

# Rijke tube를 이용한 열유동 환경에서의 음향공 감쇠 특성 연구

김근철\* · 전준수\* · 김재호\* · 고영성\*<sup>†</sup> · 김홍집\*\* · 김영문\*\*\*

## Research on Damping Characteristics of a Helmholtz Resonator using a Rijke Tube

Geuncheol Kim\* · Junsu Jeon\* · Jaiho Kim \* · Youngsung Ko\*<sup>†</sup> · Hongjip Kim\*\* · Youngmoon Kim\*\*\*

### ABSTRACT

In this research, a Helmholtz resonator was applied to the thermo-acoustic environment that has thermal gradient using Rijke tube. The thermo-acoustic instability was invoked by a Rijke tube which use a DC power supplier and a Blower. A target instability frequency was appeared by the Rijke tube. A preliminary experiment on damping characteristics of the resonator in the thermo-acoustic environment was performed and compared with the room temperature experiment data.

### 초 록

본 연구에서는 열적 구배를 갖는 열음향 진동 환경에 Helmholtz resonator를 적용하여 연소 불안정 연구를 수행하고자 하였다. 열음향 불안정 환경은 DC power supplier를 이용한 전기적 방법으로 정량적인 열량을 공급하고 blower를 이용하여 유량을 제어하는, 특정한 공진 주파수를 갖는 수평형 Rijke tube로 구현하였다. 열음향 불환경 환경 하에서 얻어진 Helmholtz resonator 의 감쇠특성을 상온 실험 자료와 비교/분석하여 열음향 불안정 환경에서의 Helmholtz resonator의 감쇠특성을 확인하기 위한 예비 연구를 수행하였다.

Key Words: Rijke Tube, Thermo Acoustic Instability(열 음향 불안정), Resonator(음향공),

### 1. 서 론

1930년대에 연소불안정 현상이 처음 보고된

이래, 연소불안정 현상은 액체로켓 엔진의 개발에 있어서 가장 큰 난제로 여겨져 왔다. 또한, 연소불안정 현상은 로켓 뿐 아니라 대부분의 항공우주 추진기관에서 빈번히 관측되었기 때문에 이를 해결하는 것은 항공우주 추진기관의 설계자에게 있어서도 중요한 관심 대상이 되었다. 연소불안정 현상은 고온·고압의 연소과정에서 발

\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\* 충남대학교 기계공학과

\*\*\* 한국항공우주연구원, 항공추진기관팀

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

생하는 열적 섭동이 연소실의 형상에 따른 고유 진동 주파수와 상이 일치하게 되어 발생한다고 알려져 있다. 연소불안정 현상이 발생하게 되면 연소실의 고유 진동 주파수를 가진 고온·고압의 섭동이 발생하게 되고 연소실 재질로 과도한 열 전달이 일어난다[1, 2]. 이러한 연소불안정 현상으로 인해 연소실 재질의 내열·내압 한계를 넘어서게 되면 연소실과 분사기 표면의 물리적 손상이 일어나므로 연소불안정 현상의 발생을 예측하고 이를 제어하는 것은 매우 중요하다.

본 연구에서는 열적 구배를 갖는 압력진동 환경에 음향공을 장착하여 얻어진 감쇠특성을 상온실험 자료와 비교/분석하여, Helmholtz resonator의 감쇠특성을 확인하고자 하였다[3, 4]. 이를 위하여 수평형 전기히터 방식의 Rijke tube를 설계/제작하고 그로부터 발생한 열/음향 불안정 환경과 상온 환경에서의 음향공 감쇠 특성에 관한 연구를 수행하기 위한 예비 실험을 수행하고 이를 통해 Rijke tube의 문제점을 개선하였다.

## 2. 실험장치

### 2.1. 실험장치 구성

선행 연구를 통해 구축된 Rijke tube system을 이용하여 연소 불안정 모사 실험을 수행하였다 [5,6]. Fig. 1은 전체 실험장치 개략도를 나타낸 것으로서 Rijke tube 내에 일정한 유량 공급을 위하여 blower(KJB - 750, 최대 흡입압력 1300 mmAq, 최대 흡입유량 0.056 m<sup>3</sup>/s)를 사용하여 tube 입구의 공기를 출구 방향으로 흡입하는 방법으로 공기를 공급하였고, tube와 blower 사이에 볼밸브와 유량계(rotameter)를 설치하여 유량을 제어하였다. 또한, 열원부에 안정적인 전원 공급을 하기 위하여 DC 50 V, 800 A로 최대 40 kW의 전력을 공급할 수 있는 전력 공급 장치를 사용하였다. 열원부는 40 mesh의 니크롬선 (Ni 80%, Cr 20%)을 사용하였고, 세라믹으로 tube 벽면과 절연시켰다.

Rijke tube에는 내부의 동압 측정을 위한 동압 센서와 음향공 내부, 오리피스 주변, tube의 길

이 방향을 따른 온도를 측정하기 위한 K-type 열전대를 장착하였고, 동압신호의 경우는 A/D board (NI 6254)를, 온도신호의 경우는, GL820을 이용하여 저장하였다.

Rijke tube에 대한 선행 연구[5,6]에서 수행된 상온 음향 실험 장치에서 발생한 공진 주파수인 530 Hz의 1L mode 주파수와 유사하게 설정하기 위하여 80×80×700 mm로 선정하였으며, 열선을 튜브 입구로부터 1/4지점에 위치시켜 280 Hz의 1L mode와 2L mode의 530 Hz가 발생하도록 설계하였다. 음향공은 40 mm 내경에 피스톤을 장착한 형태로 음향공의 부피 조절이 가능하도록 하였고 전체 길이의 3/4위치에 장착하였다. 실험에 사용된 오리피스의 직경과 길이는 각각 18 mm, 17 mm로 향후 오리피스 사이에 시판에 따른 음향공의 감쇠 과정을 관찰하기 위하여 작동속도가 빠른 mechanical shutter가 장착될 예정이다.

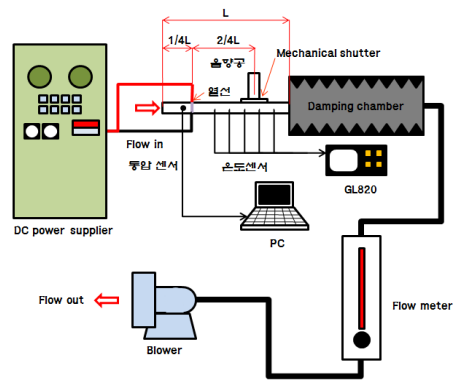


Fig 1. Schematic of horizontal Rijke tube

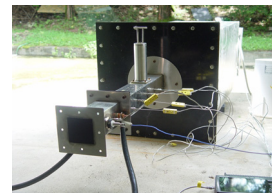


Fig 2 Rijke tube

### 2.2. 실험장치 개선

예비실험을 진행하는 도중 열원부에 Fig 3.과 같

은 국부가열현상을 확인했다. 구리로 제작된 Ni-Cr mesh 지지부는 상판과 하판, 두 파트로 이루어져 있고 이를 철제 볼트로 고정하는 방식이다.

원인을 분석한 결과 상판과 하판을 연결하는 철제 볼트에서 이상 고온 현상이 발생하고 이것이 (+)극의 구리 지지부 전체에 악영향을 주는 것으로 나타났다. 따라서 Fig 4. 에서 보는 바와 같이 상판과 하판의 고정 볼트를 황동 재질로 교체하고 열원부의 개선성을 검증하기 위하여 Table 1과 같이 열화상 카메라로 촬영하였다. 개선전의 열원부에서는 철제 고정 볼트에서 544.2℃의 이상 발열 현상이 나타나는데 이로 인해 구리 지지대에서 예상치 못한 과도한 열전달이 일어나게 되어 선행실험[5,6]에서 공진 발생점이 불안정한 결과를 야기했다고 판단된다.

반면에 개선 후의 열원부는 mesh 전체에서 436.5℃의 고른 열분포를 보이고 있다. 그리고 Rijke tube에 안정적인 전력이 공급 되도록 최대 허용 전류 250 A의 전선으로 교체하였으며 기존 micro motion 유량계를 최대 유량 범위가 300 l/min (5.88 g/s)인 rotameter로 교체하였다.

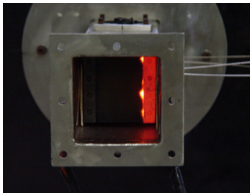


Fig 3. Particular heating

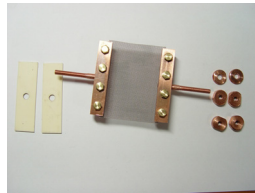
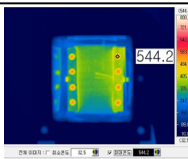
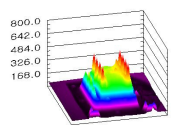
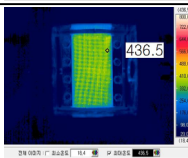
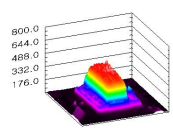


Fig 4. New heating part

Table 1. Result of Heating part experiment

공급전력	1200W	
개선전		
개선후		

### 3. 실험결과

#### 3.1 Rijke tube 예비실험

국부 가열 현상이 나타난 열원부를 대신하여 개선된 열원부로 L=700 mm의 Rijke tube의 열음향 경계점을 다시 확인하였다. 이를 통해 선행 실험[5,6]보다 공급전력이 낮아진 것을 아래의 Fig. 5와 같이 확인하였다. 최저 공진 발생점은 기존 1.37 g/s, 435 W에서 1.56 g/s, 340 W로 감소하였으며 3.0 g/s 유량에서 기존 1320 W에서 1120 W로 감소하여 내부 공기로의 열전달 특성이 좋아진 것을 확인 할 수 있다.

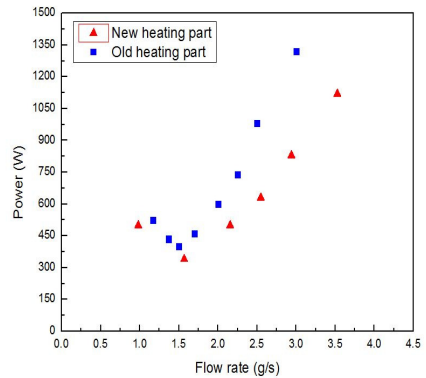


Fig 5. Comparison of instability curve using old heating part vs new heating part

#### 3.2 Mechanical shutter 작동방식 선정

선행실험에서는 step motor를 사용하였으므로 순수 음향공의 감쇠시간을 측정하려면 1.7~1.9초에 이르는 step motor의 작동시간을 후처리를 통해 제거해 주어야 했다[5,6]. 열/음향 환경에서의 음향공의 감쇠특성을 알아보기 위하여는 작동속도가 빠른 감쇠기구가 필요하므로 mechanical shutter를 선정하였고 그 작동 방식에 대한 검토가 필요하다.

현재 고려하고 있는 방식은 고압공기를 이용한 방법이다. 이에 대한 예비 실험으로 Fig 6.과 같은 예비 실험 장치를 구성하였다. 실험 장치는 CATIA를 이용하여 설계한 후 이를 3D printer를 이용하여 제작하여 구동 방식의 타당성을 확인하고 초고속 카메라를 이용하여 mechanical

shutter의 작동속도를 측정하였다. 이와 같은 방식은 mechanical shutter의 구동 시스템으로서의 가능성을 보여주었다. 그 결과는 아래의 Table 2와 같다.

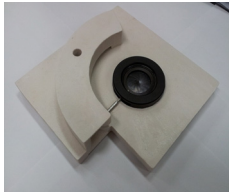


Fig 6-1



Fig 6-2

Fig 6. Mechanical shutter pre-test

Table 2. Result of Mechanical shutter pre-test

가압 압력 (barg)	Open time (msec)
4	16
10	12

#### 4. 결 론

본 연구에서는 기존의 상온 음향 시험을 통한 음향공의 감쇠 특성 연구에서 나타난 공진 주파수가 나타날 수 있는 Rijke tube의 설계/제작을 통하여 열적 구배가 있는 열/음향 환경을 구성하였다. 이를 통하여 Helmholtz resonator의 감쇠 특성을 살펴보기 위한 사전 기초 연구를 수행하였다. 본 연구를 통하여 기존에 설계/제작된 Rijke tube의 성능을 개선하였으며 향후 적용될 mechanical shutter의 구동방식을 선정하였고 그 가능성을 확인하였다. 앞서 논의된 mechanical shutter의 구동 속도는 10ms 이하를 목표로 하고 이를 실제 시스템에 적용하기 위한 추가적인 실험이 진행 중에 있다. 향후, mechanical shutter를 열/음향 환경과 상온 환경에 적용하여 각각 환경에서의 음향공의 감쇠특성에 관한 연구가 수행될 예정이다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
2. Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preklik, D., "Liquid Rocket Engine Combustion Instability" (V. Yang and W. E. Anderson, eds.), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp.377-399
3. Natanzon, M. S., 1996, "Combustion Instability," (Natanzon, M. S. and Culick, F. E. C., eds)
4. Laudien, E., Pongratz, R., and Preklik, D., "Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities", in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 377-399
5. 김기우, 김근철, 김중일, 고영성, 김홍집, 권오성, "Rijke tube를 이용한 열환경에서의 음향공 특성 연구," 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회 논문집, 2010, pp.610-613
6. 김근철, 전준수, 김중일, 고영성, 김홍집 "Rijke Tube를 이용한 열환경에서의 음향공 감쇠 특성 연구." 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, 2011, pp.47-50