

# 모형 연소기의 연소 불안정성 연구용 섭동 장치의 기능 검증 및 분석

민용호\* · 손채훈\*\*†

## Verification and Analysis of Characteristics of Mechanical Pulsation for Combustion Stability Study in a Model Chamber

Yongho Min\* · Chae Hoon Sohn\*\*†

### ABSTRACT

A mechanical pulsator is manufactured for study of combustion instabilities in a model chamber with impinging-jet injectors. Artificial disturbance is generated by the device and thereby, artificial instability can be examined experimentally. A sample F(fuel)-O(dioxidizer)-O-F impinging-jet injector is adopted for the test. The model chamber was designed based on the methodologies proposed in the previous work regarding geometrical dimensions and operating conditions. Pressure fluctuation data, which is obtained from the dynamic pressure transducers installed in combustion chamber, is analyzed.

### 초 록

본 연구에서는 연소실 내의 압력섭동에 의해 발생하는 연소 불안정 상황을 모사하기 위한 시험 도구로서 섭동장치를 제작하였고, 이에 대한 성능 실험을 수행하였다. 공급되는 산화제의 유동의 흐름을 조절하여 교란을 발생시켜 인위적인 섭동을 유발할 수 있는 디스크 형태의 섭동 발생 장치를 제작하고 특성을 파악하였다. 디스크의 회전에 따라 주파수를 조정하여 모델 연소실내의 공진 주파수와와의 동조가 가능하였다. 압력센서를 이용하여 섭동의 크기를 파악할 수 있었다. 따라서 설계된 섭동 장치는 연소 불안정 연구에 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

Key Words: Mechanical Pulsator(섭동장치), Model Chamber(모형 연소실), Impinging-Jet Injector(충돌형 분사기),

### 1. 서 론

연소불안정은 액체로켓엔진 연소기의 개발과정에 있어서 중요한 설계인자이다. 연소 불안정 현상은 연소과정 중에 발생한 에너지가 유동장의 압력파를 증폭시켜, 연소실의 진동, 벽면으로

\* 세종대학교 대학원 기계공학과

\*\* 세종대학교 기계항공우주공학부

† 교신저자, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

의 과도한 열전달을 발생시킨다. 고주파 연소불안정 발생 시 엔진 성능 저하 및 심한 경우 연소실 자체가 파괴되거나 발사체의 작동에 치명적 손상을 유발하여, 엔진과 발사체 개발에 있어 큰 장애 요인이 된다.[1,2]

기존 선행되었던 연구에서는 스피커를 이용한 방법과 실제 유동에 직접적인 교란을 발생시키는 장치를 장착하는 방법이 있다. B. Varoquie 등은 모형 연소실에서의 스피커를 이용하여 연소실의 공진 주파수와 동일한 영역의 음향파를 발생시켜 교란을 부여하였으며[3], 이와는 달리 공급되는 기체의 흐름에 물리적인 영향력을 주어 유동에 섭동을 이용하는 연구도 진행되고 있다[4,5]. 스피커를 이용하는 경우 가진 크기가 제한적이며 실제 유동이 존재하지 않는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 실제 유동이 존재하고 연소실 내부의 가진 주파수에 동조시킬 수 있는 속도 섭동 장치를 설계/제작 하였고, 검증 실험을 하였다.

## 2. 섭동 장치 구성

섭동 장치는 디스크 형태의 모양을 띄고 있고, 디스크의 30개의 홀을 만들어 유량 흐름을 연속적으로 공급·차단하는 방법으로 섭동을 발생시킨다. 디스크 축의 1회전당 30 Hz의 주파수를 생성할 수 있다. 디스크의 회전은 회전 변화가 용이한 speed control motor를 이용하였다. 따라서 디스크의 홀 개수와 모터의 회전수는 최대 공진주파수를 결정하고 변화되는 공진주파수 튜닝에 중요한 인자가 된다. 사용되는 모터는 최대 3000 RPM으로 회전하고, 타이밍 벨트 기어(Gear)를 이용하여 적당한 기어비를 주었다. 따라서 모터의 1회전당 1 Hz를 생성 모터의 RPM과 가진 주파수의 생성 비율을 1:1로 설정 하였다.

디스크가 회전하는 내부를 가시화하고자 석영관을 사용하였고 기밀을 유지하기 위해 테프론링(Teflon ring), 립씰(lip seal)을 사용하였고, 회전축의 정밀한 기밀을 위해 오일 실링(Oil sealing)을 이용하였다. 공급되는 산화제의 유량

을 조절하는 MFM의 하단부에 섭동장치를 장착하였고 공급되는 산화제의 흐름을 공급/차단시키며 공급되는 산화제에 교란을 발생시킨다.

## 3. 실험 방법 및 결과

### 3.1 기밀 실험

섭동장치의 기밀을 확인 위해서, 먼저 장치에 최대 유량 조건과 같은 90 LPM의 유량을 보내 주고 bubble test를 실시하였다. 유량의 입·출입구 부분과 석영관 부분, 회전축에 비누거품을 도포하였고, 디스크의 회전 중에도 같은 방법을 사용 비누거품이 형성되지 않음을 확인하였다. 또한 Hot-fire 연소장치에 장착하여 위와 같은 방법의 실험을 실시하였고, 정압센서를 이용하여 장치가 장착되기 전후의 압력을 Fig. 2에 나타내었다. 실험 결과 장치 전·후의 압력이 같았으며, 이는 누수가 없이 기밀이 되고 섭동장치로 인한 손실이 없음을 알 수 있었다. 또한, 반복실험을 통하여 동일한 데이터 값을 확인 하였다.

실험 결과 장치 전·후의 압력이 같았으며, 이는 누수가 없이 기밀이 되고 섭동장치로 인한 손실이 없음을 의미한다. 또한, 반복실험을 통하여 동일한 데이터 값을 확인하였다.

### 3.2 모터 회전에 따른 가진 주파수 측정

섭동장치의 주요한 인자 중 하나는 공진주파

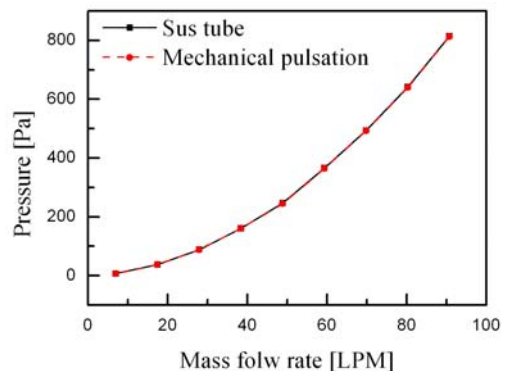


Fig. 1 Measure pressures with and without mechanical pulsator installed

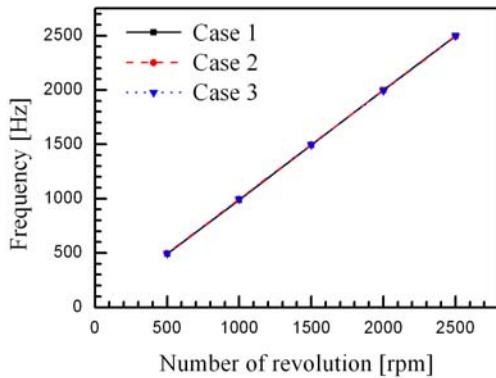


Fig. 2 Frequencies as a function of rotating speed

수 영역으로 가진 주파수를 동조하는 것이다.

앞서 기술한바와 같이 모터와 기어비를 이용하여 가진 주파수의 크기를 최대 3000 Hz로 목표하였다. 섭동장치를 장착 전 타코메타(tachometer)를 이용 모터의 회전에 따른 기어의 회전속도를 측정하였고, 장착 후 유량을 공급시켜 회전에 따른 주파수 생성 특성을 파악하였다. Fig. 2와 같이 입력 값과 동일하게 가진 주파수가 선형적인 관계로 생성되는 것을 확인할 수 있었다. 모터의 RPM과 약 2% 정도의 오차를 보이고 있으나 실험에서 나타나는 공진주파수영역에 큰 영향을 주지 않는 것으로 판단된다.

#### 4. 결론

본 연구는 연소기 작동 조건에 따른 연소 불안정성 영역을 측정하기 위해서 인위적으로 섭동을 만들어 줄 수 있는 섭동 장치를 설계 검증하였다. 섭동장치는 모델 연소실 내부의 온도에 따라 변화하는 공진모드의 주파수 특성에 따라 주파수를 쉽게 동조할 수 있고, 일정한 값을 발생할 수 있었다. 따라서 설계된 속도섭동장치는 각종 연소기에서의 섭동에 따른 연소 불안정 특성 연구에 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

#### 후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 일부 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2012-0005323).

#### 참 고 문 헌

1. Culick, F. E. C., Yang, V., "Overview of combustion instabilities in liquid-propellant rocket engines", Liquid Rocket Engine Combustion Instability, edited by Yang, V. and Anderson, W. E. Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC, pp.3 - 37, 1995
2. Harrje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA SP-194, 1972
3. Varoquie, B., Legier, J. P., Lacas, F., Veynante, D., and Poinot, T., "experimental analysis and large eddy simulation to determine the response of nonpremixed flame submitted to acoustic forcing" Proceeding of the combustion institute, Vol29, pp.1965-1970, 2002
4. 김태완, 황오식, 고영성, 정세용, " 압력 섭동 장치 설계/제작 및 검증 시험", 한국추진공학회지, 제 13권, 제3호, pp. 50-57, 2009
5. 김대식, 김기태, 전승배, 이종근, Domenic Santavicca, "예혼합 연소기의 화염 전달 함수 측정", 한국연소학회지, Vol13, No2, pp.1-6, 2008