

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.6.085>

고체 추진기관 둔감화 점화 장치의 반응

류병태* · 이도형* · 류백능* · 최홍석**

Reaction of an Insensitive Munitions(IM) Igniter for Solid Propulsion System

Byungtae Ryu* · Dohyung Lee* · Baekneung Ryoo* · Hongseok Choi**

ABSTRACT

This paper describes the results of study on reaction of insensitive igniter in which a pyrosensor is automatically sensing the rate of risk of fire or explosion of solid rocket motor exposed to an unexpected fire and makes the rocket motor burn itself safely. The Slow Cook Off(SCO) test following the regulation of MIL-STD-2105D was carried out with a rocket motor loaded with HTPB propellant, in which a thermal pyrosensor igniter was installed. The auto-ignition temperature measured was approximately 140°C and it corresponded to Type V(Burning) reaction in SCO test, while the temperature by Kissinger equation was calculated to be 165.5°C.

초 록

본 논문은 우발적 화재에 노출된 고체 추진기관의 화재 위협이나 폭발을 파이로 센서가 자동적으로 감지하여 추진기관이 안전하게 연소되게 하는 둔감 점화 장치의 반응을 연구한 결과다. 완속 가열 시험은 HTPB 추진제가 충전된 로켓 모터에 열감지형 점화기를 장착하여 MIL-STD-2105D 규정에 따라 수행하였다. 얻어진 점화 온도는 약 140°C였으며, 이는 “연소 반응” 등급에 해당되었다. Kissinger 식으로 구한 둔감 점화 장치 신호 화약의 자동 점화 온도는 165.5°C였다.

Key Words : Insensitive Munition Igniter(둔감 점화 장치), Mitigation Devices(완화 장치), Pyrosensor(파이로 센서), Slow Cook Off(완속 가열)

1. 서 론

우발적 열원(Thermal Stimuli)에 노출된 추진기관은 추진제가 폭발 반응을 일으키기 전에, 연소관 개방 장치 등으로 위험 등급을 완화시킬 수 있다. 이와 같은 용도의 장치를 완화 장치 또는 완화 시스템이라고 부른다[1]. 최근까지 고체 추진기관용 완화 장치를 다양하게 사용하지 못

접수일 2011. 11. 29, 수정완료일 2012. 10. 2, 게재확정일 2012. 10. 8

* 정회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 6부

** 정회원, (주)한화 종합연구소

† 교신저자, E-mail: btryu@add.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

하는 이유는 신뢰할 만한 센서가 없었기 때문이다. 바이메탈이나 형상 기억 합금을 사용한 기계적 열 센서는 부피가 크고, 고가이다. 전기로 작동되는 열 센서는 수명의 한시성, 유지 보수에 어려움, 우발 작동 가능성, 전기적 단락(Shortage) 가능성, 공력 가열(Aero-heating)과 전기 펄스에 따른 오작동 방지에 어려움, 고온에서 전자 부품의 신뢰성 부족 등의 이유로 높은 안전성과 신뢰성을 요구되는 항공 우주 산업용 부품으로 사용이 제한적이다. 그러나 화약 기술을 활용하는 파이로 센서(Pyrosensor)는 비록 정확성은 다소 떨어지지만, 상온에서는 비활성 상태를 유지하며, 충격, 정전기 및 마찰 등에 영향을 받지 않는 장점이 있기 때문에, 항공 우주 산업에 활용할 수 있다.

화재 및 피격 등의 사고로부터 인적, 물적 자원을 보호하기 위한 무기(Insensitive Munition, IM)의 둔감 효과는 MIL-STD-2105D[2]를 기준으로 시험한다. 특히, 규격에서 정한 SCO(Slow Cook Off) 시험은 저장 및 운용 중 환경 변화에 의해, 서서히 가열되는 가상 열적 환경에서 추진기관의 안전성을 평가하는 시험 방법이다. 반응 유형은 폭굉(Detonation), 부분 폭굉(Partial Detonation), 폭발(Explosion), 폭연(Deflagration)과 연소(Burn), 무반응(No Reaction)으로 구분하며, 이 중 연소 등급 이상이 가장 바람직하다[3].

본 논문은 점화 장치의 둔감화를 위해 파이로 센서를 연구하고, 이를 점화 장치에 장착해 작동 온도를 계측하였고, HTPB(Hydroxy-Terminated Polybutadiene)/AP(Ammonium Perchlorate)계 고체 추진기관으로 SCO 시험하여 반응 정도를 살펴보았다.

2. 신호 화약의 반응 온도

화약 등의 불안정한 에너지 물질은 상온에서도 분해되며, 온도 상승에 따라 분해 속도가 증가한다. 온도가 상승하면 외부로 방출되는 에너지보다 시료 분해에 작용하는 에너지가 증가되고, 축적되어 자기가열(Self-heating)로 인해 연소

되는 최소온도를 자동 점화 온도로 정의한다[4].

고체는 대부분의 반응에서 '고체→고체+기체'의 반응이 일어나므로 반응 속도식을 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dX}{dt} = A(1-X)^n e^{-E/RT} \quad (1)$$

여기서 dX/dt 는 반응 속도, X 는 전환율, A 는 빈도 계수, n 는 반응 차수, E 는 활성화 에너지, R 은 기체 상수이며, T 는 온도이다. n 은 상수로, Eq. 1에서 온도가 상승함에 따라 반응 속도는 $d(dX/dt)/dt=0$ 일 때 최대가 된다.

만약 온도가 일정 속도 $\phi(=dT/dt)$ 로 증가한다면 Eq. 2가 된다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dX}{dt} \right) = -An(1-X)^{n-1} e^{-E/RT} \frac{dX}{dt} + A(1-X)^n \frac{E\phi}{RT^2} e^{-E/RT} \quad (2)$$

Equation 1과 2에서 Eq. 3을 구할 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dX}{dt} \right) = \frac{dX}{dt} \left(\frac{E\phi}{RT^2} - An(1-X)^{n-1} e^{-E/RT} \right) \quad (3)$$

최대 반응 속도에서 $T=T_m$ 이고, Eq. 3은 0이 되어야 하기 때문에, 이를 정리하면 Eq. 4가 된다.

$$\frac{E\phi}{RT_m^2} = An(1-X)^{n-1} e^{-E/RT_m} \quad (4)$$

여기서 Eq. 4가 1차식이면 $n=1$ 이고, 양변에 자연 대수를 취하면 Eq. 5가 된다.

$$\ln \frac{E}{R} + \ln \frac{\phi}{T_m^2} = \ln A - \frac{E}{RT_m} \quad (5)$$

Equation 5의 양변을 미분하고 정리하면 Kissinger 식[5]이 된다.

$$d\left(\ln \frac{\phi}{T_m^2}\right) = -\frac{E}{R} d\left(\frac{1}{T_m}\right) \quad (6)$$

$$\frac{d\left(\log \frac{\phi}{T_m^2}\right)}{d\left(\frac{1}{T_m}\right)} = -\frac{E}{2.303R} \quad (7)$$

가열 속도에 따른 피크 온도를 Eq. 7에 따라서 도시한 그래프의 기울기로부터 Eq. 8에 의하여 빈도 계수 및 각 가열 속도에 대한 속도 상수를 구할 수 있다.

$$\frac{E_p \phi}{RT^2} = A e^{(-E_p/RT)} = k \quad (8)$$

여기서 E_p 는 피크 온도에 의하여 계산된 활성화 에너지이다. Eq. 8은 최대 반응 속도에서 유도된 식이기 때문에 발열 피크 온도에서만 해당하므로, 각 가열 속도에서의 피크 온도를 대입하여 구한 피크 온도 활성화 에너지(E_p)를 사용하여야 한다.

각 가열 속도에서의 빈도 계수를 구한 다음, 그 평균값 A_{avg} 와 임의의 k 를 대입하면 Eq. 9가 되고, 양변에 대수를 취하여 정리한 Eq. 10에서 자동 점화 온도를 구할 수 있다.

$$A_{avg} e^{-E_p/RT} = k \quad (9)$$

$$T_{ig} = \frac{E_p}{R} \frac{1}{\log A_{avg} - \log k} \quad (10)$$

본 연구에서 신호 화약은 Nitrocellulose 51.0%, Nitrate Ester Plasticizer 39.0% 및 안정제 등으로 구성된 추진제를 사용하였다.

신호 화약을 열분석한 결과는 Table 1에 나타내었다. 계측을 통해 구한 기울기는 67,605.9 cal/mol, A의 평균값은 5.075×10^{32} 였다. 따라서 본 관계식으로부터 구한 신호 화약의 자동 점화 온도는 165.5°C이다.

Figure 1은 승온 속도에 따른 신호 화약의 DSC(Differential Scanning Calorimetry) 열분석

Table 1. Calculation of Autoignition Temperatures for Sensor Material

승온 속도 (°C/min)	피크 온도 (K)	(1/T)×10 ³	ln(φ/T ²)	A×10 ³²
5	452.0	2.212	-10.62	4.2675
10	454.4	2.200	- 9.94	5.6447
15	456.4	2.191	- 9.54	6.0547
20	460.1	2.174	- 9.27	4.3894
25	460.6	2.171	- 9.05	5.0190

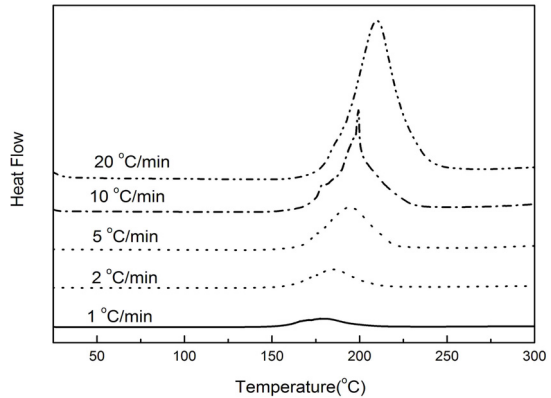


Fig. 1 DSC Thermogram of Sensor Material

도로 속도가 빠를수록 높은 온도로 이동하는 거동을 보이고 있다. 즉 반응 피크 온도는 승온 속도에 영향을 받는 것으로 나타났다.

3. 시험 및 결과 고찰

저장 및 운용 중 사고로 인해 서서히 가열되는 가상 열적 환경에서 추진기관의 안전성을 평가하기 위하여 MIL-STD-2105D에 규정된 SCO 시험을 하였다. 시험물의 온도 조절은 오븐을 별도로 제작하거나, 상업용 온도 챔버를 이용하였다. 시험물의 온도는 처음 1 시간 동안 50°C까지 가열하고, 7 시간 유지하여 시험물의 내부 온도가 외부 환경의 온도와 평형을 이루도록 하였다. 7 시간 경과 후, 시간당 3.3°C의 속도로 시험물이 반응할 때까지 서서히 가열하고, 온도 변화를

계측하였다. 본 시험은 파이로 센서, 점화 장치 및 고체 추진기관에서 각각 수행하였다.

3.1 파이로 센서

Figure 2는 신호 화약과 점화 화약으로 구성된 파이로 센서 형상이며, 주요 제원은 Table 2와 같다.

본 파이로 센서를 Fig. 3의 Bomb에 결합하고 온도 챔버에서 2.0, 3.3 및 10.0°C/hr의 속도로 SCO 시험한 결과는 Fig. 4와 같다. 즉 센서는

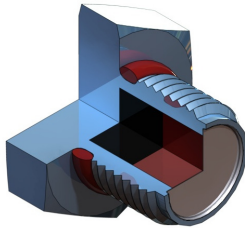


Fig. 2 Configuration of Pyrosensor

Table 2. Characteristics of Pyrosensor

구 분		제 원
구조물	소재	STS 304L
	기밀	10 ⁻⁶ cc-He/sec 기밀
신호 화약	조성	NC계 추진제
	무게	100 mg
점화 화약	조성	Zr/KClO ₄
	무게	150 mg



Fig. 3 The Pressure Bomb and Sample Mounting Used for Measuring of Pyrosensor Reaction

승온 속도를 증가시키에 따라 반응 온도가 증가하였고, 3.3°C/hr 속도에서는 평균 140.8°C에서 반응하였다.

점화 화약으로 사용한 Zr/KClO₄의 경우, 자동 점화 온도가 300°C 이상[6]으로 센서의 열감응에 영향이 전혀 없다.

3.2 점화 장치

Figure 5의 점화 장치를 Fig. 6의 시험 장치를 사용하여 SCO 시험하였다. 본 점화 장치는

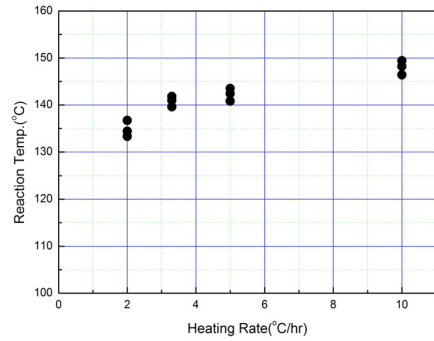


Fig. 4 Reaction Temperature of Pyrosensor as a Function of Heating Rate

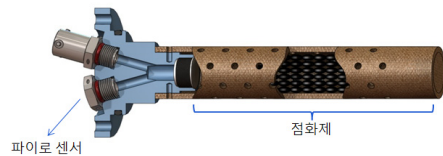


Fig. 5 Configuration of Igniter

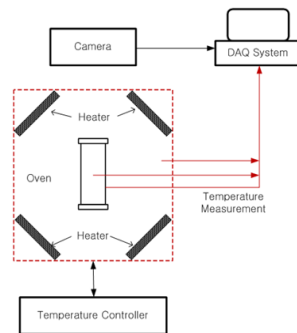


Fig. 6 Schematic Diagram of SCO Test Facility for Igniter

BKNO₃ 조성의 펠렛(Pellet) 형상 화약 25 g을 카본으로 제작한 FRP(Fiber Reinforced Plastics) 바스켓에 충전하였다.

Figure 7은 접화 장치의 SCO 시험 시, 측정된 파이로 센서, 접화기 그리고 오븐의 온도 변화다. 파이로 센서는 약 140°C에서 반응하였다. Fig. 8은 SCO 시험 전, 후의 접화 장치다.

3.3 고체 추진기관

Figure 9는 연소관 외경이 약 160 mm, 총 길이는 약 1,010 mm이고 두께가 약 2 mm의 탄소 섬유로 제작된 추진기관이다.

추진제는 SCO 시험에서 약 212°C에서 반응하는 HTPB/AP계 추진제로 충전하였다.

Figure 10은 추진기관 SCO 시험 및 계측 장비의 구성도이다. 오븐의 가열은 삼상 220 V, 3

kW용량의 전기 히터 4개를 사용하였다.

오븐의 크기는 1600 mm(L) × 500 mm(D)로 유리 섬유로 단열시켰다. 또한 추진기관의 반응 등급을 평가하기 위해 5, 15 m 위치에서 음압을 계측하였다.

SCO 시험 장면은 Fig. 11과 같으며, 연소 등급 반응을 나타내었다.

SCO 시험에서, Fig. 12와 같이 추진제 4곳과 파이로 센서 1곳에서 온도 변화를 계측하였다.

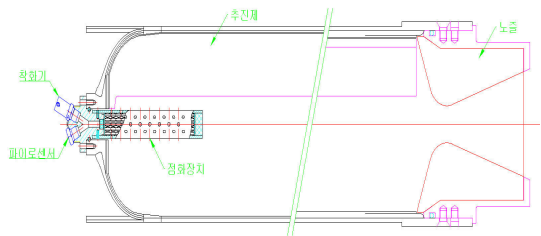


Fig. 9 Rocket Motor

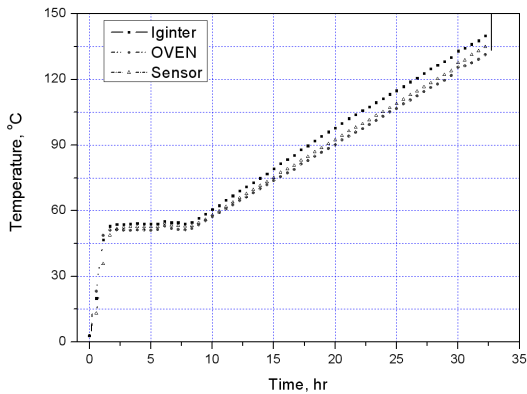


Fig. 7 Temperature Trace of SCO Test Oven

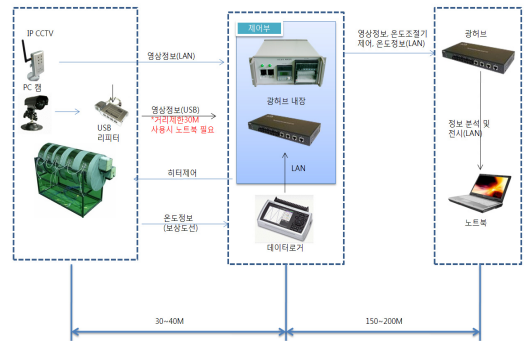


Fig. 10 Schematic Diagram of SCO Test Facility



(a) Before (b) After

Fig. 8 Photo of the Igniter before/after SCO Test



Fig. 11 Photo of SCO Test

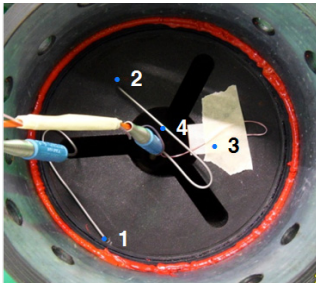


Fig. 12 Photo of Temperature Measurement Position

그 결과는 Fig. 13과 같이 약 140°C에서 반응하였다. 이 값은 Kissinger 식으로 구한 자동점화 온도에 비해 비교적 큰 값이다. 그 이유는 SCO 시험의 경우 승온 속도가 0.055°C/min로 Kissinger 방법에 비해 상당히 늦기 때문에, 일정 온도의 유지시간이 상대적으로 길어 나타난 현상으로 판단된다.

음압 측정 결과, Fig. 14와 같이 연소 반응시 약 1 kPa 정도의 음압이 발생되었으며, 이 값은 연소 등급의 기준인 50 mbar 이하(5 kPa, 167.9 dB@5 m)를 만족하였다.

본 시험의 반응은 파이로 센서로부터 시작되어, 추진기관을 정상적으로 점화시켰기 때문에 과도한 이상 압력을 형성하지 않고 연소 반응하였다.

4. 결 론

파이로 센서 및 점화 장치의 작동 온도를 계측 하였고, HTPB/AP 추진제 기관을 둔감 점화 장치를 적용하여 MIL STD-2105D 규정에 근거한 SCO 시험하여 반응 정도를 살펴보았다.

파이로 센서 신호 화약의 Kissinger 식으로 구한 자동 점화 온도는 165.5°C였다. 파이로 센서를 장착한 점화 장치를 속도 3.3°C/hr로 가열하여 계측한 반응 온도는 약 140°C였다. 가열 속도를 변경하여 시험한 결과, 반응 온도는 가열 속도 증가에 따라 증가하는 경향을 보였다.

파이로 센서를 장착한 HTPB/AP계 추진기관을 MIL-STD-2105D에서 규정한 SCO 시험에서

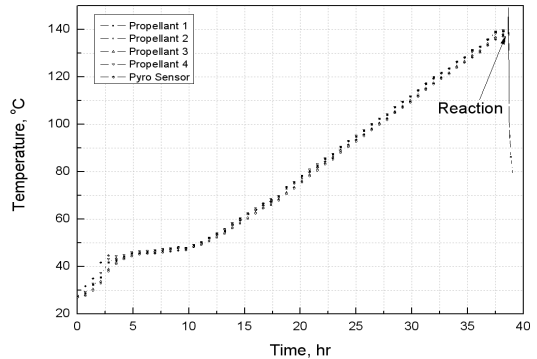
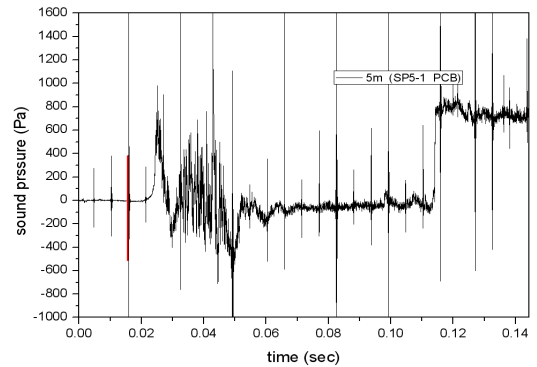
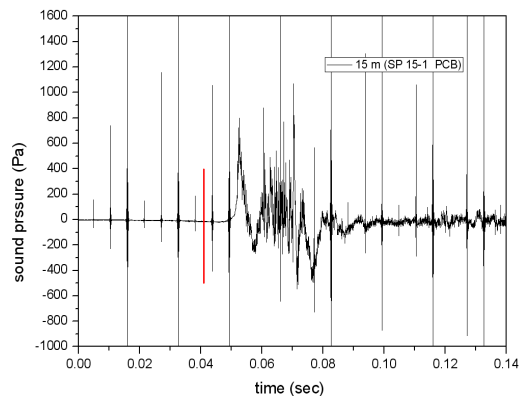


Fig. 13 SCO Test Results of Rocket Motors



(a) 5 M



(b) 15 M

Fig. 14 Sound Pressure of SCO Test

약 140°C에서 가장 안전한 연소 반응 등급을 나타내었다.

참 고 문 헌

1. G. E. Jensen, Tactical Missile Propulsion, Vol. 170, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1996
2. MIL-STD-2105D, Hazard Assessment Tests for Non-nuclear Munitions, Department of Defense, U.S.A., 2011
3. 유지창, 김창기, 이경주, "Shot Gun & RQ Bomb에 의한 추진제 폭연 특성," 한국추진공학회지, 제6권, 제3호, 2002, pp.19-25
4. M. E. Brown, Introduction to Thermal Analysis, Chapman and Hall, N.Y., 1988
5. Z. Liu et al., "Kinetics and Mechanism of the Thermal Decomposition of Explosives," 6th Sym. Chem. Probl. Connected Stabil. Expls., Patr II, Hansson, 1982
6. 윤기은, 류병태, 최창선, "STS 304 발열선 착화기의 열전이 특성," 한국추진공학회지, 제10권, 제6호, 2006, pp.9-17