

고체 추진기관의 Cook-off 시험 평가

유지창* · 최창선* · JY. Nuyttens**

Cook-off Test & Evaluation of Solid Rocket Motor

Ji-Chang Yoo* · Chang-Sun Choi* · JY. Nuyttens**

ABSTRACT

This Study was performed for the Insensitive Munition Technology Program contract between Roxel and ADD. Two Slow Cook-off(SCO) tests and One Fast Cook-off(FCO) test have been made based on MIL-STD-2105C. SCO and FCO tests were made in order to evaluate the behaviour of the hybrid rocker motor with insensitive igniter and two types of propellants of which burning rates were 9.8 mm/s and 21.2 mm/s @ 7 MPa each other. The Reaction level of the two rocker motors to SCO test was classified as type IV and that of FCO test was classified as type V.

초 록

본 연구는 프랑스의 Roxel사와 국과연간의 기술용역 계약을 통하여 추진기관 둔감화 기술과 관련된 연구를 수행한 것이다. 추진제는 연소속도가 7 MPa에서 각각 9.8 mm/s, 21.2 mm/s인 두 종류의 HTPB/AP계 혼합형 추진제를 사용하였고, 둔감 점화기와 하이브리드 연소관을 적용하였다. 2회의 Slow Cook-off(SCO) 시험과 1회의 Fast Cook-off(FCO) 시험을 수행하여 MIL STD 2105C에 규정된 반응 형태를 살펴보았다. SCO의 경우에는 두 종류의 추진제를 시용하였을 때 모두 type IV인 폭연 반응을 나타내었고, FCO의 경우에는 type V의 연소 반응을 나타내었다.

Key Words: SCO(완속가열) , FCO(급가열), AP(과산화암모늄), IM(둔감 무기)

1. 서 론

무기체계가 실전 배치되어 운용 중에 여러 형태의 사고의 위험이 항상 존재한다. 항공모함 같이 거대한 함선에서 화재가 발생하면 그 화재는 함정에 탑재되어 있는 미사일, 비행기 연료,

로켓, 함포 등에 연쇄적으로 전파되어 커다란 위험을 야기할 수 있다. 이런 손실로부터 인적 물적 자원을 보호하기 위하여 Insensitive Munition (IM)에 대한 요구가 높아지게 되었으며 아울러 이런 무기 체계를 효과적으로 시험 평가하는 규격들이 검토되기 시작하였다. 1982년에는 미 군사 규격으로 DOD-STD-2105(Navy)가 사용되었다. 1987년에는 미 육군, 공군, 해군이 합동으로 회의를 열어 DOD-STD-2105를 수정

* 국방과학연구소

** Roxel France

연락처, E-mail: yoojc@hanmail.net

보완하여 군사규격으로 인정할 것을 결정하였으며 이런 노력으로 1991년에는 MIL-STD-2105B가 채택되었고 2003년에 MIL-STD-2105C로 수정, 보완 되었다[1,2]. 과거의 로켓 개발은 비행 가능 거리, 속도, 저장 수명, 단가 등의 향상에 집중되어 있었다. 그러나 미 해군과 비행기 발사 로켓 등에서는 안전에 대한 요구를 강화하여 왔으며 그 결과로 1984년에는 U. S. Navy's Insensitive Munitions Advanced Development (IMAD)가, 1986년에는 Insensitive Munitions Technology Transition Program (IMTTP)이 시작되어 안전 추진제에 대한 논의가 활발히 이루어져 왔다. 한편 미 육군에서는 1990년에 가셔야 IM 프로그램이 시작되어 둔감 추진제 개발에 상당한 진척이 있었으며, 미 공군은 폭약의 보관과 운송 시의 안전에 대하여 주로 관심을 가지고 있다[1,3].

추진기관의 위험성은 크게 탄환이나 파편에 의한 충격, 화재 및 인근의 에너지 물질로부터의 폭발 전파 등으로 나눌 수 있다. 이 중 탄환이나 파편에 의한 충격과 폭발 전파 등의 중요한 응답 요소로는 추진제 조성이 1차적이며 부수적으로 연소관 및 컨테이너 등이 2차 3차 요소가 된다. 반면에 추진기관의 온도가 급격히 올라가는 직접적인 화재나 온도가 서서히 올라가는 간접적인 화재는 연소관이 일차적인 응답요소가 된다. 추진제가 일차적인 응답요소가 되는 경우에는 추진제의 특성이 충격에 잘 부서지지 않는 특성을 가져야하며, 또한 UN의 위험물 분류 등급 중 쇼크에 둔감한 1.3급이 되어야 한다[1]. 반면에 연소관이 1차적인 응답요소가 되는 경우에는 화염에 노출 되었을 때 접착력이 0로 떨어지는 구조인 strip laminate 또는 복합재료를 사용하는 방법, 연소관에 완화 장치를 장착하는 방법 및 낮은 온도에서 점화가 되도록 점화기 재료를 Extruded Double Base(EDB) 추진제를 사용하는 방법 등이 있다. 본 연구에서는 추진기관이 화염에 노출 되었을 때를 가정하여 추진제는 둔감 추진제가 아닌 HTPB/AP 추진제를 사용하고, EDB 추진제를 사용한 점화기와 얇은 알루미늄

케이스에 kevlar 와인딩을 한 하이브리드 연소관을 적용하여 MIL STD-2105C 규정에 근거한 SCO시험과 FCO 시험을 수행하여 반응 정도를 살펴보았다.

2. 시험장치 및 방법

MIL-STD-2105C규정에 의거하여 SCO시험과 FCO시험을 수행하였다. 시험에 사용된 추진기관은 외경이 149 mm, 총 길이가 344 mm 이며 두께 1 mm의 알루미늄 연소관 위에 에폭시 수지와 케블라 섬유를 사용한 하이브리드 연소관을 사용하였다. 추진기관 형상은 Fig. 1과 같으며 그레인 형상은 실린더 형이고 헤드 부위에 EDB 추진제를 사용한 점화기를 장착하였다.

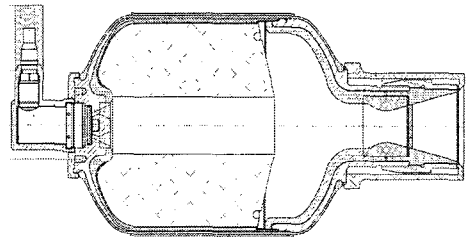


Fig. 1. Rocket Motor Drawing.

사용된 점화기는 EDB 추진제가 4.7 g 충전되어 있으며 이 추진제는 SCO 시험에서는 130°C, FCO 시험에서는 170°C에서 발화하는 것으로 나타났다. 점화기 내부는 테플론으로 보호하였고, 외부는 실리콘 고무로 보호하였다.

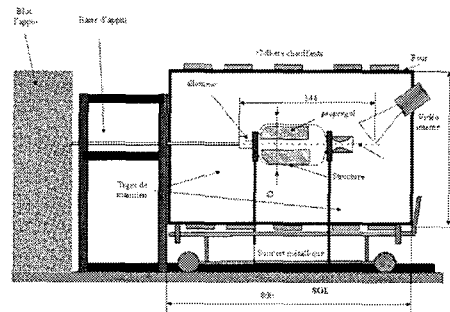


Fig. 2. Schematic diagram of SCO test facility.

Fig. 2는 SCO 시험 장치도를 나타낸 것이

다. SCO 오븐은 외경이 0.6 m, 길이가 0.8 m인 원통형 오븐을 사용하였고, witness plate 역할을 하는 두께 1.5 mm의 steel 마개를 양 끝단에 장착하였으며 그 위를 석면으로 감아서 단열처리하였다. SCO 오븐 내부에는 고정 받침대로 추진기관을 고정하였고, 총 7개의 K형 열전대와 1개의 J형 열전대를 추진기관, 오븐내부 및 오븐 가열 코일에 장착하였다. 또한 내부의 반응을 시간별로 모니터링 하도록 소형 카메라를 설치하였다. 오븐의 가열 코일 온도를 50℃로 하여 10시간 동안 예열하였으며, 이 이후에 가열 속도를 3.3℃로 가열하면서 반응을 관찰하였다.



Fig. 3. FCO test facility.

Fig. 3은 FCO 시험 장치를 나타내었다. 연료 통은 연료 소모에 따른 수위 변화가 크지 않고, 또한 불꽃이 바람의 영향을 받지 않을 정도로 충분히 크게 3x3 m의 정사각형으로 제작하였다. 추진기관은 연료의 표면에서 914 mm 이상이 되는 위치에 수평으로 위치하여 고정하였으며, 추력 발생 시를 대비하여 헤드 위에 보호대를 설치하였다. 연료는 Jet A-1 연료를 사용하였고 화염 평균온도가 870℃ 이상 유지되도록 하였다. 추진기관 앞뒤로 102 ~ 203 mm 지점에 총 4개의 K형 열전대를 장착하였다.

3. 결과 및 고찰

추진제는 HTPB/AP계 추진제로 연소속도가 7 MPa에서 각각 9.8 mm/s, 21.2 mm/s인 두 종류를 사용하였으며 추진제 조성을 Table 1에 나타내었다. Table 2에는 추진제의 밀도, 비추력, 연소속도 및 압력지수 및 추진기

관의 노즐 직경을 나타내었다.

Table 1. Formulation Propellants

Formulation	A, %	B, %
AP	85	85
Al	1	1
Plasticizer	3	2
Burning Rate Catalyst	0	1.5

Table 2. Physical and Burning Properties of Propellants

Propellant	A	B
Density, g/cm ³	1.698	1.709
Isp, s	238	237
Burning Rate@ 7MPa, mm/s	9.8	21.2
Pressure Exponent	0.45	0.28
Nozzle Throat Diameter, mm	15	21
Nozzle Exit Diameter, mm	34	46

Table 3에 두 연소속도가 틀린 두 종류의 추진제를 충전하여 지상연소 시험을 수행한 결과를 나타내었다.

총 추력은 유사하였으며 평균 압력은 각각 5.45 MPa, 4.83 MPa로 측정되었다. Fig. 5에 두 추진기관의 추력 선도와 압력 선도를 각각 나타내었다.

Table 3. Ballistic Performance of Rocket Motors

Performance @ 20℃	A	B
Propellant Mass, kg	2.85	2.83
Total Thrust Impulse, N · s	6330	6235
Efficient Burning Time, s	2.83	6.43
Maximum Thrust, N	2784	1257
Maximum Pressure, MPa	5.45	4.83

Fig. 6은 두 종류의 추진기관을 대상으로 SCO 시험 결과를 나타낸 것으로 초기 10시간 동안 예열한 시간부터 반응이 일어날 때 까지 걸린 시간이 각각 28시간, 28.8시간이 걸린 것으로 측정 되었으며 추진기관의 온도는 각각 139℃, 140℃에서 반응이 일어난 것으로 나타났다. 의 SCO 시험의 반응 정도는 두 경우 모두 추력이 발생하는 type IV 반응으로 판정할 수 있었다.

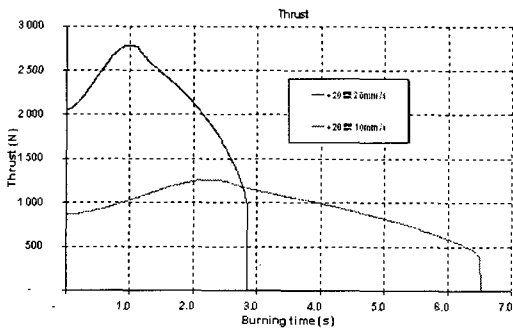
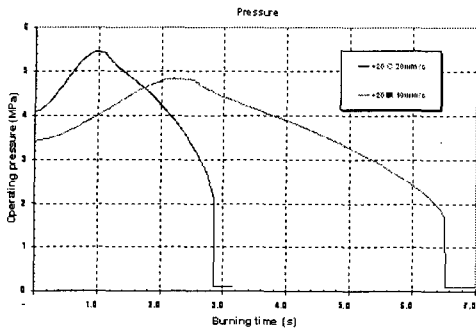


Fig. 5. Pressure and Thrust History of Rocket Motors

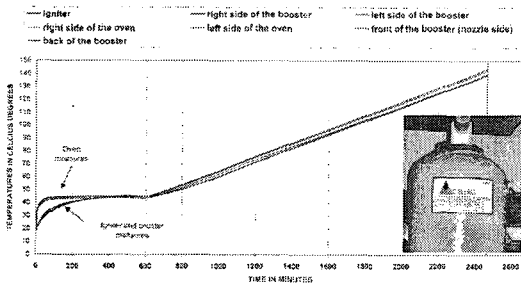


Fig. 6. SCO Test Results of Rocket Motors

Fig. 7은 FCO 시험 결과를 나타낸 것으로 열전대 온도가 540℃ 도달한 시점은 시작점으로 비디오 분석을 하여 반응 시간을 계산한 결과 3분 20초에 반응이 일어났으며, 반응 정도는 추력이 발생하지 않은 type V 반응으로 판정할 수 있었다. 추력이 발생하지 않았다는 것은 노즐 출구에 알루미늄 디스크를 장착하여 추력에 의한 알루미늄 디스크 손상 유무를 살펴보고 반응을 판단할 수 있었다.

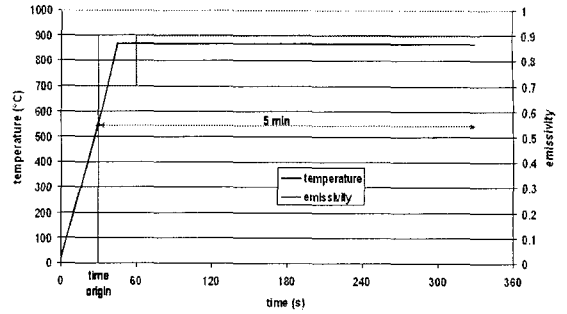


Fig.7. FCO Test Results of Rocket Motors

4. 결론

연소속도가 7 MPa에서 각각 9.8 mm/s, 21.2 mm/s인 두 종류의 HPTB/AP계 추진제를 EDB 추진제를 적용한 둔감 점화기와 하이브리드 연소관으로 구성된 소형 추진기관에 충전하여 MIL STD 2105C 규정에 근거한 2회의 SCO 시험과 FCO 시험을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. SCO 시험 결과 추진기관의 온도는 각각 139℃, 140℃에서 반응이 일어났으며, 두 경우 모두 추력이 발생하는 type IV 반응으로 판정할 수 있었다.
2. FCO 시험 결과 3분 20초에 반응이 일어났으며, 반응 정도는 추력이 발생하지 않은 type V 반응으로 판정할 수 있었다.

참고 문헌

1. G. E. Jensen, Tactical Missile Propulsion, Vol. 170, Progress in Astronautics and Aeronautics.
2. Insensitive Munitions, AGARD-CP-511, 1992.
3. R.J Heaston, "DOD Insensitive Munitions Program", AD-A210 765, 19871.