

## 연소관 내열고무의 내열성능평가를 위한 시험장치 개발

강윤구<sup>a</sup> · 박종호<sup>b,\*</sup>

## A Development of Test Equipment for Thermal Protection Performance on Insulator used in Rocket Motor Chamber

YoonGoo Kang<sup>a</sup> · JongHo Park<sup>b,\*</sup><sup>a</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute - 1<sup>st</sup> Directorate, Agency for Defense Development, Korea<sup>b</sup>Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea\*Corresponding author. E-mail: [jhpark@cnu.ac.kr](mailto:jhpark@cnu.ac.kr)

## ABSTRACT

Test equipment was designed and manufactured to evaluate thermal reaction characteristic of internal insulators of solid rocket motor. Test is allowed up to chamber pressure 2,500 psi, burn-time 100 s. A cross section of test sample part is quadrature, and various test samples can be comparable at the same time. Inner temperature of test sample can be measured by thermocouples during burning. Test was executed in condition of efficient average chamber pressure 1,000 psi, efficient burn-time 10 s and safety of equipment was confirmed. Basic data for understanding thermal characteristics of internal insulator, that is, pressure-time curve, temperature-time curve in the test sample, and thermal destruction thickness of test sample was gained successfully.

## 초 록

고체로켓추진기관 연소관 내열고무의 열반응 특성을 평가하기 위한 모사시험장치를 개발하였다. 시험장치는 연소실 압력 2,500 psi, 연소시간 100 s까지 시험할 수 있으며, 여러 시편을 동시에 상대 비교할 수 있다. 시편 부는 사각 패널로 되어 있으며, 마주보는 두 면에서는 연소시간 동안 시편 내부의 온도 변화를 측정할 수 있다. 시험장치의 안전성을 확인하기 위하여 연소실 유효평균압력 1,000 psi, 유효 연소시간 10 s 시험을 수행하였으며, 내열고무의 열특성 분석에 필요한 기본 데이터들, 즉 연소실의 압력-시간 선도, 재료 내부에서의 온도-시간 선도, 재료의 열과피 두께를 획득하였다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체로켓추진기관), Internal Insulator(내열고무), Thermal Reaction(열반응), Thermal Destruction(열과피)

Received 10 February 2016 / Revised 29 April 2016 / Accepted 5 May 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## 1. 서 론

고체로켓추진기관의 연소실 내부는 추진제가

연소되면서 발생하는 3,000 K 이상의 고온 연소 생성물로 채워지게 되며, 국소적으로 높은 속도를 갖게 된다. 특히 추력 증진을 위해 추진제 내에 알루미늄과 같은 금속 첨가물을 사용하는 경우 응축된 금속 산화물 입자들로 인해 연소실 내부 온도는 더욱 상승하게 된다.

이러한 극심한 열환경 조건하에서 연소시간 동안 혹은 임무시간 동안 연소관 구조물을 일정 온도 이하로 유지시켜주기 위한 열차폐시스템이 필요하다. 이를 위해 SBR (Styrene Butadiene Rubber), NBR (Nitrile Butadiene Rubber), EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) 등과 같은 내열고무가 사용되고 있으며, 내열 및 단열 성능 증진을 위해 Silica, Kevlar, Carbon fiber 등의 각종 필러(Filler)를 첨가하여 사용한다.

열차폐시스템의 최적화를 위해 소재개발과 더불어 내열고무의 열반응 특성 이해와 열반응 예측을 위한 기본데이터의 확보가 필요하며, 이를 위해 실험장치를 활용하거나 모사모타시험 혹은 실제 추진기관시험, 해석 등을 수행한다.

Jia Xiaolong 등[1]은 삭마특성이 좋은 소재개발을 위해 Oxyacetylene을 사용한 실험을 수행하였으며, Cauty F. 등[2]은 열차폐시스템을 최적화를 위해 열반응 예측에 필요한 내열고무 내부 표면의 열 경계조건을 구할 목적으로 실험장치를 사용하였다. Lee Hyungsik 등[3]은 연소가스 중의 액상 슬래그(Slag)가 내열고무에 미치는 영향을 평가하기 위한 모사시험장치를 개발하여 시험을 수행하였으며, McWhorter Bruce[4]는 RSRM (Reusable Solid Rocket Motor)의 연소관 후방돔에 대한 열반응을 확인하기 위하여 실제 추진기관에 열전대를 삽입하여 실시간으로 재료 내부의 온도를 측정하였다. 한편, Stampfl E.과 Landsbaum E.M.[5]은 10여기의 실제 시험결과를 활용하여 연소관 후방돔에 대한 삭마식을 개발하였다. Wirzberger H.과 Yaniv S.[6]는 연소관 후방돔 및 노즐 입구 영역에 대해 연소가스 중의 알루미나 입자로 인한 기계적 삭마를 고려한 열반응 해석 프로그램을 개발하여 열적 효과를 Heat Flux 및 Kinetic Energy Flux와 비교하였다.

본 연구에서는 현재 적용중인 혹은 추후 개발될 내열고무의 열반응 특성 이해 및 내열성능 비교, 열반응 인자 연구 등을 위한 시험장치를 개발하였으며, 시험장치의 안전성 확인을 위한 시험을 수행하였고, 열반응 특성 분석 및 열반응 상수를 구하기 위한 기본 데이터를 확보할 수 있음을 확인하였다.

## 2. 시험 장치

시험장치는 연소관 부, 시편 부, 노즐 부로 구성되어 있으며, 형상은 Fig. 1과 같다. 연소실 압력 2,500 psi, 연소시간 100 초까지 시험이 가능하다.

### 2.1 연소관 부(Chamber Section)

연소관 부는 추진제 충전체 및 연소관 구조체, 연소관 마개, 연소관내열재로 구성되어 있다.

추진제 충전체는 카트리지 타입으로 되어 있으며, 연소시간 조절을 위해 원하는 추진제 양을 충전하고 나머지 부위는 비활성물질(Inert)을 삽입한다. 추진제는 연소시간 동안 시편에 일정한 Heat Flux를 공급하고, 장시간 연소가 가능하도록 End Burning Grain을 사용하였으며, 노즐목 직경을 조절하여 연소실 압력조건을 변화시킬 수 있다. 연소관 구조체 내부에는 연소가스로부터 구조물을 보호하기 위한 연소관단열재가 있다. 연소관내열재는 연소관 부와 시편 부를 연결해 주며, 추진체가 연소되면서 발생하는 가스의 유동을 2차원 축대칭 유동에서 2차원 평판 유동으로 바꾸어 준다.

연소관 후방에는 연소실의 압력을 측정할 수 있도록 압력 홀(Hole)이 있다.

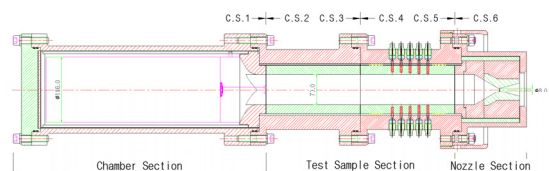


Fig. 1 Cross section of test equipment.

## 2.2 시편 부(Test Sample Section)

시편 부는 천이영역 부와 센서 부, 연결관 구조체로 되어 있다. 천이영역 부는 연소가스가 센서 부에 도착하기 전에 유동을 안정화시키는 역할을 하며, 센서 부와 동일한 소재를 사용한다. 센서 부는 시편의 열반응을 관찰하는 영역이며, 여러 종류의 시편을 장착하여 동시에 내열성능을 상대비교 할 수 있다. 마주보는 두 시편에는 열전대를 삽입하여 연소시간 동안 시편 내부의 온도를 측정할 수 있다.

시편 형상은 Fig. 2와 같다. 시편 중앙에 등간격으로 다섯 개의 열전대를 설치할 수 있는 홀이 있다. 일반적으로 내열고무의 열과괴(Thermal Destruction)가 5.0 mm이하인 경우 연소가스가 노출되는 표면으로부터 0.5 mm 간격으로, 그 이상인 경우 1.0 mm 간격으로 열전대를 배치한다. 홀 마개는 시편과 동일한 소재를 사용한다.

## 2.3 노즐 부(Nozzle Section)

노즐 부는 노즐 조립체와 파열안전덮개로 구성되어 있다.

노즐 조립체는 연결부내열재 및 목삽입재, 목내열재, 목단열재, 노즐 구조체로 구성되어 있다. 연결부내열재는 시편 부와 노즐 부를 연결해주며, 시편 부의 2차원 평판 유동을 다시 2차원 축대칭 유동으로 바꾸어 준다. 목삽입재는 연소시간 동안 시편에 일정한 Heat Flux를 공급할 수 있도록 노즐목의 삭마를 최소화할 수 있는 소재를 사용하였다. 목내열재는 목삽입재에 전달된

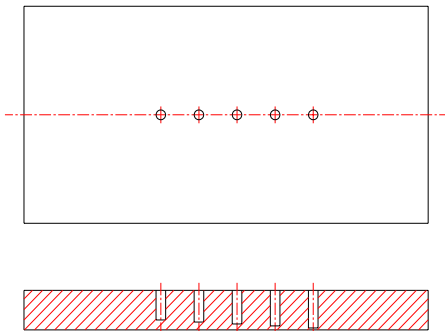


Fig. 2 Shape of test sample.

열이 배면으로 원활하게 빠져 나가도록 하며, 목단열재는 목내열재로부터 전달된 열로부터 구조물을 보호하기 위하여 열을 차단한다. 파열안전덮개는 파열볼트와 더불어 오작동 발생시 발생할 수 있는 안전장치로써, 연소실 압력이 규정 이상으로 상승하면 노즐 조립체가 분리되도록 하였으며, 노즐 조립체의 이탈을 방지한다.

## 3. 시험평가 및 결과

시험장치의 안전 확인을 위한 시험을 수행하였으며, 열반응 특성 분석 및 열반응상수 결정을 위해 필요한 데이터 획득 절차를 수행하였다.

Fig. 3은 압력-시간 곡선이며, 유효연소시간( $\tau_{eff}$ )은 11.65 s이고, 연소실 유효평균압력( $P_{c,eff}$ )은 975.0 psi이다. 여기서 유효연소시간은 연소초기 압력이 100 psi에 도달하는 시간부터 연소말기 압력이 30 psi에 도달하는데 걸린 시간이며, 연소실 유효평균압력은 유효연소시간까지 압력을 적분하여 유효연소시간으로 나눈 값이다.

$$P_{c,eff} = \frac{\int_{\tau_{100psi}}^{\tau_{30psi}} P_c d\tau}{\tau_{30psi} - \tau_{100psi}} \quad (1)$$

Fig. 3에서 연소초기의 압력 상승률이 낮은 것은 연소관에 비활성물질을 사용하지 않고 추진제만 충전하여 초기 자유체적(Free Volume)이 크기 때문이다.

Fig. 4는 연소시간 동안 시편 내부 온도를 깊이별로 보여주고 있다. 그림에서 T-1 - T-5는 연소가스에 노출되는 표면으로부터 1.0 mm - 5.0 mm 까지 1.0 mm 등간격이다. 앞에서 거론한 바와 같이 열전대 삽입 깊이는 열과괴 두께가 5.0 mm 이하인 곳에서는 0.5 mm 간격으로 배치를 해야 하지만 시험장치의 안전성 확인을 주목적으로 하였기 때문에 열전대 깊이를 1.0 mm 간격으로 삽입하였다. 깊이에 따라 온도상승률의 차이가 분명하게 나타나고 있으며, T-4와 T-5는 연소시간 중 온도상승이 미미하다.

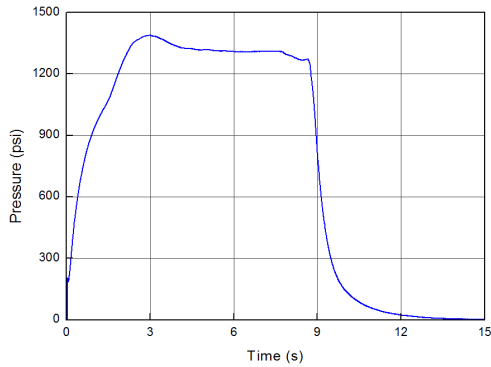


Fig. 3 Pressure-time curve.

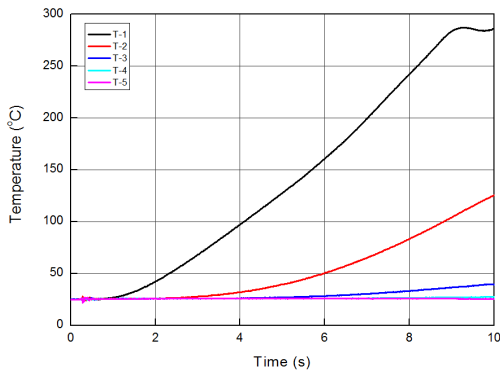


Fig. 4 Temperature-time curve.

Fig. 5는 시험후 조립 부의 상태를 보여준다. 단면 1과 단면 2는 연소관내열재와 천이영역 부가 조립되는 부위, 단면 3과 단면 4는 천이영역 부와 센서 부가 조립되는 부위, 단면 5와 단면 6은 센서 부와 노즐 조립체가 조립되는 부위의 양 단면을 보여주는 것으로써, 연소가스가 조립 부 사이로 침투한 흔적이 발견되지 않았다.

Fig. 6은 시험후 시편의 표면 상태를 보여주고 있으며, 특이현상은 발견되지 않았다. Table 1은 천이영역 부와 센서 부 시편의 열과피두께를 제거한 후의 잔류두께를 측정하여 정리한 것이다. Table 1에서 위치(Angle)는 후방에서 볼 때 Top을 기준으로 시계방향으로 90° 간격으로 4 개의 시편을 의미한다. 측정은 시험장치 전방에서부터 길이 방향으로 20 mm 등간격으로 하였다. 각 시편 모두 길이 방향으로 잔류두께의 편차가 크지 않았지만, 천이영역 부의 평균 열과피 두께

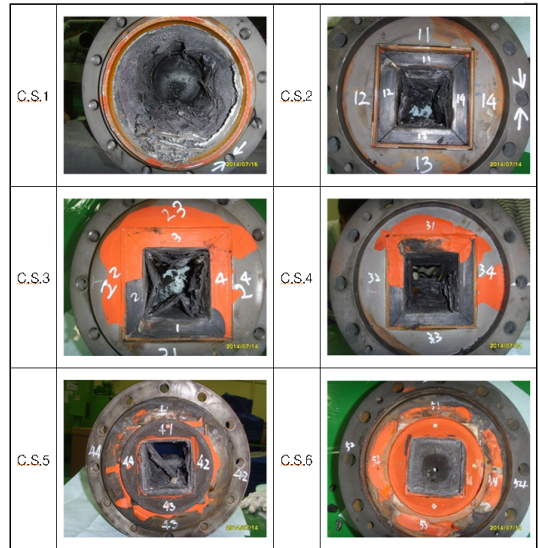


Fig. 5 Shape of assembly part after test.



Fig. 6 Surface shape of test samples after test.

Table 1. Thickness of test samples after test.

(Unit : mm)

Transient Section														
Angle (°)	Start	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	End	Ave. Remained Thickness	Ave. Destruction Thickness
0	21.73	22.02	21.98	21.74	21.92	21.85	21.93	21.87	21.83	21.85	22.30	21.31	21.868	1.13
90	21.33	21.14	21.40	21.46	21.15	21.10	21.07	21.15	21.15	20.89	20.76	20.97	21.131	1.87
180	21.71	21.90	22.05	22.15	21.77	21.89	21.96	22.27	22.27	22.18	21.79	21.34	21.940	1.06
270	22.05	21.59	21.02	21.47	21.43	20.86	21.34	21.46	21.55	21.08	21.33	21.23	21.368	1.63

Test Sample Section														
Angle (°)	Start	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	End	Ave. Remained Thickness	Ave. Destruction Thickness
0	21.89	21.16	21.03	20.88	20.79	20.82	21.12	20.99	20.88	20.77	20.99	22.23	21.129	1.87
90	22.09	21.05	20.84	20.90	20.89	20.81	20.84	20.81	20.88	21.00	21.43	23.07	21.218	1.78
180	21.17	21.05	21.21	21.17	21.17	21.26	21.32	21.25	21.20	20.88	21.11	22.33	21.260	1.74
270	21.85	20.92	21.08	21.31	21.08	21.05	21.14	21.11	21.00	21.52	20.94	22.46	21.288	1.71

의 편차가 시편 부에 비해 크다.

#### 4. 결 론

고체로켓추진기관 연소관 내열고무의 열반응 특성을 평가하기 위한 시험장치를 개발하였다.

시험장치의 안전성을 확인하기 위하여 연소실 유효평균압력 1,000 psi, 유효연소시간 10 s로 시험을 수행하였으며, 내열고무의 열적 성능을 평가하기 위한 기본 데이터인 압력-시간 선도 및 내열고무 내부의 깊이별 온도-시간 선도, 열과피 두께를 획득하였다.

#### References

- Jia, X., Zeng Z., Li, G., Hui D., Yang, X. and Wang, S., "Enhancement of Ablative and Interfacial Bonding Properties of EPDM Composite by Incorporating Epoxy Phenolic Resin," *Composites, Part B* 54, pp. 234-240, 2013.
- Cauty, F., Erades, C. and Godon, J.C., "Experimental Study of the Degradation of an Internal Thermal Insulator," 36<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3329, Jul. 2000.
- Lee, H.S., Kang, Y.G., Lim, S.Y., Oh, J.Y. and Lee, K.H., "A New Test Method to Evaluate Influence of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> to Rubber Insulator in Solid Propellant Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 3, pp. 9-14, 2011.
- McWhorter, B., Ewing, M., Albrechtsen, K., Noble, T. and Longaker, M., "Real-Time Measurements of Aft Dome Insulation Erosion on Space Shuttle Reusable Solid Rocket Motor," 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Fort Lauderdale, F.L., U.S.A., AIAA 2004-3896, Jul. 2004.
- Stampfl, E. and Landsbaum, E.M., "Solid Motor Aft Closure Insulation Erosion," 9<sup>th</sup> AIAA/SAE Propulsion Conference, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 1973-1238, Nov. 1973.
- Wirzberger, H. and Yaniv, S., "Prediction of Erosion in a Solid Rocket Motor by Alumina Particles," 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, A.R., U.S.A., AIAA 2005-4496, Jul. 2005.
- Sheu, S.M., Chu, H.T. and Chou, J.H., "Experimental Study of Ablative Materials by Oxyacetylene Flame Flow System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 5, pp. 1108-1113, 2011.
- Ho, W.K., Koo, J.H., Bruns, M.C. and Ezekoye, O.A., "A Review of Numerical and Experimental Characterization of Thermal Protection Materials-Part III. Experimental Testing," 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2007-5773, Jul. 2007.
- Ahmad, R.A., Morstadt, R.A. and Eaton, A.M., "RSRM and ETM03 Internal Flow Simulations and Comparisions," 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2003-5104, Jul. 2003.
- Misterek D.L., Pace K.K., "Motor Internal Insulation Design Verification and Non-conformance analysis," AIAA 1996-2637, Jul. 1996.