

# 저추력 액체로켓엔진의 추력 측정 장치에 대한 연구

이동형\* · 이양석\* · 고영성\* · 김유\*\* · 김선진\*\*\*

## The Study on the Thrust Measurement System of Low Thrust Liquid Rocket Engine

Donghyeong Lee\* · Yangsuk Lee\* · Youngsung Ko\* · Yoo Kim\*\* · Sunjin Kim\*\*\*

### ABSTRACT

It is very difficult to measure an accurate thrust for the performance test of liquid rocket engine. Liquid rocket engine is attached to the propellant feed system, control valve and many other safety systems. Without considering these effects, thrust data measured from the firing test is not reliable and meaningless. In this research, the modified thrust measurement system, which includes both all these side effects is developed for the verification of low thrust liquid rocket engine performance. In addition, reliability appraisal technique is studied to secure the reliability of thrust measurement system.

### 초 록

액체로켓엔진의 성능 검증에 있어서 가장 큰 비중을 차지하는 것 중 하나는 정확한 추력 측정이 다. 본 연구에서는 기존의 추력 측정 장치를 보완한 저추력 액체로켓엔진의 추력 측정 장치를 개발하여 작은 추력을 발생하는 로켓엔진의 보다 정확한 추력 측정을 가능하도록 하였다. 또한, 추력 측정 장치의 추력 측정 평가 시 고려되는 주요 인자들에 대한 연구를 수행하여 추력 측정 장치의 신뢰도 평가에 관한 기법 및 절차 수립의 기반을 마련하였다.

Key Words : Thrust Measurement System(추력 측정 장치), Reliability Appraisal technique(신뢰도 평가 기법), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Loadcell(로드셀)

### 1. 서 론

우주항공 산업과 유도무기의 발달로 여러 중

류의 다양한 고성능 추진기관의 개발이 요구됨에 따라서 정확한 추력 계측이 요구되고 있다. 본 논문은 이러한 추세에 대응하여 비행체 자세 제어용 추력기와 같은 저추력을 발생하는 액체 추진기관의 추력을 측정할 수 있는 추력 측정 장치(Thrust Measurement System : TMS)에 대한 연구를 수행하였다. 저추력 엔진은 추력 범위

\* 충남대학교 항공우주공학과  
\*\* 충남대학교 기계공학과  
\*\*\* 청양대학교 소방안전관리학과  
연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

가 낮아 추력 측정오차가 측정된 추력에 미치는 영향이 고추력 엔진보다 매우 높으므로 보다 정교한 추력 측정을 위해서는 추력 측정 오차를 최소화할 수 있는 추력 측정 장치가 필요하다.

액체로켓엔진은 추진제 공급 장치를 비롯한 각종 제어 장치 및 측정 센서가 엔진 외부에 부착되어 있으므로 이들의 영향을 무시하고 얻은 추력은 상당한 오차를 포함하고 있으며, 이들의 영향을 최소화함으로써 정확한 추력 측정이 가능해진다[1,2]. 현재까지 국내외적으로 이루어진 추력 측정 장치에 대한 연구는 플렉처, 판형스프링, 베어링 등을 이용하여 이루어졌으나, 초기 연소 시 발생하는 충격을 감쇠하여 추력 측정 장치를 보호하는 역할을 수행하고 있지는 못하고 있다. 따라서 본 연구에서는 미끄럼 방식의 이동형 베드와 공압실린더를 이용하여 기존 추력 측정 장치의 문제점을 해결하고 액체로켓엔진의 추력 측정 시 추력 손실을 야기하는 요소를 최소화하는 추력 측정 장치를 개발하여, 저추력 액체로켓엔진의 추력 측정 정확도를 높이고자 한다.

또한, 본 연구는 단순히 추력 측정 장치의 개발로 끝나는 것이 아니라, 추력 측정 신뢰도 평가 시 고려되는 주요 인자들에 대한 연구를 수행하여 이 인자들을 활용한 추력 측정 장치의 신뢰도 평가 기법 및 절차를 확립하고자 한다.

## 2. 추력 측정 장치

본 연구에서 개발하고자 하는 추력 측정 장치의 정추력(static thrust) 측정 범위는 150~1500 N이며, 추력 측정 오차는 10 N 이하를 만족하도록 한다.

### 2.1 추력 측정 장치의 구성

추력 측정 장치는 추진기관의 추력 성능 평가를 위한 핵심 장치 중의 하나로서, 본 연구에서는 저자가 소속된 실험실이 보유한 하나의 로드셀과 변위측정기를 가지고 추력 손실량을 계산했던 기존의 추력 측정 장치를 보완하여 시스템

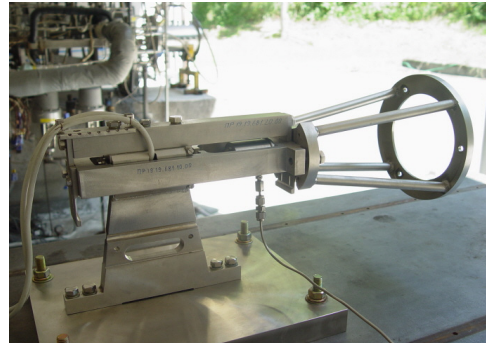


Fig. 1 Installed Thrust Measurement System

자체적으로 calibration이 가능하도록 두 개의 로드셀을 사용하여 추력 측정 장치를 구성하였다. 측정 장치는 크게 로드셀이 장착된 고정 프레임과 공압실린더가 장착된 유동 프레임으로 구성되어 있다. 추력 측정 장치의 핵심 부품인 공압실린더는 벨로우즈 형식으로 내부가 구성되어 있으며, 가압 장치로부터 공급 받은 질소 가스의 압력을 힘으로 바꾸어 일정한 힘을 추력 측정 장치에 공급해주는 역할을 한다. 고정 프레임에 장착된 로드셀은 엔진에서 발생하는 추력을 직접 측정하는 작동로드셀(Working Loadcell, WL)과 공압실린더에서 작용하는 힘을 측정하는 기준로드셀(Reference Loadcell, RL)로 구성된다.

### 2.2 추력 측정 장치의 원리

Figure 2에서 보는 바와 같이 로켓 엔진은 adapter frame에 장착되며, adapter frame에 걸리는 엔진 추력  $F_{MCC}$  (Model Combustion Chamber Thrust)는 유동 프레임 앞에 있는 플랜지에 전달된다. 이 힘은 다시 유동 프레임과 빔에 의해 작동로드셀에 전달된다. 공압실린더 피스톤에 작용하는  $F_R$ 은 공압실린더에 공급되어지는 압력에 의하여 결정된다. 기준로드셀에 걸리는 힘  $F_R$ 의 반발력은 공압실린더, 유동 프레임, 그리고 후방에 위치한 빔에 의하여 추진제 공급 장치를 비롯한 추력 손실이 고려된 힘만 작동로드셀에 전달된다. 작동로드셀과 기준로드셀은 지주에 장착되어 추력 측정 장치의 측정 모듈의 역할을 하며, 위에서 언급된 유동 프레임

에서의 힘들은 III형 플렉시블 플레이트와 지주 (support)를 이용하여 추력 측정 장치 주축에 일직선이 되도록 구성하였다.

### 2.3 추력 측정 장치에서의 추력 해석

액체로켓엔진의 추력 측정은 단순히 로드셀에 의한 것이 아니라, 시스템에 관계된 여러 요소들을 고려해야 하므로 측정의 정확도 역시 복합적인 문제이다. 실제 추력을 측정하기 위해 엔진과 유동 프레임에 작용하는 힘의 벡터 성분을 고려하면 측정 힘에 대한 방정식을 구할 수 있다.

엔진이 연소하는 경우 추력 측정 장치에 작용하는 힘의 균형은 식 (1)로 나타낼 수 있다.

$$F_R = F_{MCC} + F_W + F_{frame} + F_O + F_F \quad (1)$$

여기서,

- $F_{MCC}$  : 로켓 엔진의 추력
- $F_R$  : 기준로드셀에 나타나는 미리 선정한 공압실린더에 걸리는 힘
- $F_W$  : 작동로드셀에 걸리는 힘
- $F_{frame}$  : Adapter frame에 작용하는 총 힘
- $F_O$  : 산화제 배관에 의한 힘
- $F_F$  : 연료 배관에 의한 힘

엔진이 연소하지 않을 경우 측정기의 유동 프레임에 걸리는 힘의 균형은 식 (2)로 나타낼 수 있다.

$$F_{R,i} = F_{W,i} + F_{frame,i} + F_{O,i} + F_{F,i} \quad (2)$$

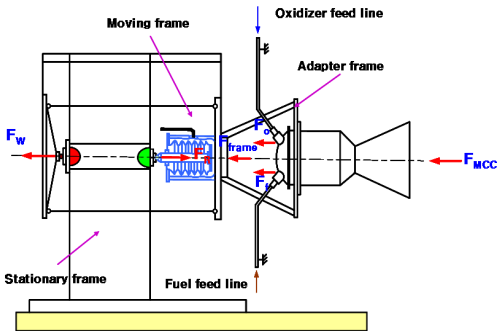


Fig. 2 Thrust Measurement System

여기서,

- $F_{R,i}$  : 기준로드셀에 나타나는 미리 선정한 공압실린더에 걸리는 힘
- $F_{W,i}$  : 연소 전 작동로드셀에 나타난 힘
- $F_{frame,i}$  : 연소 전 Adapter frame에 작용하는 총 힘
- $F_{O,i}$  : 연소 전 산화제 배관에 의한 힘
- $F_{F,i}$  : 연소 전 연료 배관에 의한 힘

식 (2)로부터 연소 전 추력 손실은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$F_{frame,i} + F_{O,i} + F_{F,i} = F_{R,i} - F_{W,i} \quad (3)$$

이 손실은 작동로드셀이나 유동 프레임에 걸리는 힘보다 낮고, 또한 연소 전후에 그 차이가 크지 않기 때문에 식 (3)을 고려하면 식 (1)은 식 (4)로 나타낼 수 있다.

$$F_R = F_{MCC} + F_W + F_{R,i} - F_{W,i} \quad (4)$$

따라서 식 (4)로부터 로켓 엔진의 추력 식을 구하면 다음과 같다.

$$F_{MCC} = F_R - F_W - (F_{R,i} - F_{W,i}) \quad (5)$$

식 (5)에서 알 수 있듯이, 공압실린더에 걸리는 힘  $F_R$ 는 로켓 엔진에서 발생하는 추력보다 크게 해야 한다.

### 3. 신뢰도 평가 기법

개발된 추력 측정 장치의 성능 검증은 정확한 추력 측정을 위해 꼭 수행되어야 하지만, 현재까지 개발된 추력 측정 장치에는 마땅한 검증 기법이 확립되어 있지 않다. 본 연구에서는 액체 추진제를 사용하는 저추력 로켓엔진의 추력 성능을 검증하기 위한 추력 측정 장치를 개발하였으며, 추력 측정 장치의 신뢰도 평가 기법 및 절차를 확립하기 위하여 신뢰도 평가에 영향을 미

치는 주요 요소들에 대한 연구를 수행하였다. 추력 측정 장치의 신뢰도 평가는 기밀시험, 충격시험, 정적하중시험을 통하여 이루어진다. 특히 정적하중 시험에서는 추력 단계별 시험을 이용하여 측정되는 추력의 재현성(repeatability), 히스테리시스(hysteresis), 비선형성(non-linearity)을 산출하였으며, 이들을 통하여 추력 측정 장치의 측정 정확도를 정의하였다.

### 3.1 기밀시험

기밀시험(leak test)은 공압실린더와 공압실린더 압력 공급부의 유체 누설 여부를 판단하는 시험이다. 추력 측정 장치 운용 시 공압실린더에 공급되는 유체의 압력 섭동은 0.3% 이내로 유지되어야 한다[5]. 따라서 공압실린더에 연결되어 있는 배관, 밸브 및 각종 장비의 누설은 공압실린더 내의 압력 섭동에 영향을 주기 때문에 실험에 임하기 전에 반드시 실시되어야 하며, 기밀시험을 통하여 공압실린더의 압력 섭동 조건을 파악하고자 한다.

### 3.2 충격시험(고유주파수 측정 시험)

본 연구에서는 추력 측정 장치 및 주변 장치들의 고유진동수를 파악하기 위하여 충격시험(impact test)을 수행하였다. 측정된 고유진동수를 통하여 액체로켓엔진의 연소 불안정에 영향을 미치는 추진제 공급시스템에서 발생할 수 있는 저주파 및 중주파 대역과의 공진 발생가능성 유무를 판단하였으며, 이 주파수 대역의 감쇠를 통하여 로켓엔진 보호 및 추력 측정 장치의 안정성을 확보하여 추력 측정 장치의 추력 측정 정확도를 높이고자 한다[3,4].

추력 측정 장치를 포함한 각 장치들의 고유진동수( $f_n$ )는 다음 식 (6)을 통하여 구할 수 있다.

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (6)$$

여기서,  $k = \text{stiffness}(N/m)$ ,  $m = \text{mass}(kg)$

각 장치들의 mass 및 stiffness를 정확하게 알 수 없으므로 고유진동수의 값을 식 (6)을 통해

구하는 것은 사실상 어려운 일이다. 하지만 충격시험을 통해 얻어진 데이터의 주파수 분석을 통하여 각 장치들의 고유진동수 영역 대를 예측할 수 있으므로, 추력 측정 장치 및 주변 장치들의 고유진동수 파악이 가능하다.

### 3.3 정적하중 시험

정적하중 시험(static load test)은 연소시험 전에 실시하여 추력 측정 장치의 측정 정확도 평가 및 연소 전 추력 손실 값을 산출한다. 또한 정적하중 시험을 연소시험 전후에 각각 실시하여 연소시험으로 인한 추력 측정 장치의 추력 측정 오차를 비교할 수 있으며, 이 때 측정된 추력 오차의 차이는 0.5% 이내이어야 한다[5]. 추력 측정 장치의 추력 측정 정확도는 신뢰도 평가를 위해 고안한 추력 단계별 시험(Step test)을 이용하여 판단한다.

본 연구에서는 추력 측정 장치의 정확도를 판단하기 위해서 재현성, 히스테리시스, 비선형성을 측정하여 세 가지 오차의 총 합을 추력 측정 장치의 총 오차로 정의하였다.

#### 3.3.1 재현성(repeatability)

재현성은 동일 하중, 동일 작동 환경조건에서 주어진 하중에 대한 측정된 하중 값의 일치하는 정도를 나타낸다. 추력 측정 장치의 재현성 평가를 위하여 평균 표준 편차(average standard deviation)를 사용하였으며, 재현성은 공압실린더에 미리 선정된 기준로드셀에 측정된 값의 최대차이에 대한 측정 추력 값의 오차범위를 %로 나타낸 것이다. 재현성은 아래 식 (7)을 통하여 산출되어진다.

$$\text{Repeatability}(\%) = \frac{\sigma}{F_{R,\max} - F_{R,\min}} \times 100 \quad (7)$$

#### 3.3.2 히스테리시스(hysteresis)

히스테리시스는 동일 하중 작용 시 측정된 하중 값의 최대차이를 나타낸다. 즉, 히스테리시스는 하중 및 역 하중에서 평균 손실함수의 최대차이를 의미하며, 재현성과 마찬가지로 공압실린더에 미리 선정된 기준로드셀에 측정된 값의 최

대 차이에 대한 평균 손실함수의 차이를 %로 나타낸 것이다. 히스테리시스 오차는 아래 식 (8)을 통하여 산출되어진다.

$$Hysteresis(\%) = \frac{|\Delta(\bar{F}_{up} - \bar{F}_{down})|}{\bar{F}_{R,max} - \bar{F}_{R,min}} \times 100 \quad (8)$$

### 3.3.3 비선형성(non-linearity)

비선형성은 하중의 각 단계에서의 측정값과 이를 선형으로 가정하고 구한 값의 최대차를 나타낸다. 비선형성은 공압실린더에 미리 선정된 기준로드셀에 측정된 값의 최대 차이에 대한 선형·비선형 값의 차이를 %로 나타낸 것으로 아래 식 (9)를 통하여 산출되어진다.

$$Nonlinearity(\%) = \frac{|(V_{W,max})_l - (V_{W,min})_{non}|}{\bar{F}_{R,max} - \bar{F}_{R,min}} \times 100 \quad (9)$$

### 3.3.4 추력 측정 장치의 총 오차

추력 측정 장치의 정확도는 재현성, 히스테리시스, 비선형성 오차의 총 합으로 정의된다.

$$E_{total}(\%) = \pm 2r \pm h \pm n \quad (10)$$

여기서,

$r$  : 재현성 오차

$h$  : 히스테리시스 오차

$n$  : 비선형성 오차

$E_{total}$  : 추력 측정 장치의 총 오차 (%)

추력 측정 장치의 신뢰도 평가는 각각의 오차를 합한 총 오차를 통하여 이루어진다. 추력 측정 장치의 총 오차는 최대 추력에 대한 추력 측정 오차 범위를 나타내며, 측정 오차가 10 N 이내(0.67% 이하)가 되어야한다.

## 4. 결 론

본 연구에서는 벨로우즈 형식의 공압실린더를

바탕으로 추력 측정 시 순수한 액체로켓엔진의 추력에 반하는 요소를 최소화한 추력 측정 장치를 개발하여 액체추진제를 사용하는 저추력 로켓엔진의 추력 측정 정확도를 향상시킬 수 있는 기반을 마련하였다. 이와 더불어 공압실린더의 댄핑 효과로 연소 초기에 발생하는 충격으로부터 추력 측정 장치를 보호할 수 있도록 하였다.

추력 측정 장치의 크기는 600X300X270 mm, 무게는 10 kg이며, 장착 가능한 최대 허용 엔진 중량은 15 kg이다. 추력 측정 범위는 150~1500 N이며, 엔진에 의해 발생하는 최대 추력 측정 한계는 1800 N이다.

또한, 추력 측정 장치의 추력 측정 신뢰도를 확보하기 위하여 추력 측정 정확도에 영향을 미치는 주요 인자에 대한 연구를 수행하여 추력 측정 장치의 신뢰도 평가를 위한 기법 및 절차를 확립하였다. 향후 본 연구에서 정립한 신뢰도 평가 기법 및 절차를 이용하여 추력 측정 장치의 추력 측정 정확도를 평가할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 박수환, 박희호, 김유, 김형욱, "액체로켓의 추력 측정 시스템 개발", 한국추진공학회지, Vol. 5, No. 2, 2001, pp. 16~23
2. 박수환, 박희호, 김유, 조남춘, 금영탁, "액체로켓 엔진에서의 추력 측정 장치 개발과 calibration에 관한 연구, 한국추진공학회지, Vol. 6, No. 1, 2002, pp. 39~46
3. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements" 7th edition, Wiley Interscience. 2001.
4. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992
5. R. A. Palazian, N. M. Pidorin, V. V. Filimonov, O. B. Korostelev, O. M. Stepanetz, "Thrust Measurement System for Model Combustion Chamber CIY-5000, NIICHIMMASH, 2000, pp.4-24