

PSD 설계를 위한 성능 시험장치

고광웅* · 이한주** · 정동운* · 이상용* · 오승협**

Performance Test System for PSD Design

Kwang Uoong Koh · Han Ju Lee · Dong Woon Jeong · Sang Yong Lee · Seung Hyub Oh

ABSTRACT

In this Study, the types of PSD performance test systems were reviewed. And as a results of that reviewing process, a suitable PSD performance test system type for PSD design was proposed. PSD performance test systems can be classified with pulsating methods - the pulsating whole feeding system and the pulsating working fluid. The pulsating working fluid method can be re-classified with the devices of pulsating working fluid - a piston-type pulsator and a restrict-type pulsator. The pulsating-working-fluid performance test system with restrict-type pulsator was proposed to be a suitable type for identification of main-design-parameters.

1. 서 론

액체 추진식 로켓의 엔진 시스템과 발사체 구조물의 고유 진동이 상호 영향을 미침으로써 발생하는 발사체 축 방향 불안정은 1950년 경 Jupiter 등의 초기 무인 로켓 실험 때부터 관측되었다. 이후 1960년대 초반의 Thor, Titan II 와 Saturn, Diamant-B, Delta, Europa II 등 주로 펌프 공급(pump-fed) 방식 엔진 시스템의 발사체에서 35 Hz 미만의 저주파수 대역에서 사인파 형태로 축 방향 불안정이 관찰되었다.[1] 이와 같은 축 방향 불안정은 1차 진동모드가 포고 스틱(pogo stick)의 진동 모드와 유사해서 포고(pogo)라 불리며, 추력의 피드백(feedback)이 초기 섭동을 증폭시킬 경우에 발생하는 것으로

알려져 있다. [1, 2, 3]

포고를 막기 위해서는 Fig. 1에서처럼 연료 공급관에 기체로 채워진 완충기(accumulator)를 설치하거나 공급관 내에 기체(gas)를 주입함으로써 공급계에 적절한 컴플라이언스(compliance)를 첨가한다. 적절한 컴플라이언스를 첨가하면, 공급계의 고유 진동수를 1차 구조 모드에서의 고유진동수 이하로 낮출 수 있다. 따라서 두 고유 진동수가 서로 만나지 않게 되어 포고는 제거된다. 이와 같이 포고를 제거하기 위한 장치가 PSD(Pogo Suspension Device) 또는 PCD(Pogo Corrective Device)이다. Fig. 1은 Saturn V의 S-II 에 적용된 PSD의 형상 및 설치 방식을 보여주고 있다.

국내에서는 액체 추진 발사체에 대한 연구의

* 한국과학기술원(Korea Advanced Institute of Science and Technology)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

역사가 극히 짧아 국내에서는 PSD의 설계에 대한 원천 기술을 연구, 개발한 사례가 거의 없다. 국내에서 개발하는 발사체의 PSD 설계를 위해서는 PSD의 특성이 파악되어야 하며, 이를 위해서 성능 시험 장치의 구현이 선행되어야 한다.

본 연구에서는 PSD의 특성을 파악하기 위한 성능 시험 장치의 구현에 앞서 기존에 구현된 성능 시험 장치들을 정리하고자 한다. 그리고 PSD를 지배하는 요소 인자(변수)를 파악하기 위한 PSD 성능 시험 장치의 형태를 제시하려 한다.

2. PSD 성능 시험 장치의 종류

PSD 성능을 실제 시스템을 이용해서 얻는 것은 막대한 비용이 필요하다. 따라서 일반적으로는 Fig. 2에서와 같이, 엔진 시스템의 일부만으로 PSD 성능을 살펴본다. 또는 Fig. 3과 같이 실제의 엔진 시스템의 모든 구성품(펌프 등)을 모사하여 설치하고 PSD의 성능을 살펴보는 방식을 취한다. Fig. 3는 SSME(Space Shuttle Main Engine)의 PSD 성능 시험 장치의 개략도로서 저압 산화제 펌프의 경우에는 전기 구동 모터 드라이버로 모사하고, 고온의 Gox를 제공하기 위한 엔진 열교환기 대신, oil fired 열교환기를 사용하였다.

PSD 성능 시험 장치는 가진하는 방식에 따라 공급관 전체 가진 방식(pulsating whole feeding system)(Fig. 2)과 작동 유체 가진 방식(pulsating working fluid)(Fig. 3)으로 나눌 수 있다.

시스템 전체 가진 방식(Fig. 2)은 포고의 발사체의 축 방향 진동을 직접적으로 모사한 것이다. 가진하는 섭동의 진폭과 주파수는 피스톤을 작동시킴으로써 얻을 수 있다. 그러나 PSD의 크기, 관의 직경 등 시험부의 장치가 커짐에 따라 가진 장치(피스톤)를 구동하기 위해서 필요한 동력도 커져야 한다. 따라서 구성 요소의 크기를 시험 장치 설치 후에 변경하기는 어렵다.

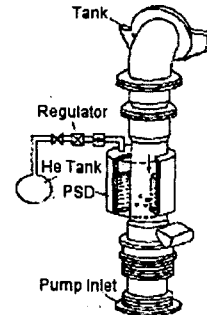


Fig. 1 PSD in Saturn V S-II

이와 같은 성능시험 장치를 Taitan II의 PSD의 개발 시에 사용하였다. 원하는 주파수 대역(4-50 Hz)에서 피스톤을 구동할 수 있는 구동장치를 시험 장치에 첨가하였다.

작동 유체 가진 방식은 측관(bypass line)에 설치된 가진기(pulsator)를 통해 유체에 가진을 주는 방식이다. 이와 같은 형식의 성능 시험 장치는 SSME의 PSD 개발 때 사용되었다. 실험은 터보펌프의 작동조건을 일정하게 고정된 상태에서 일정 범위의 주파수 대역에서 시스템에 삼각함수 파형의 유량 가진을 줌으로써, PSD가 있는 경우와 없는 경우에 대해 각각 공급계의 주파수 특성을 파악하였다. 이러한 방법을 사용하여 얻은 실험 결과를 바탕으로 일정 주파수 대역에 대한 흡입압력(suction pressure)과 가진기 유량(pulsator flow rate)의 비를 얻었다.

작동 유체 가진 방식은 다시 작동 유체를 가진하는 방식에 따라 피스톤 방식(piston-type)과 면적 제한 방식(restrict-type)으로 나눌 수 있다.

피스톤 방식(piston-type)은 Fig. 4가 보여 주듯이, 피스톤을 왕복시킴으로써 작동 유체에 가진을 주는 방식이다. 피스톤이 후진하면 Fig. 4(a)처럼 액체 탱크에서 공급관 내로 공급된 일부의 유체가 측관으로 이동한다. 그러나 Fig. 4(b)에서와 같이 피스톤이 전진하면 측관 내의 유체가 공급관으로 추가로 공급된다. 측관의 액체가 추가적으로 공급관으로 공급되고 제거됨에 따라 공급관 내의 압력은 증가하고 감소한다. 가진되는 진폭과 주파수는 피스톤의 행정과 단위 시간 당 왕복수로 조절되도록 설계된다. 그러나 섭동의 진폭은 발생 주파수와 강한 상관

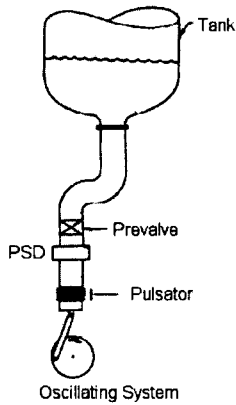


Fig. 2 PSD Performance Test System Configuration of Pulsating Whole Feeding System [4]

관계를 갖는 것으로 알려져 있다.[6] 따라서 이 방식은 진폭과 주파수의 각각의 영향을 독립적으로 살펴보기가 용이하지 않다.

면적 제한 방식(restrict-type)은 Fig. 5가 보여 주듯이 유로의 단면적을 주기적으로 변화시킴으로써 작동 유체에 가진을 주는 방식이다. 면적 제한 방식의 가진기를 이용하는 PSD의 성능 시험장치의 개략도는 Fig. 6과 같다. 가진되는 주파수는 축의 단위 시간 당 회전수로 결정되며, 진폭은 Fig. 6의 밸브 5를 통해서 조절된다. 밸브 5가 고정되면 Fig. 5의 가진기의 단면적 변화에 따라 공급관 3에서 노즐 7로 흐르는 유체의 유로 단면적이 변화한다. Fig. 5 (a)처럼 축관의 유로가 막혔다가 축이 회전하면 점차 유로의 단면적은 증가한다. 따라서 공급관 3의 압력은 감소하게 된다. 회전축이 회전하여 Fig. 5(b)처럼 유로의 단면적이 최대가 되면 공급관 3 내의 압력은 최소가 된다. 이후 회전축이 더 회전하면 유로의 단면적이 감소하며, 이에 따라 공급관 3 안의 압력은 다시 증가하게 된다. 제작 과정이 피스톤 방식에 비해 복잡하지만, 가진 주파수와 진폭을 독립적으로 조절 가능하여 섭동 크기와 PSD 성능에 관한 정량적 관계를 보다 쉽게 파악할 수 있는 것으로 알려져 있다.[6]

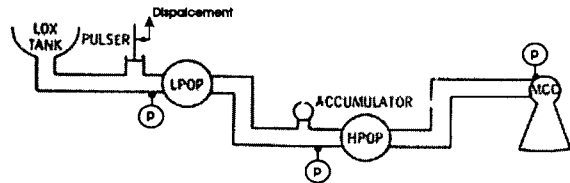


Fig. 3 General Schematic of PSD Performance Test System using Pulsating Working Fluid [5]

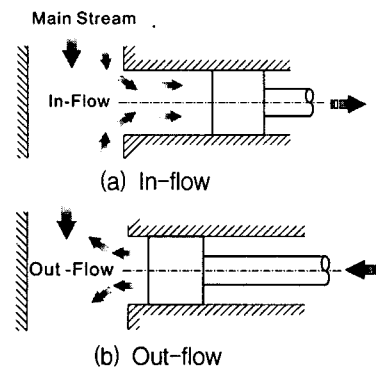


Fig. 4 Schematic Diagram of Piston-type Pulsator

3. PSD 성능 시험 장치 제안

PSD를 개발하는 데 있어서, 공급계 배관 내의 유체의 고유진동수를 원하는 만큼 조절할 수 있는 능력, 지상과 비행 중에 겪을 수 있는 환경에 견딜 수 있는 구조, 엔진 성능과 작동에 미치는 영향 등을 고려해야만 한다. 그리고 제작하는 비용과 얻은 시험 자료의 용도에 따라 제작되는 성능 시험 장치의 크기 및 방식이 결정된다.

본 연구에서 제안하는 PSD 성능 시험 장치는 PSD의 설계에 앞서 기초 자료 즉, PSD를 지배하는 요소 인자(변수)를 파악하기 위한 장치이므로 PSD의 크기, 관의 직경 등 다양한 변수를 시험해야 한다. 우선 PSD 연구의 초기 단계이므로, 엔진 시스템의 구성 요소들을 직접 사용하지 않고 간단하게 모사하기로 하였다. 공급관 전체 가진 방식은 축 방향 불안정성을 직접적으로 모사한다는 장점이 있으나, 앞 절에서 설명하였듯이 다양한 크기에서의 PSD 성능 시험에 있어 작동 유체 가진 방식보다 어려운 단점이

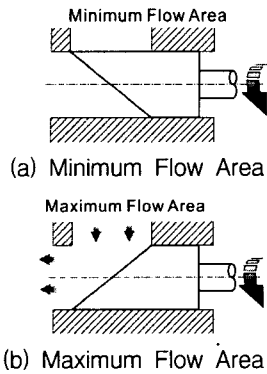


Fig. 5 Schematic Diagram of Restrict-type Pulsator

있다. 따라서 기초 연구를 위해서는 작동 유체가 가진 방식이 유리하다고 여겨진다. 작동 유체를 가진하는 방식으로는 가진 주파수와 진폭을 각각 독립적으로 조절 가능하여 섭동 크기와 PSD 성능에 관한 관계를 보다 쉽게 파악할 수 있는 면적 제한 방식(restrict-type)이 연구에 유리하다고 여겨진다. 이 모든 사항을 고려한 PSD 성능 시험장치의 개략도는 Fig. 6과 같다.

3. 결론

PSD 성능 시험 장치는 가진 방식에 따라 시스템 전체 가진 방식과 작동유체 가진 방식으로 구분할 수 있다. 작동 유체 가진 방식은 다시 피스톤 방식과 면적 제한 방식으로 구분한다.

PSD의 설계에 앞서 기초 자료 즉 PSD를 지배하는 요소 인자(변수)를 파악하기 위한 PSD 성능 시험 장치는 가진 주파수와 진폭을 각각 독립적으로 조절 가능한 면적 제한 방식(restrict-type)의 가진기를 이용하는 작동 유체가 가진 방식이 PSD 설계를 위한 기초 자료를 얻기 위해서는 알맞은 형태로 여겨진다.

후기

본 연구는 한국항공우주 연구원의 소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업(I)과 두뇌한국(BK)-21의 연구비 지원으로 이루어졌습니다.

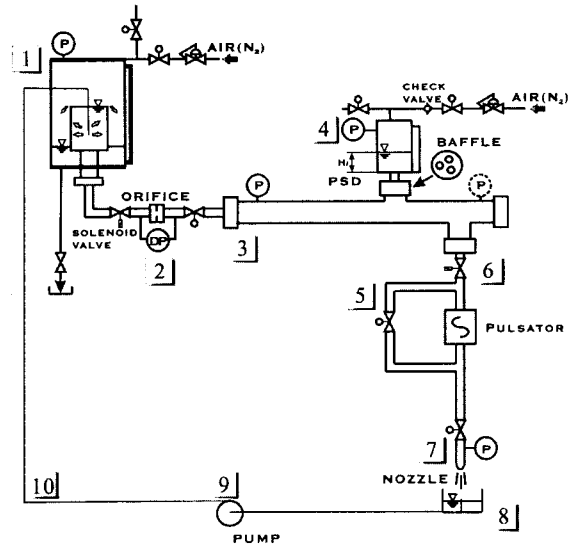


Fig. 6 Schematic Diagram of PSD Performance Test System with Restrict-type Pulsator

참고 문헌

1. H. H. Doiron, Space shuttle pogo prevention, NASA-TM-79526.
2. NASA space vehicle design criteria - Liquid rocket lines, bellows, flexible hoses, and filters, NASA-SP 8123.
3. R. E. Martin, Atlas II and IIA analyses and environments validation, Acta Astronautica, vol. 35, no. 12, pp. 771-791, 1995.
4. L. W. S. Norquist, J. P. Marcus, D. A. Ruscio, Development of close-coupled accumulators for suppressing missile longitudinal oscillations (POGO), AIAA Paper No. 69-547.
5. R. Fenwick, J. H. Jones, R. E. Jewell, Space shuttle main engine (SSME) pogo testing and results, The shock and vibration Bulletin, No. 52, pt. 2, pp. 1-20, 1982.
6. 오승협 등, 우주발사체사업 보고서, 항공우주연구원, 2003.