

## 우주발사체 가스발생기용 점화기 개발

권미라\* · 임재혁\* · 최병오\* · 이정복\* · 홍문근\*\* · 이수용\*\*

### Development of a gas generator igniter for a space launch vehicle

Mira Kwon\* · Jae Hyock Lim\* · Byeong O Choi\* · Jungbok Lee\* · Moongeun Hong\*\* · Soo Yong Lee\*\*

#### ABSTRACT

A pyrotechnic igniter with a relatively simple configuration was developed to secure the stable and reliable ignition of the gas generator in space launch vehicles. It was designed not only to provide a sufficient heat flux for the propellant ignition but also to ensure a structural safety under the conditions of very high temperatures and pressures. The burning tests of the igniters have been performed to decide several design parameters, and consequently the performance tests have proved that the pyrotechnic igniter developed in this study meets the design requirements.

#### 초 록

우주발사체 가스발생기의 안정적인 연소를 위한 가스발생기용 점화기로서 설계 구조가 간단한 파이로 점화기를 개발하였다. 개발된 파이로 점화기는 가스발생기 추진제의 점화 및 신뢰성이 보장되는 화염 확산을 위해 충분한 열유량을 추진제에 제공해 줄 수 있으며, 고온/고압 환경을 이겨낼 수 있는 구조적 요구사항을 충족시킬 수 있도록 설계되었다. 제작된 점화기는 성능시험을 통해 요구 성능을 만족함을 확인하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Pyrotechnic Igniter(파이로 점화기), Double Base Propellant (복기 추진제), One Side burning(단면연소)

#### 1. 서 론

발사체에 적용되는 액체추진기관에는 추진제

공급방식에 따라 산화제와 연료 탱크내의 압력을 이용하는 가압식과 터보펌프를 이용하는 터보펌프식이 있다. 우주발사체 전체 무게 감소 등 보다 효율적인 엔진설계를 위해서는 고온의 가스를 이용한 터보펌프식이 유리하며, 터보펌프 구동을 위해 일반적으로 이원추진제 가스발생기가 사용된다.

\* (주)한화

\*\* 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀  
연락처자, E-mail: mirak@hanwha.co.kr

전체 엔진시스템의 정상적인 운영을 위해 가스발생기의 효율적이고 안정적인 연소가 필수적이며, 이에 높은 신뢰성을 담보할 수 있는 가스발생기용 점화시스템의 개발이 필요하다.

본 연구에서는 가스발생기용 점화기로서 점화시스템의 복잡한 설계를 피하고 기술적 용이함을 고려하여 파이로 점화시스템을 개발하였다. 파이로 점화기는 소형고체모터와 같은 개념이라고 할 수 있으며, 착화장치에서 발생한 열에너지가 고체추진제의 표면에 확산/전파되어 고체추진제의 연소를 유도한다. 파이로 점화기 내의 고체추진제의 연소를 통해 생성된 고온의 연소가스 및 화염은 노즐을 통해 배출되어 가스발생기 내의 액체추진제를 점화시키는 역할을 한다. 이러한 파이로 점화기는 가스발생기 내의 액체추진제를 점화시키기에 충분한 열유량(heat flux)을 제공해야 하며, 고온/고압의 환경을 이겨낼 수 있는 구조적 요구사항을 충족시켜 개발해야 한다. 이에 따른 가스발생기용 점화기의 개략적 개발 요구조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Development requirements

Description	Value
Min. mass flow (g/s)	6
Burning time (s)	≥2.5
Operation pressure (Mpa)	5~7
Mass (kg)	≤ 1.98
Dimension (mm)	< 120 × 50

## 2. 본 론

### 2.1 추진제 선정 및 설계

가스발생기용 파이로점화기는 성능 요구조건 만족을 위하여, 연소속도 약 12 mm/s(@1000psi)인 무용제형 복기(Double Base) 추진제를 선정하였다. 복기추진제의 특성은 Table 2와 같다.

Table 2. Double base propellant

Description	Value
Ingredient (%)	- N/C: 49.58 - N/G: 35.4 - Etc.: 14.94
Molecular weight (g)	23.2
Flame temperature (K)	2289 (@1000 psi)
Ratio of specific heats	1.25 (@1000 psi)
Density (g/cm)	1.55
Burning rate (mm/s)	11.672 (@919 psi)

가스발생기용 파이로 점화기는 크기가 120x50 mm보다 작은 크기를 가져야 하며, 2.5초 이상의 연소시간 및 6 g/s 이상의 질유량을 형성해야 한다. 이와 같은 긴 연소시간을 가지면서 점화기 크기를 작게 하기 위해서는 추진제의 연소방향을 고려한 설계가 필요하다. 본 연구의 초기 개발과정에서는 추진제의 단면연소(OS, One Side burning)와 양면연소(DS, Double Side burnig) 방법을 비교 채택하여 추진제의 소형화 및 긴 연소시간과 요구 질유량을 가진 추진제 설계를 진행하였다. 추진제는 단면연소와 양면연소를 위하여 옆면은 ethyl cellulose를 이용하여 난연제 코팅하였으며, 단면연소의 경우, 하부 단면은 추가적으로 silica fiber로 난연제 처리 하였다. 각각의 추진제 형상은 Fig. 1과 같으며, 설계 인자는 Table 3과 같다.

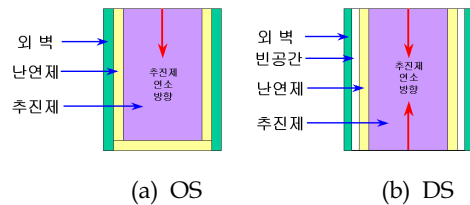


Fig. 1 Propellant design

Table 3. Propellant design factor

Description	OS*	DS**
Operation pressure (MPa)	5 (725 psi)	7 (1015 psi)
Mass flow (g/s)	17.8	25
Burning time (s)	3.7	2.5
Dimension (mm) (diameter x height)	37x40	29.5x60

\*One Side burning, \*\*Double Side burning

각각의 추진제를 적용하여 시험한 결과, DS의 경우는 양면을 동시 점화시키는데 초기 시간 지연이 발생하므로, 더 안정적인 연소현상을 보이는 OS 연소방식이 최종적인 추진제 형상으로 선정되었다. 각각의 연소 시험 결과는 Fig. 2와 같다.

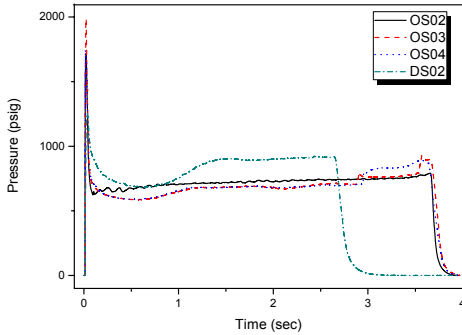


Fig. 2 Pressure curves vs. time for the propellant shape

가스발생기용 파이로 점화기의 추진제 형상을 OS(One Side burning) 모델로 설계 확정 후 추진제의 질유량에 따른 위력 시험을 실시하였다. 시험 조건 및 결과는 Table 4, Fig. 3과 같다. 시험결과 설계인자와 같은 약 1000 psi의 압력과 약 3.5 초의 연소시간을 유지하였다. 그러나 점화기의 노즐에서 10 cm 거리가 떨어진 곳에서 황동판을 설치하여 손상도를 측정한 결과 질유량 16.83 g/s 인 TM-OS-02 모델의 경우 황동판을 심하게 손상시키는 것을 Fig. 4와 같이 관측할 수 있었다.

Table 4. Propellant mass flow test factor

Description	TM*-OS-01	TM-OS-02
Mass flow (g/s)	9.43	16.83
Operation pressure (MPa)	7 (1015 psi)	7 (1015 psi)
Burning time (s)	3.4	3.4
Dimension (mm) (diameter x height)	25.6x40	34.2x40

\*Technical Model

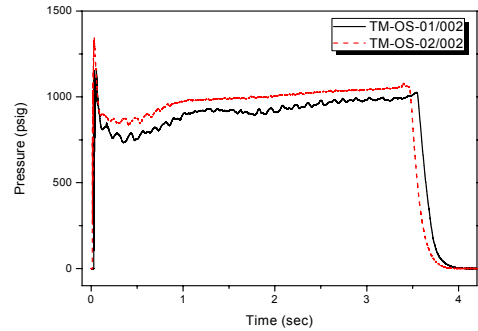


Fig. 3 Pressure curve vs. time to the mass flow of the propellant



Fig. 4 Damage of the brass plate by the flame of TM-OS-02

이에 본 연구에서는 가스발생기 내부의 손상을 최소화하면서 일정 압력과 위력을 제공할 수 있는 TM-OS-01 모델을 적정 질유량으로 선정하였다.

## 2.2 가스발생기용 점화기 설계/제작

설계된 추진제 단면의 동시 점화 및 점화성을 높이기 위하여 보조점화장약으로 B/KNO<sub>3</sub> I-B pellet 이 사용되었으며, 착화기로는 발열선을 사용하는 HWI(hot Wire initiator) type의 800 psi(@10 cc C.B.T) 압력을 내는 착화기가 사용되었다. 보조점화장약 B/KNO<sub>3</sub> I-B pellet 은 점화기 내부에 열손실이 없다고 가정하여, 열역학적 관계식 Eq. 1 을 기초로 계산하여 적용하였다.[1] 그 결과, 적정 보조점화장약으로 0.5 g이 선정되었다.

$$\frac{V_F}{R_i T_{fi}} \frac{dP_c}{dt} = W_i - C_{D_i} A_i P_c \quad (1)$$

( $V_F$ : free volume,  $R_i$ : 기체상수,  $T_{fi}$ : 점화화약의 화염 온도,  $P_c$ : 내부압력,  $W_i$ : 점화기내의 질유량,  $C_{D_i}$ :

점화기 압력확산계수,  $A_i$ ; 노즐목 면적)

가스발생기용 점화기는 구조적 해석을 통해 그 형상 및 재질이 결정되었으며, 기밀 유지를 위해 헤드와 노즐부 사이는 Cu-ring을 적용하였다. 또한, 기밀 유지 및 파열압력 5~7 MPa를 만족하기 위한 rupture disk로써 Nitro cellulose film이 파열시험을 통해 성능 확인 후 적용되었다. 이러한 가스발생기용 점화기의 전체적인 구조는 Fig. 5와 같다.

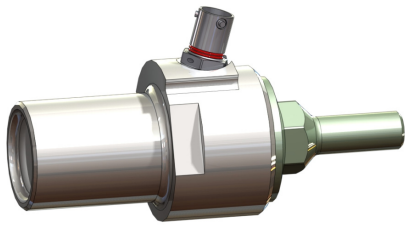


Fig. 5 Gas Generator Igniter(GGI)

### 2.3 성능 시험

제작된 점화기는 Fig. 6과 같이 연소시험을 통해 성능을 확인하였다.

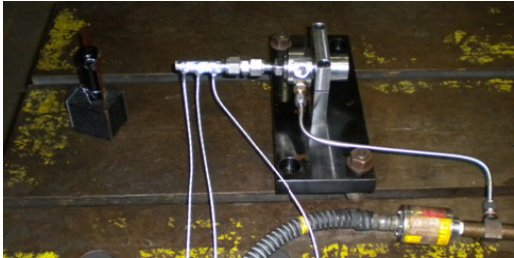


Fig. 6 Burning test of the GGI

### 3. 결과 및 고찰

최종 설계 제작된 점화기의 성능시험 결과, 상온과 저온의 시험결과는 Fig. 7과 같이 거의 동일한 결과를 얻었다. 파이로 점화기 내부의 압력이 형성되기 까지 점화지연 시간은 평균 2.8

msec였으며, 평균 작동 압력은 초기 설계 인자와 같이 1000 psi (= 7MPa)을 유지하였다. 또한, 실제 연소시간은 약 3.5 msec로 예상 연소시간(3.4 msec)과 유사한 값을 얻을 수 있었다. 시험 후 분해 결과 점화기 내부의 기밀은 잘 유지되었으며, 난연제만 남고 추진제의 완전 연소가 이루어졌다.

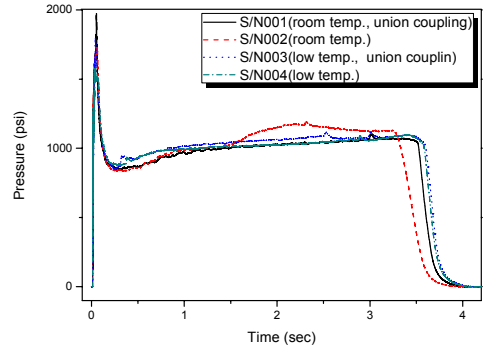


Fig. 7 Pressure curves vs. time for GGI

### 4. 결 론

본 연구는 우주발사체 가스발생기용 점화기 개발을 위해 수행되었으며, 전체적인 성능은 개발요구 조건과 유사한 결과를 얻었다. 본 연구에서 제작된 점화기는 추후 가스발생기와 연계연소시험을 통해 성능 평가를 실시하여 개발의 신뢰성을 확보할 예정이다.

### 참 고 문 헌

1. Howard, W. D., "Solid rocket motor igniters", NASA SP-8051, 1971
2. Joseph, H. M., Pyrotechnics, 6th ed., The Franklin Institute, 1980
3. Alain, D., Solid rocket propulsion technology, Pergamon Press Ltd, 1993