

## 저추력 액체로켓엔진의 추력 측정 장치 개발 및 신뢰도 평가 기법에 관한 연구

이동형\* · 이양석\* · 고영성\* · 김 유\*\* · 김선진\*\*\* · 문일윤\*\*\*\* · 이형술\*\*\*\*\*

### The Study on the Development of Thrust Measurement System and Reliability Appraisal Technique for Low-Thrust Liquid Rocket Engine

Dong-Hyeong Lee\* · Yang-Suk Lee\* · Young-Sung Ko\* · Yoo Kim\*\* · Sun-Jin Kim\*\*\* · Il-Yoon Moon\*\*\*\* · Hyung-Sool Lee\*\*\*\*\*

#### ABSTRACT

Accurate thrust measurement is very important when developing an engine of propulsion system. Especially for a low thrust liquid rocket engine(LRE), accuracy of thrust is seriously affected by thrust measurement errors and thrust losses which are caused by propellant supply system. In this study, a new thrust measurement system is developed for accurate thrust measurement of a low thrust LRE by minimizing these effects. Its thrust measurement range is 150~1500N and the maximum error is below 10N. Also, a reliability appraisal technique is investigated to improve reliability and accuracy of the thrust measurement system.

#### 초 록

추진기관의 개발 단계에 있어서 정확한 추력 성능 평가는 매우 중요한 부분을 차지한다. 특히 저추력 액체로켓엔진의 경우 측정오차 및 추진제 공급시스템으로 인한 추력 손실이 측정된 추력에 미치는 영향은 상당하다. 본 연구에서는 이들의 영향을 최소화하는 기존의 추력 측정 장치를 보완한 정 추력 측정 범위 150 ~ 1500 N, 추력 측정오차 10 N 이하의 추력 측정 장치를 개발하여 작은 추력을 발생하는 액체로켓엔진의 정확한 추력 측정을 가능하도록 하였다. 또한, 추력단계별시험을 바탕으로 신뢰도 평가 기법을 확립하여 본 연구에서 개발한 추력 측정 장치의 추력 측정 정확도 및 신뢰성을 향상시켰다.

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

† 2009년 3월 20일 접수 ~ 2009년 6월 9일 심사완료

\* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과

\*\* 중신회원, 충남대학교 기계공학과

\*\*\* 정회원, 청양대학교 소방안전관리학과

\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀

\*\*\*\*\* 정회원, 국방과학연구원 4본부 1부  
연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

#### 1. 서 론

최근 항공우주 산업과 유도무기의 발달로 인해 다양한 추력 범위의 고성능 추진기관이 개발

되고 있으며, 이에 따라 다양한 범위의 정확한 추력 계측이 요구되고 있다. 일반적으로 저추력 추진기관은 고추력 추진기관에 비해 상대적으로 추력 측정오차가 측정된 추력에 미치는 영향이 크므로, 보다 정교한 추력 측정을 위해서는 추력 측정오차를 최소화할 수 있는 추력 측정 장치가 필요하다[1,2].

액체로켓엔진은 추진제 공급 장치를 비롯한 각종 제어장치 및 측정 센서가 엔진 외부에 부착되어 있기 때문에 이들이 가져오는 추력 손실로 인해 로드셀에서 나타나는 추력과 실제 추력과는 상당한 차이가 있다. 더욱이 저추력의 액체로켓일 경우 이런 외부 요소들에 의한 영향은 더욱 크기 때문에 이들의 영향을 추력 측정 시 고려함으로써 정확한 추력 측정이 가능해진다[3~5]. 현재까지 국내외적으로 수행된 추력 측정 장치에 대한 연구는 고체추진기관을 중심으로 플렉처, 판형스프링, 베어링 등을 이용하여 이루어졌으며, 액체로켓엔진의 추진제 공급시스템으로 인한 추력 손실 부분에 대한 연구는 상대적으로 미흡한 실정이다[6~9]. 또한 개발된 추력 측정 장치의 상당부분이 초기 연소 시 발생하는 추력 증가 및 이상 연소로 인한 충격을 감쇠하여 추력 측정 장치를 보호하는 역할을 수행하고 있지 못하는 등 아직 많은 문제점을 가지고 있다. 따라서 본 연구에서는 저추력 액체로켓엔진의 보다 정확한 추력 측정을 위한 추력 측정 장치(TMS : Thrust Measurement System)의 개발과 검증에 대한 연구를 수행하였다.

## 2. 추력 측정 장치

본 연구에서는 공압 장치를 이용하여 추력 측정 장치에 일정한 힘을 유지시켜 추력 측정 시 액체로켓엔진의 외부 부착장치에 의한 추력 손실의 요소를 반영함으로써 정확한 추력 측정이 가능하도록 하였다. 또한 추력 손실량을 최소화하고자 힘의 작용 방향으로 이동이 원활한 유동프레임을 적용하였으며, 향후 개발될 추력 150, 200, 500, 1500 N 이원추진제 추력기의 정확한

추력 성능을 평가하고자 추력 측정범위 150~1500 N, 추력 측정오차는 최대 추력 값에 대한 10 N 이하(0.7%)의 오차를 만족하는 추력 측정 장치를 설계하였다.

### 2.1 추력 측정 장치의 구성

본 연구에서는 하나의 로드셀(load cell)과 변위 측정기를 이용하여 추력 손실량을 계산했던 기존의 추력 측정 장치를 보완하여, 시스템 자체적으로 보정(calibration)이 가능하도록 두 개의 로드셀을 사용하여 추력 측정 장치를 구성하였다[2,4,5]. 추력 측정 장치의 구성도와 설계 개념은 Fig. 1과 같다.

#### 2.1.1 고정프레임(Stationary frame)

고정프레임은 추력 측정 장치의 측정 모듈인 작동로드셀과 기준로드셀을 장착하는 지주(支柱)를 의미하며, 받침대에 결합하여 연소시험대에 단단히 고정된다.

#### 2.1.2 유동프레임(Moving frame)

공압실린더가 장착된 유동프레임은 공압실린더에서 발생하는 힘을 기준로드셀에 전달하고 로켓에서 발생하는 추력을 작동로드셀에 전달하는 장치이다.

#### 2.1.3 어댑터 프레임(Adapter frame)

로켓엔진을 장착하기 위한 어댑터 프레임은 유동프레임에 결합되어 로켓엔진의 추력을 유동프레임에 전달하는 역할을 한다.

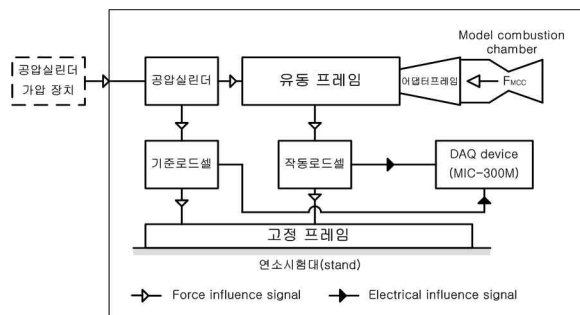


Fig. 1 Scheme of Thrust Measurement System

#### 2.1.4 제한 지지대(Limiting support)

로켓이 폭발할 경우와 같은 로켓엔진에 이상 연소가 발생할 경우 유동프레임의 과도한 수평 이동을 방지하여 로드셀과 공압실린더의 파손을 방지하는 역할을 한다.

#### 2.1.5 공압실린더

추력 측정 장치의 핵심 부품인 공압실린더는 내부가 벨로우즈 형식으로 구성되어 있으며, 가압 장치로부터 공급받은 질소가스의 압력을 힘으로 바꾸어 일정한 힘을 추력 측정 장치에 공급해주는 역할을 한다. 즉, 이 힘으로 인하여 연소시험과 신뢰도 평가 시에 로드셀에 일정한 힘이 걸리게 되는 데, 공압실린더에 의한 이 모사 추력 발생을 바탕으로 본 추력 측정 장치는 시스템 자체적인 보정이 가능하게 되며 또한 신뢰도 평가를 위한 추력단계별 시험의 기본원리가 된다. 공압실린더는 추력 측정 장치의 추력 측정 범위를 고려하여 유효면적  $6.3 \text{ cm}^2$ , 작동 공간 체적  $0.1 \text{ l}$  이하, 작동 압력범위  $0 \sim 3.0 \text{ MPa}$ 이며, 최대 허용 압력범위  $3.2 \text{ MPa}$  이하로 설계하였다.

#### 2.1.6 로드셀

추력 측정 장치의 고정프레임에 장착된 로드셀(DIS-180)은 엔진에서 발생하는 추력을 직접 측정하는 작동로드셀(Working Loadcell, WL)과 공압실린더에서 작용하는 힘을 측정하는 기준로드셀(Reference Loadcell, RL)로 구성된다. 로드셀의 추력 측정 범위는  $0 \sim 1800 \text{ N}$ 이며, 허용 운용 온도 범위는  $-50 \sim 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 이다.

#### 2.1.7 III형 플렉시블 플레이트와 지지대

공압실린더가 장착된 유동프레임은 전후 두 개의 III형 플렉시블 플레이트와 하나의 지지대를 이용하여 고정프레임의 로드셀과 추력 측정 장치의 추력 축에 일직선이 되도록 구성하였으며, III형 플렉시블 플레이트의 강성에 따라 유동프레임의 이동이 제한된다. III형 플렉시블 플레이트는 최대 추력 발생 시  $4 \mu\text{m}$ 의 변위를 갖는다.



Fig. 2 Limiting Support and Pneumatic Cylinder



Fig. 3 Loadcell and Fixation Ring

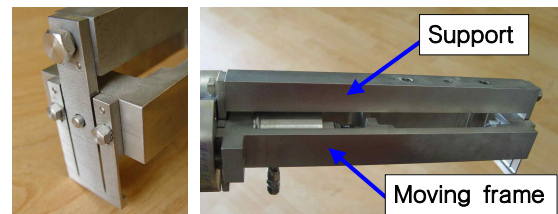


Fig. 4 III-type Flexible Plate and Support

Figure. 5에서 보는 바와 같이 조립된 추력 측정 장치는 받침대(prop)에 장착한 후 연소시험대에 설치하였다. 추력 측정 장치의 최대 추력 측정 한계는  $1800 \text{ N}$ 이며, III형 플렉시블 플레이트의 강성과 유동프레임에 작용하는 모멘트를 고려하여 추력 측정 장치에 장착 가능한 최대 허용 엔진 중량은  $15 \text{ kg}$ 이다.

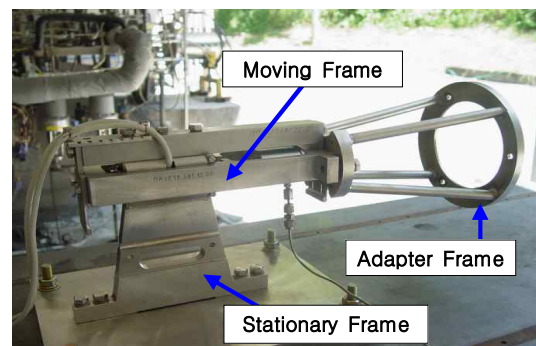


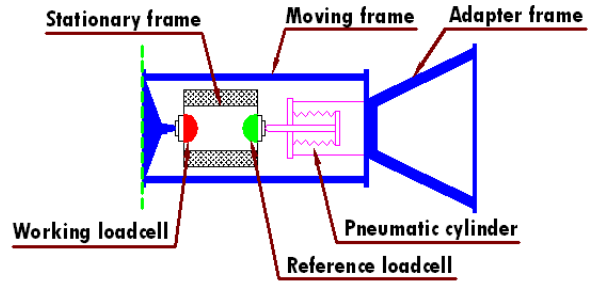
Fig. 5 Installed Thrust Measurement System

## 2.2 추력 측정 장치의 추력 측정 원리

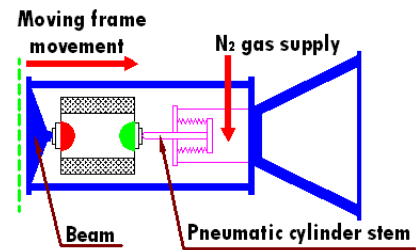
추력 측정 장치의 기본원리는 미리 추력 측정 장치에 일정한 힘을 가해 추력 손실을 가져오는 요소를 반영한 추력 값을 얻는 것으로, 이를 위해서 연소시험 동안 일정한 힘을 유지해 줄 수 있는 장치가 필요하며 본 연구에서는 벨로우즈 형식의 공압실린더를 사용하였다. 여기서 중요한 것은 로드셀이 장착된 고정프레임은 움직이지 않는 구조물이며, 공압실린더가 장착된 유동프레임은 힘의 작용 방향으로 움직이는 구조물이라는 점이다.

연소시험 전 추력 측정 장치는 Fig. 6(a)와 같이 평형상태를 유지하며 두 로드셀은 하중이 걸려있지 않은 상태이다. 앞서 설명하였듯이 추력 측정 장치에 일정한 힘을 가하기 위해 공압실린더에 질소가스를 공급하게 되는 데, 이 때 질소가스에 의해 Fig. 6(b)에서 보는 바와 같이 공압실린더의 벨로우즈가 수축하면서 스템(stem)이 공급된 질소가스의 압력에 해당하는 힘으로 기준로드셀을 누르게 된다. 기준로드셀은 고정프레임에 장착되어 움직이지 않으므로, 공압실린더가 장착되어 있는 유동프레임은 이 힘에 대한 반작용으로 Fig. 6(b)와 같이 우측으로 이동하게 된다. 우측으로 유동프레임이 이동하면서 후방 빔에 장착된 스톡(stalk)에 의하여 작동로드셀에도 일정한 힘이 걸리게 된다. 만약 액체로켓엔진에 장착된 추진제 공급배관 및 각종 제어장치와 유동프레임의 이동에 따른 손실이 없다면 기준로드셀에 걸리는 힘과 작동로드셀에 걸리는 힘은 같게 될 것이다. 이로써 추력 측정 장치의 두 로드셀에는 공압실린더에 질소 가스가 공급됨으로써 일정한 힘이 걸려있게 된다.

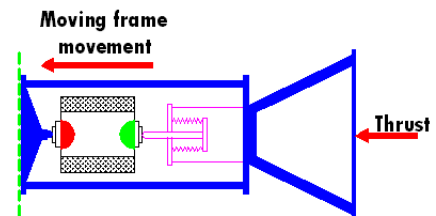
엔진이 연소하게 되면 추력의 발생으로 인하여 유동프레임은 Fig. 6(c)와 같이 추력 방향으로 움직이게 되며, 작동로드셀에 가해지는 힘은 추력의 크기만큼 줄어들게 된다. 이 경우 역시 추진제 공급배관 및 각종 제어장치와 유동프레임의 이동에 따른 손실이 없다면 작동로드셀에는 추력에 해당하는 힘만큼 감소된 양이 계측될 것이다.



(a) Initial State of TMS



(b) State of Nitrogen Gas Supply



(c) State of Thrust Generation  
Fig. 6 Operating Principle of TMS

## 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. 본 연구에서 개발한 추력 측정 장치에서 계측되는 액체로켓엔진의 실제 추력은 엔진과 유동프레임에 작용하는 힘의 벡터 성분을 고려한 측정 힘에 대한 방정식으로 나타낼 수 있다.

연소시험 전 공압실린더에 엔진의 최대 설계 추력을 고려한 압력이 설정되며, 이 압력에 의해 기준로드셀에  $F_{R,i}$ 의 힘이 인가된다. 공압실린더에 공급되는 압력에 의해 기준로드셀에 걸리는

힘  $F_{R,i}$ 의 반발력은 공압실린더가 장착되어있는 유동프레임에 전달되며, 이 힘은 유동프레임 후방에 위치한 빔에 의하여 추진제 공급배관을 비롯한 추력손실이 고려된 힘  $F_{W,i}$ 가 작동로드셀에 전달된다.

Figure 7에서 보는 바와 같이 액체로켓엔진은 어댑터 프레임에 장착되며, 엔진이 연소할 때 발생하는 엔진 추력  $F_{MCC}$  (Model Combustion Chamber Thrust)는 어댑터 프레임을 통하여 유동 프레임 앞에 있는 플랜지에 전달된다. 이 힘은 다시 유동 프레임과 빔에 의해 작동로드셀에 전달된다.

엔진이 연소하는 경우 추력 측정 장치에 작용하는 힘의 균형은 Eq. 1로 나타낼 수 있다.

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

여기서,

- $F_{MCC}$  : 로켓엔진의 추력
- $F_R$  : 공압실린더에 공급되는 압력에 의해 기준로드셀에 걸리는 힘
- $F_W$  : 작동로드셀에 걸리는 힘
- $F_{frame}$  : 유동프레임의 이동에 따른 손실
- $F_O$  : 산화제 배관에 의한 힘
- $F_F$  : 연료 배관에 의한 힘

엔진이 연소하지 않을 경우( $F_{MCC} = 0$ ) 추력 측정 장치의 유동 프레임에 걸리는 힘의 균형은 Eq. 2로 나타낼 수 있다.

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

여기서,

- $F_{R,i}$  : 공압실린더에 공급되는 압력에 의해 기준로드셀에 걸리는 힘
- $F_{W,i}$  : 미연소 시 작동로드셀에 걸리는 힘
- $F_{frame,i}$  : 미연소 시 유동프레임의 이동에 따른 손실

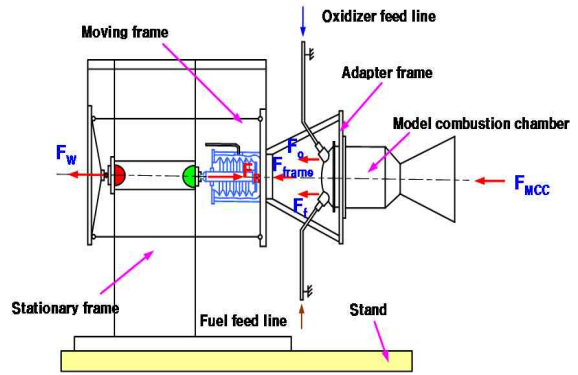


Fig. 7 Thrust Analysis in TMS

- $F_{O,i}$  : 미연소 시 산화제 배관에 의한 힘
- $F_{F,i}$  : 미연소 시 연료 배관에 의한 힘

Equation 2로부터 미연소 시 액체로켓엔진의 추진제 공급배관과 유동프레임의 이동에 따른 손실을 포함한 추력 측정 장치에서 발생하는 추력손실( $F_{loss}$ )은 Eq. 3과 같이 표현할 수 있다.

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

이 손실은 연소 시와 미연소 시 그 차이가 크지 않기 때문에 로켓엔진 연소 중 발생하는 추력 손실 항을 포함한 Eq. 1은 Eq. 3에 의하여 Eq. 4로 나타낼 수 있다[1~4].

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

따라서 Eq. 4로부터 로켓엔진의 추력은 Eq. 5로 나타낼 수 있다. 즉, 공압실린더에 공급되는 압력에 의해 기준로드셀에 걸리는 힘에서 연소 시험 중 작동로드셀에 나타나는 힘과 추력손실을 빼면 실제 엔진의 추력을 구할 수 있다.

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

예상보다 실제 추력이 클 경우와 이상 연소현상으로 인한 추력 증가를 대비하고, 예기치 못한 사고 발생 시 유동프레임을 비롯한 장비의 파손을 완화하기 위하여 공압실린더에 의해 기준로

드셀에 걸리는 힘  $F_R$ 은 로켓엔진의 최대 설계 추력보다 30%정도 크도록 그에 상응하는 압력을 공압실린더에 공급한다[2,3]. 즉 본 연구에서 개발한 추력 측정 장치는 공압실린더의 댐핑(damping) 효과에 의하여 연소 시 예기치 못한 소규모의 폭발이 있을 경우 충격 하중을 완화하여 작동로드셀과 기준로드셀을 포함한 측정 모듈을 보호할 수 있다.

### 3. 신뢰도 평가 기법

추력 측정 장치의 신뢰도 평가는 기밀시험, 충격시험, 추력단계별시험을 통하여 이루어진다. 특히 추력단계별시험을 통하여 측정되는 추력의 재현성(repeatability), 히스테리시스(hysteresis), 비선형성(non-linearity) 오차를 산출하였으며, 이들을 통하여 추력 측정 장치의 측정 정확도를 정의하였다.

#### 3.1 기밀시험

기밀시험(leak test)은 공압실린더와 공압실린더 압력공급부의 유체 누설 여부 및 공압실린더의 압력 섭동 여부를 판단하는 시험이다. 추력 측정 장치 운용 시 본 시스템의 핵심 요소인 공압실린더의 압력 섭동은 0.3% 이내로 유지되어야 한다[2,3]. 따라서 공압실린더에 연결되어 있는 배관, 밸브 및 각종 장비의 누설은 공압실린더 내의 압력 섭동에 영향을 주기 때문에, 추력 측정 전에 반드시 실시되어야 한다.

#### 3.2 충격시험(고유진동수 측정 시험)

추력 측정 장치의 고유 진동수( $f_n$ )는 Eq. 6을 통하여 구할 수 있다.

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

여기서,  $k$  = stiffness( $N/m$ ),  $m$  = mass( $kg$ )

대부분의 경우 구하고자 하는 각 장치들의

mass 및 stiffness를 정확하게 알 수 없으므로 고유 진동수를 Eq. 6을 통해 구하는 것은 사실상 어려운 일이다. 하지만 충격시험(impact test)을 통해 얻어진 데이터의 주파수 분석을 통하여 각 장치들의 고유진동수 대역을 예측할 수 있으므로, 추력 측정 장치의 고유진동수 파악이 가능하다. Eq. 6에서 보면 고유진동수에 영향을 미치는 주요인자는 각 장치의 질량과 강성이며, 이 점에 착안하여 본 연구에서는 모사하중을 통하여 추력 측정 장치를 지지하고 있는 스탠드의 상태(스틸 및 콘크리트 스탠드)와 결합방법에 따른 추력 측정 장치의 고유진동수 변화 특성을 고찰하였다. 즉 본 연구에서는 추력 측정 장치와 스탠드의 개별적인 고유진동수 특성을 보고자하는 것이 아니라 추력 측정 장치와 스탠드의 질량이 합쳐진 하나의 시스템적인 고유진동수 특성을 보고자 한다. (이하 편의상 이 시스템의 고유진동수를 추력 측정 장치의 고유진동수로 설명한다.)

충격시험을 통하여 측정된 고유진동수영역을 바탕으로 액체로켓엔진의 연소불안정에 영향을 미치는 추진제 공급시스템에서 발생할 수 있는 저주파 및 중주파 대역과의 공진 발생가능성을 판단할 수 있으며, 본 연구에서는 추력 측정 스탠드의 질량 변화를 통하여 이 시스템의 고유진동수 대역을 저주파 대역으로의 이동과 고유진동수 개수 감소를 바탕으로 로켓엔진 보호 및 추력 측정 장치의 안정성을 확보하여 추력 측정 장치의 안정된 추력 측정이 가능하도록 한다 [10~12]. 충격시험에서는 추력 측정 장치의 고유진동수 영역대가 중요 고려사항이며, 이 때 측정되는 고유진동수의 크기는 중요 고려사항이 아니다.

#### 3.3 추력단계별시험

추력 측정 장치의 추력 측정 정확도는 신뢰도 평가를 위해 고안한 추력단계별시험(Step test)을 이용하여 판단하였다. 추력단계별시험은 Fig. 8과 같이 공압실린더를 질소가스로 단계적으로 가압 및 감압하여 추력 측정 장치에 모사 추력

을 발생시켜 두 로드셀에 일정한 힘이 걸리도록 하는 것이다. 이 때 두 로드셀에서 계측되는 모사 추력 값의 계측 특성을 바탕으로 추력 측정 장치의 측정 정확도를 평가하게 된다.

추력단계별시험을 연소시험 전에 실시하여 추력 측정 장치의 측정 정확도 평가 및 액체로켓 엔진에 부착된 여러 장치로 인한 추력손실 양을 산출할 수 있다. 또한 추력단계별시험을 연소시험 전후에 각각 실시하여 연소시험으로 인한 추력 측정 장치의 추력 측정오차의 변화 특성을 고찰할 수 있으며, 이 때 측정된 추력 측정오차의 차이는 0.5% 이내이어야 한다[2,3].



Fig. 8 Step Test Unit Cycle

### 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 최대 차이에 대한 측정 추력 값의 오차범위를 %로 나타낸 것이다. 재현성은 아래 Eq. 7을 통하여 산출되어진다.

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

### 3.3.2 히스테리시스(hysteresis)

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

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

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

### 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 Eq. 9를 통하여 산출되어진다.

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

### 3.3.4 추력 측정 장치의 총 오차

추력 측정 장치의 정확도는 추력 측정 장치의 측정 모듈인 두 로드셀의 재현성, 히스테리시스, 비선형성의 총합으로 정의한다.

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

여기서,

$r$  : 재현성 오차 (가압과 감압 수행 : x2)

$h$  : 히스테리시스 오차

$n$  : 비선형성 오차

$E_{total}$  : 추력 측정 장치의 총 오차 (%)

추력 측정 장치의 신뢰도 평가는 각각의 오차를 합한 총 오차를 통하여 이루어지고, 추력 측정 장치의 총 오차는 최대 추력에 대한 측정값의 오차 범위를 나타낸다.

## 4. 실험장치 및 방법

### 4.1 공압실린더 가압 장치

공압실린더에 일정한 압력을 공급하기 위한

장치이며, 작동유체로는 질소를 사용하였다. 고압 질소탱크로부터 공급되는 질소는 레귤레이터(regulator)를 통해 1차적으로 감압된 후 니들밸브(needle valve)를 통해 설정된 압력으로 공압실린더에 공급되어진다. 공압실린더에 공급되는 압력은 전기식 압력센서(VPRQ-A3-50bar-4C)와 테스트 압력게이지(ASHCROFT 1082 test gauge)를 통해서 실시간으로 모니터링 할 수 있다. 공급배관에는 질소가스의 역류방지를 위하여 체크밸브(check valve)가 설치되어 있으며, 공압실린더의 최대허용압력과 안전을 고려하여 안전밸브(225~750 *psig*)를 설치하였다. 또한 공압실린더에 공급되는 압력섭동은 0.3%이내를 만족해야 하므로 공급배관에 용적 3.25 *l*의 탱크를 장착하여 공압실린더에 공급되는 압력섭동을 최소화하였다.

#### 4.2 평가 방법

로켓엔진의 하중에 따른 충격시험과 추력단계별시험에서의 특성을 고찰하기 로켓엔진의 무게의 모사하중(dummy load)을 제작하였다. 재질은 SM45C로 탄소가 45% 함유된 탄소강(비중:7.85)이며, 중량은 모사하중을 추력 측정 장치에 결합하기 위한 어댑터를 포함하여 8 kg이다. 데이터 획득 장치로는 MIC-300M과 IMC CRONOS-PL을 사용하였다.

##### 4.2.1 충격시험

공압실린더에 1500 N에 해당하는 압력인 2.4 MPa를 설정한 뒤 50g 정도의 쇠파대기(impact hammer)를 이용하여 추력 측정 장치의 기준로드셀과 작동로드셀이 있는 부분의 구조물을 각각 3번씩 쳐서 임펄스(impulse)를 가한다. 이때 로드셀에서 출력되는 응답신호를 저장한 뒤 FFT 해석을 수행한다. 본 연구에서는 추력 측정 스탠드의 질량 변화에 따른 추력 측정 장치의 고유진동수 변화 특성을 고찰하였다.

##### 4.2.2 추력단계별시험

추력단계별시험에서는 두 로드셀에 일정한 힘을 설정하기 위하여 공압실린더 가압장치를 통

해 공압실린더의 압력을 0 ~ 3.0 MPa까지 0.6 MPa 단위로 가압한 후, 다시 3.0 MPa에서 0 MPa로 0.6 MPa 단위로 감압하면서 총 3번의 가압과 감압을 수행한다. 각 단계마다 약 30초 정도 일정한 압력이 유지될 때 로드셀의 출력 신호를 저장한다. 주위 온도에 따라 로드셀의 출력값은 다소 차이가 발생하기 때문에, 매 시험마다 온도와 습도를 기록한다. 본 연구에서는 엔진을 가정된 모사하중의 장착 여부와 추진제 공급 배관의 상태에 따른 추력 측정 오차의 특성을 고찰하였다.

### 5. 실험 결과 및 토론

#### 5.1 기밀시험

공압실린더의 누설여부를 비롯한 공압실린더에 공급되는 압력의 섭동여부를 파악하기 위한 기밀시험을 수행하였다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 공압실린더의 기밀시험 결과 약 600초 동안 초기 압력(30.528 bar) 대비 0.085%의 압력하강이 있었지만 이는 본 실험 시간이 각 단계별로 30 초임을 감안한다면 누설은 없는 것으로 판단된다. 또한 기밀시험 결과 공압실린더의 압력 섭동은 0.126% 이내로 유지되는 것을 확인할 수 있으며, 이는 추력 측정 장치 운용 시 공압실린더의 압력 섭동 조건을 만족하는 것이다.

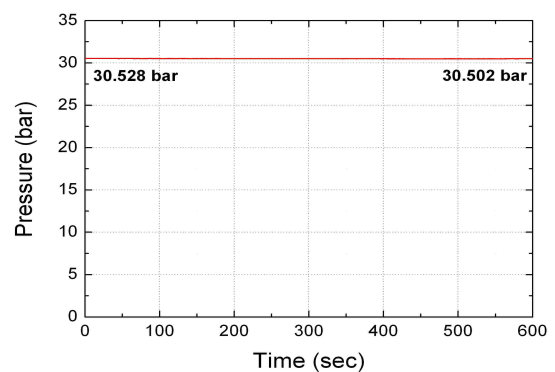


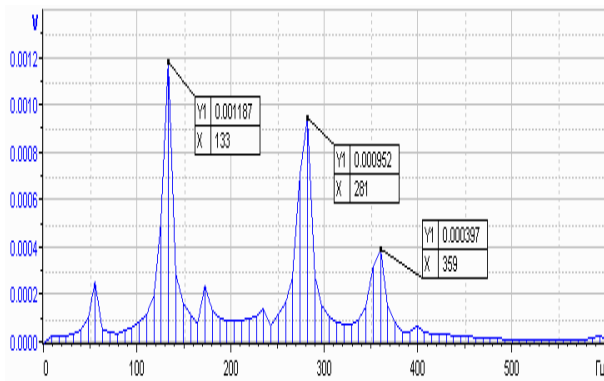
Fig. 9 Leak Test Result

#### 5.2 충격시험

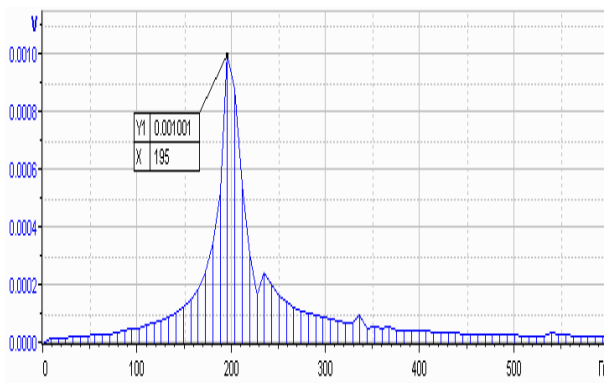
Figure 10의 (a)와 (b)는 각각 추력 측정 장치를 스틸스탠드와 콘크리트스탠드에 설치한 뒤



실시한 충격시험의 결과이다. 두 경우 모두 어댑터 프레임에 dummy load가 장착되어 있는 경우이며, 추력 측정 장치가 스틸스탠드에 장착된 Fig. 10(a)의 경우 추력 측정 장치의 고유진동수 개수를 나타내는 특징적인 주파수의 영역 대는 133 Hz, 281 Hz, 359Hz이다. 또한 스탠드의 질량이 증가된 콘크리트스탠드에 추력 측정 장치가 장착된 Fig. 10(b)에서는 195 Hz이다. 충격시험에서 보인 이들 주파수들은 모두 액체로켓엔진의 연소 불안정을 야기하는 주파수 대역 중 저주파 대역에 해당하는 주파수이다[10~12].



(a) In Steel Stand



(b) In Concrete Stand

Fig. 10 Impact Test Results with Dummy Load

저주파 영역의 연소불안정은 추진제 공급 시스템과 연소실의 압력의 상호작용으로 발생하며 이는 캐비테이션 벤추리를 통하여 제어가 가능하므로, 저주파 영역의 고유진동수 특성을 보인 추력 측정 장치의 고유진동수는 로켓엔진의 연

소불안정에 영향을 미치지 않게 된다. Fig. 10의 (a)와 (b)에서 알 수 있듯이, 추력 스탠드의 질량 증가로 인하여 추력 측정 장치의 고유진동수 개수가 감소한 것을 알 수 있다. 추력 측정 스탠드의 질량 증가로 인한 추력 측정 장치의 저주파 영역 대의 고유진동수 개수 감소는 저주파 연소 불안정을 야기하는 액체로켓엔진의 고유진동수와와의 공진 가능성이 더 줄어든 것을 의미한다. 즉, 콘크리트스탠드가 스틸스탠드보다 추력 측정 장치의 고유진동수 특성 면에서 더 안정된 특성을 보이는 것을 알 수 있다.

### 5.3 추력단계별시험

Figure 11은 추력단계별시험에서 설정한 공압 실린더의 압력 공급 곡선이며, 추력단계별시험을 통하여 어댑터를 포함한 8 kg의 모사하중을 장착한 상태와 추진제 공급배관의 상태에 따른 추력 측정 장치의 추력 측정오차를 고찰하였다. 추진제 공급배관은 액체로켓엔진의 헤드(3.45 kg)를 장착한 상태에서 Sus 304 tube와 플렉시블 배관을 연결하여 두 경우에 대하여 각각 배관에 가압을 수행하였다. 데이터 획득 장치를 통하여 측정된 로드셀 출력 신호 데이터를 바탕으로 산출한 추력 측정 장치의 측정 오차는 Table 1에 명시하였다.

추력단계별시험에서 수행한 모든 조건에서 최대 측정 오차가 0.33%로 추력으로 환산 시 5 N 이내로서, 목표로 하는 추력 측정 오차범위를 만족함을 확인하였다. 또한 모사하중의 장착여부에 따른 추력단계별시험 결과 측정된 추력 측정오차의 차이는 거의 없으며, 따라서 추력 측정오차는 로켓엔진의 무게와 무관하다는 것을 알 수 있다. 또한 추진제 공급배관의 상태와 가압여부에 대해서도 큰 차이를 보이지 않음을 알 수 있다. 이를 통하여 추력 측정 장치의 신뢰도 평가를 위한 추력단계별시험은 연소시험 조건을 만족한 상태가 아닌, 즉 로켓엔진과 추진공급배관의 결합여부와 관계없이 추력 측정 장치만으로 수행되어져도 무방하다는 판단을 내릴 수 있다. 이상과 같은 실험 결과로부터 신뢰도 평가를 받

복적으로 수행하여, 이들의 영향이 최소화된 결과를 추력 측정 평가 시 활용하는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

이에 덧붙여, 액체로켓엔진의 특성에 기인한 추력 측정 장치에서 발생하는 추력손실을 나타내는 Eq. 3으로부터 추진제 공급배관의 상태와 가압여부가 Table 1의 결과에 의하여 추력 측정 장치의 측정 오차에 대한 영향은 없지만, 추력 측정 장치에서 측정되는 추력 값에는 상당한 손실이 있을 것으로 보인다. 그러므로 향후 추진제 공급배관의 상태에 따른 추력 손실 량의 크기 비교에 대한 연구가 요구된다.

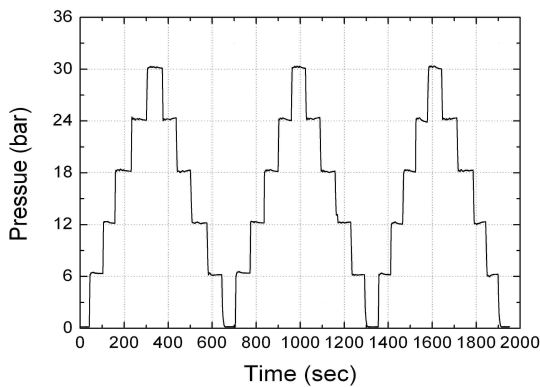


Fig. 11 The Curve of Step Test

Table. 1 Step Test Results

조 건	오차 (%)			
	재현성	히스테리시스	비선형성	총 오차
무 하중	0.06	0.03	0.12	0.3
하중(8kg)	0.05	0.02	0.12	0.24
하중(3.45kg)+Flexible tube	0.06	0.06	0.10	0.28
하중(3.45kg)+Flexible tube+가압	0.06	0.02	0.11	0.25
하중(3.45kg)+Sus tube	0.07	0.06	0.13	0.33
하중(3.45kg)+Sus tube+가압	0.07	0.03	0.13	0.3

5.4 추력 측정 장치의 추력 곡선

로드셀에 직접 로켓엔진을 접촉하여 얻은 일반적으로 추력 곡선과 달리 본 추력 측정 장치를 통해서 Fig. 12와 같은 추력 곡선을 얻을 수 있다. 연소가 시작되면 로켓엔진에서 발생하는 추력의 영향으로 유동프레임이 추력 방향으로 이동하면서 공압실린더에 의한 기준로드셀에

서 나타나는 힘은 조금 증가하는 반면, 작동로드셀에서 측정되는 힘은 줄어들게 된다. 이 두 로드셀에서 측정되는 힘의 차이에 추진제 공급시스템을 비롯한 액체로켓엔진에 장착된 외부 장치로 인한 추력 손실을 고려하면 실제 추력 값을 얻을 수 있게 된다. 이러한 측정치를 이용하면 액체로켓엔진에 부착된 장치들의 영향을 모두 고려할 수 있어 정확한 추력을 얻을 수 있게 된다.

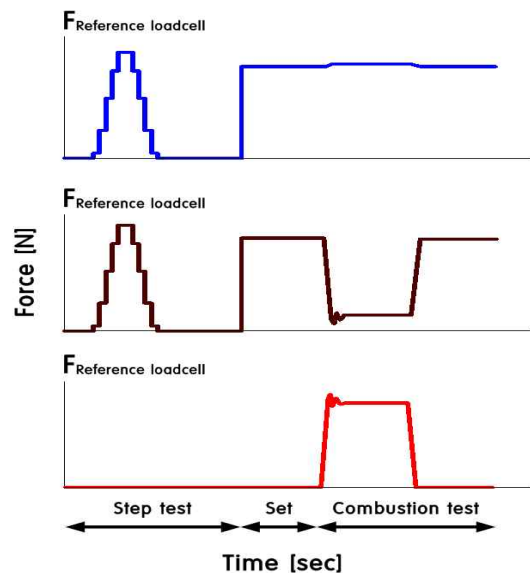


Fig. 12 Curves of Thrust

6. 결 론

본 연구에서는 추력 측정 주축 정렬과 추진제 공급시스템을 비롯한 액체로켓엔진에 장착된 외부 장치로 인해 발생하는 추력 손실을 고려하기 위하여 미끄럼 방식의 이동형 베드와 벨로우즈형식의 공압실린더를 이용하여 기존 추력 측정 장치의 문제점을 해결하고 저추력 액체로켓엔진의 정확한 추력 측정이 가능하도록 하는 추력 측정 장치를 개발하였다. 개발된 추력 측정 장치의 정 추력 측정 범위 150 ~ 1500 N, 측정오차 10 N 이하이다.

충격시험 결과 추력 측정 스탠드의 질량 증가로 인한 추력 측정 장치의 저주파 영역 대의 고

유진동수 감소는 저주파 연소불안정을 야기하는 주파수와 공진 가능성이 줄어든 것을 의미하며, 추력 측정 장치의 안정된 추력 측정 환경을 위하여 스틸스탠드보다 콘크리트스탠드를 구축하는 것이 바람직하다.

또한 추력단계별시험을 바탕으로 추력 측정 장치의 추력 측정오차를 산출하기 위한 신뢰도 평가 기법을 확립하여 추력 측정 정확도 및 신뢰성을 향상시켰다. 추력 측정 장치의 신뢰도 평가를 통하여 로켓엔진의 무게 및 추진제 공급배관의 상태는 추력 측정 장치의 추력 측정오차에 별다른 영향을 미치지 않음을 확인하였으며, 이를 통하여 추력 측정 장치의 신뢰도 평가는 안전을 고려하여 엔진과 추진제 공급배관이 결합되지 않은 상태에서 수행되어져도 무방하다는 결론을 얻을 수 있다.

끝으로 본 연구를 통하여 개발 및 검증된 추력 측정 장치는 저추력 액체로켓엔진의 추력 측정을 목표로 하였으나, 추력 측정 범위를 만족하는 고체로켓엔진 및 기타 추진기관의 추력 측정도 가능하기 때문에 향후 다양화되어가는 각종 추진기관의 추력 성능을 평가할 수 있는 기반이 될 것으로 사료된다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었습니다 (2008-03216).

## 참 고 문 헌

1. A. Bray, G. Barbato, R. Levi, Theory and Practice of Force Measurement, Academic Press, June 1990
2. 이동형, 이양석, 고영성, 김 유, 김선진, "저추력 액체로켓엔진의 추력 측정 장치에 대한 연구," 제31회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2008, pp.55-59
3. 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
4. 박수환, 박희호, 김 유, 김형욱, "액체로켓의 추력 측정 시스템 개발," 한국추진공학회지, 제5권 2호, 2001, pp.16-23
5. 박수환, 박희호, 김 유, 조남춘, 금영탁, "액체 로켓 엔진에서의 추력 측정 장치 개발과 calibration에 관한 연구," 한국추진공학회지, 제6권 1호, 2002, pp.39-46
6. 김준엽, 장성조, 윤일선, 김도영, "고체추진 로켓모터의 지상연소시험시 발생하는 진동현상에 관한 연구," 대한기계학회논문집, 제17권 9호, 1993, pp.2280-2285
7. 김인태, 허환일, 김정수, 장기원, 이재원, "소형 액체 추진기관 연소 시험을 위한 추력 측정 장치의 성능 특성 연구," 항공우주학회지, 제32권 9호, 2004, pp.122-129
8. 이규준, 박익수, 최용규, "고 정확도 추력 계측 시험대 설계기법," 한국추진공학회지, 제10권 1호, 2006, pp.9-17
9. 박익수, 이규준, 윤일선, 김중근, "고체 추진기관 6분력 시험대의 모델링 기법," 한국추진공학회지, 제5권 3호, 2001, pp.79-86
10. George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 7th ed., Wiley Interscience, 2001
11. Dieter K. Huzel and David H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992
12. 길태욱, 임지혁, 윤영빈, "액체로켓엔진의 연소불안정 현상," 한국추진공학회지, 제11권 1호, 2007, pp.71-84
13. 박희호, 김유, 장은영, 이수용, "안정적인 액체연료 공급을 위한 Cavitating Venturi의 응용," 한국항공우주학회지, 제30권 1호, 2002, pp.88-94