 함수이며 추진제 부피는 다음과 같다.

$$V(x) = \pi \left( \frac{d-2x}{2} \right)^2 (l-2x), \quad 0 < x < \delta \quad (2)$$

사용된 시편 형상의 직경은 17.1 mm, 두께는 1 mm를 사용하였다.

Figure 2는 연소속도와 연소실 압력간의 log 선도이다. 연소속도가 약 4000 psia를 분기점으로 급격히 증가됨을 알 수 있으며, 압력지수는 0.4에서 약 0.8로 2배 이상 증가됨을 알 수 있다. 이러한 압력지수의 급격한 상승은 초고압에서의 연소속도를 더욱 증가시키므로 고압에서 빠른 속도가 필요할 때는 긍정적 결과이다. 이러한 현상은 2000 psia 이하에서 작동하는 복합 추진제를 사용하는 일반 추진기관에서는 발견되지 않았던 현상이지만 선행 연구자들에 의하여 알려져 왔던 결과이다[2]. 단 추진제의 특성에 따라 연소속도가 급격히 변화하는 시점과 그 크기는 추진제의 조성에 따라 매우 다르다는 것이다. 스트랜드버너 연소속도와 비교하면 4000 psia 이하에서는 추진제의 충전 밀도 0.05g/cc가 적절하며, 4000 psia 이상에서는 충전 밀도 0.1 g/cc 와 1.13 g/cc가 유사한 경향을 보였다.

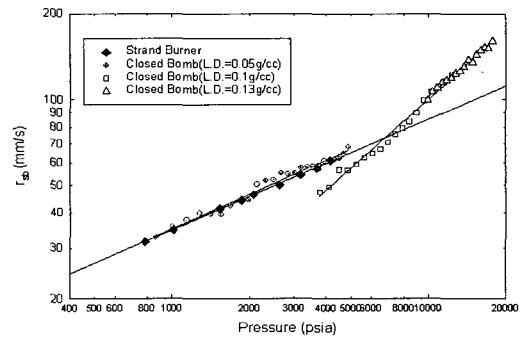


Fig. 2 Burning Rate vs. Combustion Pressure

## 3. 실제 모터에서 연소 특성

### 3.1 모터의 형상

실험실에서 스트랜드버너와 closed bomb에서 측정되는 연소속도는 연소 면에 대하여 주위의 흐름이 거의 없는 상태이므로 실제 환경과 다른 점이 있다. 따라서 실제 모터를 연소시켜 어떠한 차이가 있는지 살펴볼 필요가 있다.

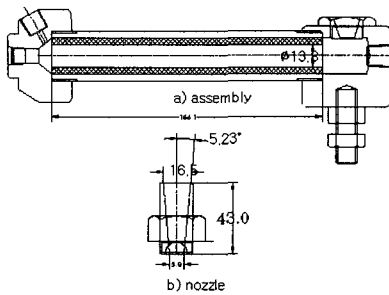


Fig. 3 Configuration of a Test Motor

본 연구에서 사용된 실제 모터는 Fig. 3과 같다. 그레인 길이는 163.1 mm, 그레인 내경은 13.8 mm, 노즐 목은 8.9 mm, 노즐팽창 반각은 5.23도 이다.

### 3.2 연소속도

1) 압력상승 효과를 고려하지 않을 경우

스탠드버너와 closed bomb에서 측정된 연소속도 데이터를 적용하여 시험모터의 압력과 비교하였다.

질량보존과 에너지 보존방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\rho}{dt} = (\dot{m}_{ig} + \dot{m}_p - \dot{m}_e - \rho \frac{dV}{dt}) \frac{1}{V} \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho Ve) = \dot{m}_{ig}h_{ig} + \dot{m}_ph_p - \dot{m}_eh_e - Q \quad (4)$$

$$\frac{dV}{dt} = r_b A_b \quad (5)$$

위식에서  $\rho$ 는 연소실내 가스의 밀도,  $t$ 는 연소시간,  $\dot{m}$ 는 질량률,  $V$ 는 연소실의 부피,  $e$ 는 내부에너지,  $h$ 는 엔탈피,  $Q$ 는 열손실,  $r_b$ 는 연소속도,  $A_b$ 는 그레인의 연소면적을 의미한다. 또한 하첨자  $ig$ 는 점화기,  $p$ 는 추진제,  $e$ 는 노즐로부터 빠져나가는 상태량을 각각 나타낸다.

실제 모터 연소 시 연소속도에 대한 모델은 일반적으로 압력과 온도의 함수로 다음과 같이 표시된다.

$$r_{b_0} = a p^n e^{\pi_k \Delta T} \quad (6)$$

여기에서  $r_{b_0}$ ,  $a$ ,  $n$ 은 연소속도, 연소속도 상수,

연소속도 지수를 나타내며,  $\pi_k$ ,  $\Delta T$ 는 추진제의 온도 민감 계수와 추진제의 시험 온도와 reference 온도차를 나타낸다. 이러한 기본 데이터들은 closed bomb과 스탠드버너에서 얻어진다. 식 (6)과 같은 연소속도 모델이 초고압에서 순간적으로 연소하는 환경에서도 적용 가능한 모델인지, 적용 가능치 않다면 어떻게 연소속도를 모델링을 할 것인지에 대한 연구가 본 논문의 목적이다.

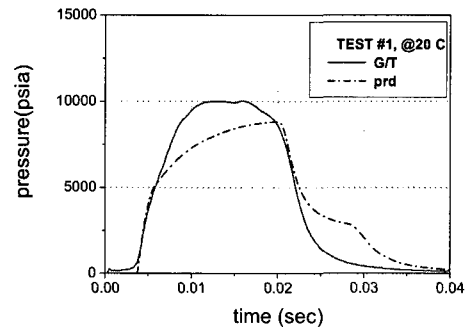


Fig. 4 Pressure vs. Time History

Figure 4는 실제 모터가 연소하였을 때 연소실 압력-시간 선도이며, 실선은 실측치(G/T)이고, 점선은 예측(prd, Eq. 6을 사용했을 경우) 결과이다. 점화 후 연소실의 압력상승이 초기에는 실측치와 유사하다가 5000 psia 지점부터 둔화되기 시작하여, 평균 연소 압력 대비 약 20% 작게 예측됨을 볼 수 있다. 앞 절에서 언급되었던 것처럼, 연소속도가 4000 psia 이상에서 급격히 증가되지만 실제로는 이보다 더 가파르게 상승되고 있음을 의미한다. 또한 연소 말기 슬리버 부위가 실제 시험에서는 나타나지 않는데 이에 대한 이유는 연소 소화 현상과 관련이 있으며 이에 대하여는 본 논문의 주제에 벗어나므로 기술하지 않는다.

2) 압력상승 효과를 고려하였을 경우

연소실의 압력 상승률이 연소속도에 영향을 미친다는 선행 연구보고[2-4]를 참조하여 실제 모터의 압력 상승률을 살펴보았다. 연소초기에 압

력 상승률이 약  $3E+6$  psia/s 인데(Fig. 5) 이는 보통 모터의 300배 이상 빠른 상승률을 보이는 것이다. 연소속도 모델과 직접적으로 관련이 있는  $dp/pdt$ 는 점화기에 의한 점화초기 순간적 상승 압력을 제외하면 2.5E+3에서 100으로 8 msec 만에 감소하여 11 msec 이후에서 약 30-50 값을 보임을 알 수 있다. 이는 점화 초기에 압력상승에 의한 연소속도의 증가 효과가 급격히 커졌다가 작아지는 것을 의미한다(Eq. 7 참조).

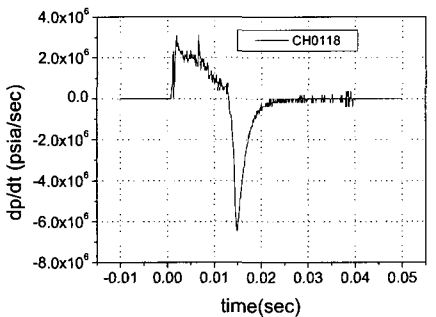
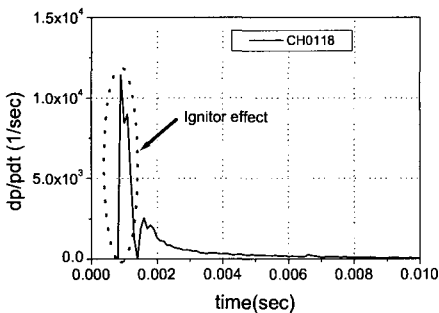
(a)  $dp/dt$  rate(b)  $dp/pdt$  rate

Fig. 5 Pressure Change Rate

따라서 연소속도 모델에 압력 상승률의 효과를 고려하기 위하여, Eq. 6에서 압력을 시간에 대하여 변화율을 구하고, 추진제의 열량을 다음과 같이 고려하였다.

$$r_s = r_{b0} \left( 1 + \frac{n \cdot \alpha_s}{(1 + Q^*)} \frac{1}{r_{b0}^2} \frac{1}{p} \frac{dp}{dt} \right) \quad (7)$$

$$Q^* = \frac{Q_s}{C_s(T_s - T_0)} \quad (8)$$

$\alpha_s$ ,  $Q_s$ ,  $C_s$ 는 각각 추진제의 thermal diffusivity, decomposed reaction heat at grain surface, specific heat of propellant를 나타낸다.  $T_s$ ,  $T_0$ 는 정상상태와 기준 온도를 나타낸다. 위 식에서 추진제의 열역학 데이터가 부족하여 다음과 같이 재구성하였다.

$$r_s = r_{b0} \left( 1 + C \cdot \frac{n}{r_{b0}} \frac{1}{p} \frac{dp}{dt} \right) \quad (9)$$

$$C = \frac{\alpha}{(1 + Q^*)} \quad (10)$$

위 식에서 압력상승 효과의 영향을 살펴보면 다음과 같다.

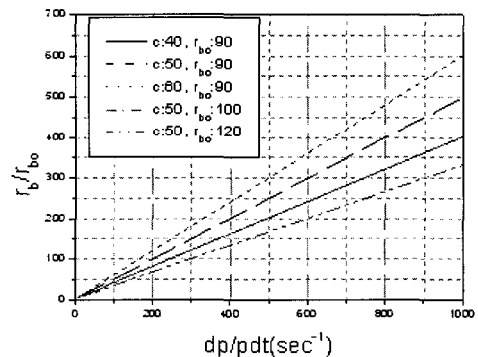


Fig. 6 The Effect of Pressure Change Rate on the Burning Rate

Figure 6은 TEST #1에서 압력 상승률에 따라 연소속도의 변화는 5-50배까지 상승됨을 보여준다. 실제로 타당한지를 검토하기 위하여 위의 변수의 영향을 기반으로 C의 값을 50으로 설정하여 TEST#1(Fig. 4)을 재 예측하였으며 시험 결과와 유사한 데이터를 얻을 수 있었다 (Fig. 7). 이는 압력 상승률이 실제 모터에서 연소속도에 매우 민감한 영향을 미침을 의미한다.

Figure 7의 경우 연소실 압력이 약 10000 psia의 범위인데, 20000 psia의 범위에서 작동되는 경우에도 동일하게 사용 가능한 모델인지 확인

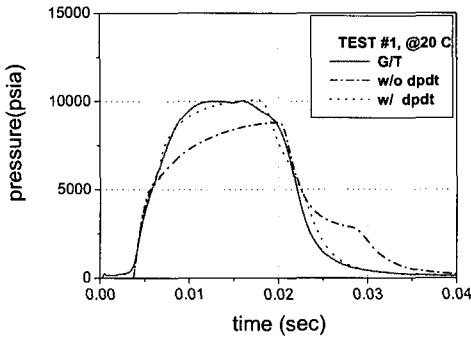


Fig. 7 Pressure vs. Time History @ 20°C

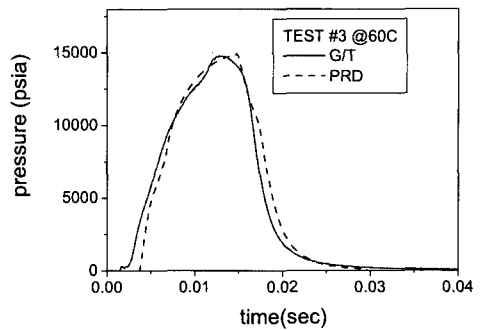


Fig. 9 Pressure vs. Time History @ 60°C

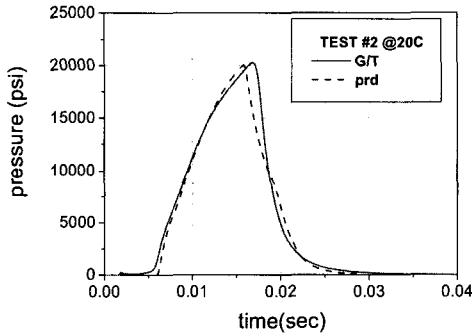


Fig. 8 Pressure vs. Time History @ 20°C

하였으며, Fig. 8은 예측 모델과 시험 결과가 잘 일치됨을 보여준다. 위의 모델이 추진제의 초기 온도가 변화할 때에도 유용하게 적용되는지 살펴보기 위해 시험모타를 고온 (60°C)에서 연소시켜 비교하였는데 역시 시험 결과와 매우 유사함을 알 수 있다(Fig. 9). 시험 데이터에서 압력 상승 시 압력이 약간 진동하는데 이는 그래린이 노즐 쪽에서 약간의 미접착이 있어서 라이너로 수리하였는데 이에 의한 결과로 생각된다.

#### 4. 결 론

연소속도에 대한 데이터는 일반적으로 실험실에서 스트랜드버너로부터 획득하고, 모터를 연소시켜 실제 작동 환경에서의 연소 속도 변화를 감안하여 보정된다. 그러나 본 연구와 같이 초고

압(10000-20000 psia)에서 작동 가능한 스트랜드버너 장비는 경제적 고가 일뿐 만아니라 기술적으로도 어려움이 따른다. 따라서 closed bomb에서 기본적 연소속도 데이터를 측정하고 실제 모터에서 실질적 연소속도 현상을 연구하여 다음과 같은 결과를 도출하였다.

- 1) 연소속도는 약 4000 psia를 분기점으로 급격히 증가되며, 압력지수는 0.4에서 약 0.8로 2배 이상 증가된다.
- 2) 초고압(10000-20000 psia)에서 작동하는 본 연구 모터의 압력 상승률은 일반 모터의 300배 이상이 된다.
- 3) 초고압에서 작동하는 모터의 연소속도는 압력 상승률에 매우 민감하며 5-50배의 연소속도 증가를 나타낸다.
- 4) 본 연구에서 제시된 압력상승률을 보정한 연소모델은 초고압에서 여러 다른 조건(압력, 온도, 추진제 조성)에서 작동하는 실제 모터의 실험 결과와 잘 일치하는 결과를 제시하였다.

#### 참 고 문 헌

1. 성홍계, 변종렬, 김윤곤, "고체추진기관의 성능 보정계수 예측방법에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제5권 제4호, 2001, pp.57-66
2. Cohen, N. S. and Leon D. S., "Analytical Model of High-Pressure Burning Rates in a Transient Environment," Journal of AIAA,

- Vol. 18, No.8, Aug., 1980, pp. 968-972
3. Haff, C. and Garner, E., "Investigation of High Pressure Burning Characteristics of Composite Solid Propellants," AIAA 69-438, 1960
  4. Milos, M, and Bozic, V. "Small Motor Measurement Method for Determining Burning Rate of Solid Rocket Propellants," AIAA 98-3390, 1998