

# 고고도환경을 고려한 SRM 압력계측배관에 관한 연구

이동원\* · 이원복\* · 고현석\*\* · 길경섭\*\*

## Study of a Pressure Tube for Measuring pressure of a Solid Rocket Motor at High Altitude Environment

Dongwon Lee\* · Wonbok Lee\* · Hyeonseok Koh\*\* · Gyoungsub Kil\*\*

### ABSTRACT

When someone measuring for pressure of a Solid Rocket Motor(SRM) at Static Firing Test, generally, used with pressure tube to be filled in Oil. But, if you used pressure tube with oil, you were worried about possibility of spilled oil when you measured pressure in SRM at high altitude environment. Because it usually connected at ignitor. In this paper, We described how to make a pressure tube without oil and matters to be attended to design it.

### 초 록

일반적으로, 고체로켓모타에 대한 지상연소시험을 실시할 경우, 연소관 내부의 압력을 계측하기 위해 압력 계측용 배관에 기름을 채우고 그 끝에 압력센서를 연결하여 사용한다. 통상적으로 사용되어지는 이 방법은 지상연소시험을 실시할 경우에는 특별한 문제가 되지 않으나, 고고도 환경에서 점화되는 고체로켓모타의 압력계측은 배관 기름의 누출로 인한 점화성능 저하가 문제시된다. 이는 배관의 부착 위치가 통상적으로 전방 점화기 부위인 것에 기인한 것이며, 이러한 문제를 해결하기 위하여 본 논문에서는 기름을 사용하지 않는 압력배관을 어떻게 설계하고 검증하였는지에 대해 기술하도록 하겠다.

Key Words: Pressure Tube(압력배관), High Altitude Environment(고고도환경), Solid Rocket Motor(고체로켓모타), Static Firing Test(지상연소시험)

### 1. 서 론

고체로켓모타의 압력을 측정하기 위한 압력배

관은 지상연소시험에 들어가기 전에 빠르고 정확한 계측과, 연소 gas에 의한 열이 센서로 직접 유입되는 것을 막기 위하여 배관에 비압축성 유체인 오일을 채우는 과정을 거친 후 시험을 실시한다. 또한 배관은 시험 실시 직전에 모타에 체결하여 오일의 유출이 최소화되도록 하고 있다.

이러한 오일의 적용은 지상연소시험을 실시하

\* (주)한화 대전공장 개발부

\*\* 한국항공우주연구원 추진제어팀

연락처, E-mail: kaemac@hanwha.co.kr

는데 있어서는 적합하겠으나, 고고도에서 착화되어 연소반응이 일어나는 고고도 비행시험에 있어서는 추진기관 내부로의 오일유출을 고려하지 않을 수 없다.

이것은 일반적으로 압력 측정에 사용되는 배관은 전방부의 점화 구동부에 위치하도록 체결하고 있는 것에 기인한다. 만일 오일이 유출되어 점화안전장치에서 점화기, 혹은 점화기에서 메인 추진기관과 같은 연쇄 점화 반응 중 한 가지를 방해할 경우 추진기관이 가지고 있는 고유의 미션을 수행하지 못하는 불상사가 발생할 수 있기 때문이다.

이러한 문제점의 가능성은 다단 로켓에서 1단 점화 후 하단과 상단이 분리된 후 공중에서 착화되어 점화되기까지 배관에 작용할 수 있는 여러 종류의 충격과 진동에 기인한 것이며, 지상연소시험 시 측정된 추진기관의 진동이 수십g인 것을 감안하면 이것이 무시하지 못할 수준임을 알 수 있다.

이러한 문제점을 해결하기 위한 방안으로 오일을 사용하지 않는 배관을 고려하게 되었으며, 본 논문에서는 이러한 배관의 개발에 대해 언급 하도록 하겠다.

## 2. 배관의 설계

### 2.1 열전달 해석

열전달 해석의 주안점은 압력센서 연결부의 온도가 적정범위를 유지하도록 배관의 길이를 결정하는 것이며, 다음의 Fig. 1에서 보는바와 같은 열전달 모델을 설정하였다.

연소관의 온도는 3000K이고 압력은 1000psi인 경우에 배관 내부에는 속도가 0으로 운동이 없는 정적인 연소가스가 차여 있으며 연소가스와 압력배관, 외부 진공 환경 사이에 열전달이 이루어지는 것으로 단순화하여 고려하였다.

계산을 위해서 길이가 L인 압력계측배관을 동일한 길이의 N개의 노드로 나누었다. 그리고 각 노드간의 열전달을 고려하여 압력센서 연결부까지의 온도를 계산하였다.

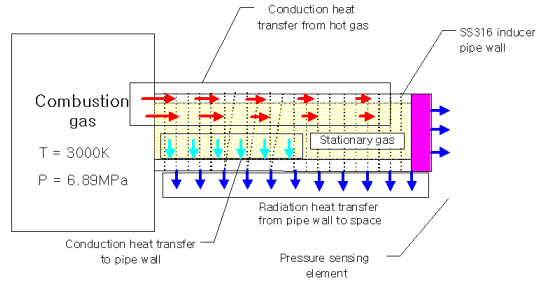


Fig. 1 Heat Transfer Model

작동환경이 밀도가 희박한 고고도 환경인 것을 감안하여 열전달은 연소관 내부의 연소가스로부터 압력계측배관 벽으로의 전도  $q_1$ , 배관 내부를 채우는 가스로의 전도  $q_2$ , 배관 내부를 채우는 가스로부터 압력계측배관 벽으로의 열전도  $q_3$ , 배관 표면으로부터 외부 진공 환경으로의 복사  $q_4$  네 가지를 고려하였다. 각각의 방정식과 해석조건은 다음과 같다.

$$q_1 = k_{tube} \frac{\pi(d-t)t\Delta T}{(L/N)} \quad (1)$$

$$q_2 = k_g \frac{\pi(d-2t)^2\Delta T}{4(L/N)} \quad (2)$$

$$q_3 = k_g \frac{\pi(d-2t)^2\Delta T}{4(L/N)} \quad (3)$$

$$q_4 = \epsilon\sigma\pi d(L/N) T^4 \quad (4)$$

Table 1. Prior Conditions

항목		값
압력배관 (SUS316)	지름, $d$ (mm)	6.35, 9.525
	두께, $t$ (mm)	1.24
	밀도, $\rho$ ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	8000
	열전도계수, $k_{tube}$ ( $\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$ )	15
	비열, $C_p$ ( $\text{J}/\text{kg} \cdot \text{K}$ )	500
	방사율, $\epsilon$	0.3
	초기온도, $T_0$ (K)	300
연소가스	열전도계수, $k_g$ ( $\text{mW}/\text{cm}^2 \cdot \text{K}$ )	12.4
	압력, P (MPa)	6.89
	온도, T (K)	3000

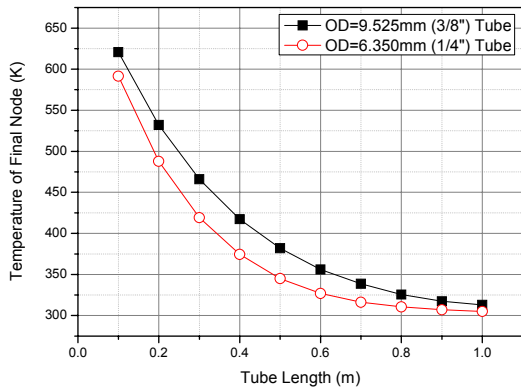


Fig. 2 Node Temperatures

Figure 2는 이러한 해석의 결과를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 압력센서 연결 위치에서 온도가 100℃를 넘지 않기 위해서는 길이가 최소 0.5m 이상이어야 하며, 경량화와 압력센서의 온도특성을 고려하여 직경이 작은 6.35mm 배관을 선택하는 것이 좋다는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 압력배관의 길이는 1±0.5m, 직경은 6.35mm로 기준을 설정하였다.

## 2.2 배관의 형상 설계

배관의 기본적인 형상은 압력배관을 통하여 획득되어지는 데이터의 안전성 등을 고려하여 압력센서가 2EA 체결되게 구성하였다. 또한, 해석결과를 토대로 배관길이가 1m가 되게 하였다. 이를 바탕으로 제시된 초기의 배관형상은 주어지는 진동의 영향을 최소화하기 위하여 전방 돔 부위에 브라켓을 접착하여 배관 고정을 실시하도록 설계하였다.

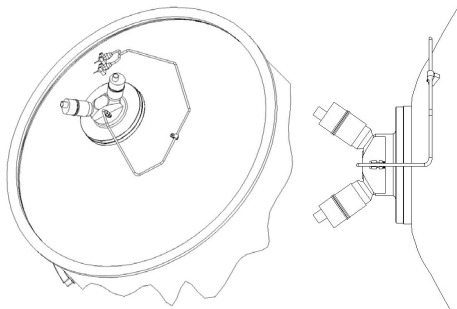


Fig. 3 Initial Design of a Pressure Tube

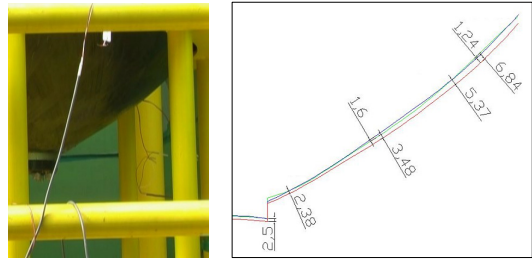


Fig. 4 Head Dome Contour at Hydraulic Test

그러나, Fig. 3에서 보는 바와 같이 배관이 부착되어지는 전방 돔부위가 변형됨을 연소관 수압시험을 통해 확인하였고, 또한 기존 지상연소 시험에서 과도한 진동특성을 나타남을 알고 있었으므로, 돔부위에 부착되는 고정브라켓의 접착 성능을 신뢰하기 어렵다고 판단하여 배관이 접착기 헤드에 고정되도록 설계를 변경하였다.

압력배관을 대형 고체로켓모타 적용시험을 실시하기에 앞서 표준모타 적용 검증시험을 실시하였으며, 이를 통하여 초기 연소 gas가 유입될 때 압력배관의 곡률반경이 작으면 과도한 열집중 현상이 일어남을 확인하였다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 초기 유입부의 곡률반경을 크게 설계하였으며 이렇게 설계되어진 압력배관의 형상은 다음과 같다.

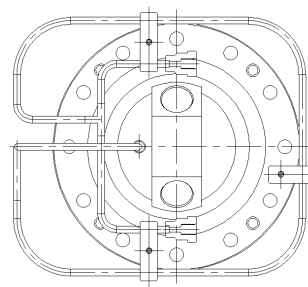


Fig. 5 Final Design of a Pressure Tube

## 3. 배관 시험 및 분석

최종 설계형상으로 제작되어진 배관에 대하여 대형 고체로켓모타에 적용하여 지상연소시험을 실시하였으며, 시험시마다 배관에 온도센서를 부

착하여 나타나는 온도특성을 확인하였다. 온도센서가 부착되어진 위치와 결과는 다음과 같다.

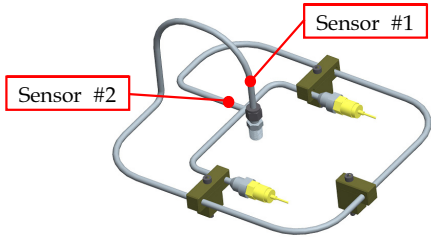


Fig. 6 Thermocouple Location

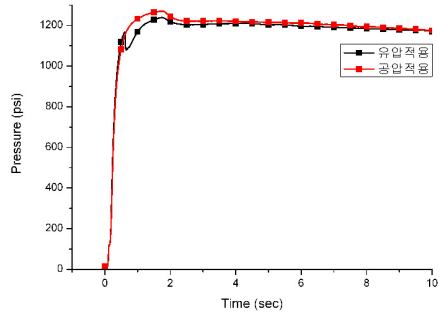


Fig. 7 Comparison between Oil and Air

Table 2. Maximum Temperature

Num.	Sensor #1	Sensor #2
1	96℃	6.1℃
2	115℃	5℃
3	111℃	5.7℃
4	121℃	1.8℃
5	112℃	2.3℃
6	99℃	2.2℃
7	86℃	2.1℃
8	92℃	2.6℃
9	86℃	2.6℃

또한 기름을 사용하지 않음으로써 나타나는 계측특성의 변화를 비교하기 위하여 매질변경에 의한 특성을 비교하였으며 그 결과는 다음의 그림과 같다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 고체로켓모타의 고고도 비행시 압력계측에 필요한 압력배관의 제작에 대해 연구하였다. 열전달을 고려하여 제작된 이 압력배관에 대한 수회에 걸친 시험을 통하여 그 성능과 안전성을 검증하였으며, 전체적인 양상이 안정적으로 동일하게 나타남을 확인하였다.

이러한 과정을 통해 매질 변화에 따른 압력 형성 과정을 비교하여 오일 적용배관에 뒤지지 않는 배관을 개발하였으며, 이를 통해 오일 유출에 따른 착화 성능의 문제 발생 가능성을 배제하였다.