

와류간섭에 의한 하이브리드로켓 연소 특성

박경수* · 이창진*[†] · 신경훈**

The Interaction of Vortex Shedding Behavior in Hybrid Rocket Combustion

Kyungsoo Park* · Changjin Lee*[†] · Kyung-Hoon Shin**

ABSTRACT

A series of hybrid rocket combustion experiments were carried out with PMMA/GOx changing diameter and length of the disk installed at pre-chamber. The disk can generate vortex shedding flow and change flow conditions prior to entering the fuel grain which could also alter the combustion characteristics and pressure oscillations. The interaction of vortex shedding in the pre-chamber and small-scale vortices adjacent to burning surfaces by using combustion test.

초 록

산화제 유동 변화를 위한 디스크를 예혼합실에 장착하여 디스크의 직경과 길이를 변경하며 PMMA/GOx를 이용한 하이브리드 로켓 모터의 지상연소 시험을 수행하였다. 디스크에 의해 산화제 유동의 와류유출(vortex shedding)이 발생하여, 연소율과 압력 진동 등의 연소 특성이 변화하였다. 따라서 하이브리드 로켓에서 발생하는 유동간섭과 연소 특성 사이의 상관관계를 파악하고, 연료 표면에 인접한 곳에서 발생하는 작은 크기의 와류와 예혼합실 안에서 발생하는 와류홀림과의 상호작용에 대해서 알아보기 위해 실험적 연구를 진행하였다.

Key Words: Hybrid Rocket Motor(하이브리드 로켓모터), Vortex Shedding(와류유출), Nonlinear Combustion Instability(비선형 연소불안정)

1. 서 론

와류홀림(vortex shedding)은 로켓 연소실 내의 안정성에 영향을 미치는 중요한 요인이다. 주

로 고체 로켓모터의 비-선형 연소불안정을 발생시키는 원인으로 알려져 있다. 특히 스페이스 셔틀 부스터로 사용되는 고체로켓 모터, 타이탄 IV SRMU, 아리안 5 부스 등의 대형 고체로켓에서 관찰된 압력 진동의 원인인 것으로 알려져 있다 [1,2,3]. 와류 홀림은 다음과 같은 세 가지 원인에 의하여 발생된다. 1) 연소 지연제(inhibitor)와

* 건국대학교 항공우주시스템공학과
** (주)한화 대전사업장 개발부
† 교신저자, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

같은 장애물에 의한 와류 발생과 흘림 2) 후 항계단(backward step) 등의 구조적 형태에 기인하는 유출, 3) 연소면 근처의 불안정한 평균유동에 의해 발생하는 벽 측 와류유출(parietal vortex shedding) 등이 있다. 고체 로켓모터와 하이브리드 로켓은 모두 고체연료 사용하는 로켓이므로 하이브리드 로켓 연소는 고체로켓 연소와 매우 흡사한 유동 특성을 나타내고 있다. 산화제 유입이 없는 고체로켓은 축 방향으로 층류유동이 발달하여 난류유동으로 발전하지만 하이브리드 로켓은 완전히 발달한 난류산화제 유동이 존재한다. 한편 하이브리드 로켓은 액체 산화제의 기화를 위한 예연소실(pre-chamber)과 연소효율 향상을 위한 후-연소실(post-chamber)을 장착하므로 후방계단이나 장애물에 의한 와류 흘림이 발생한다. 또한 연료로 유입되는 축방향 산화제 유동과 고체 연료 표면에서 발생하는 연료의 기화 유동 사이의 유동 간섭은 벽면 와류 유출을 일으켜 비선형 연소의 원인으로 보고되었다. 따라서 비록 고체 로켓과 하이브리드 로켓 연소율이 각각 압력과 산화제 플럭스에 비례하는 다른 연소 특성을 보여주지만 와류발생과 흘림, 유동간섭 등과 같은 내부 유동은 고체로켓과 하이브리드 로켓 모두 흡사 특성을 나타내고 있다. 본 논문에서는 하이브리드 로켓에서 발생하는 유동 간섭과 연소 특성사이의 상관관계를 파악하기 위하여 실험적 연구를 진행하였다.

2. 본 론

2.1 실험

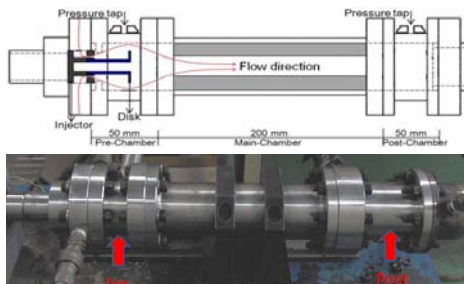


Fig.1 Schematic of the experimental setup

본 연구는 Poly Methyl Meth Acrylate(PMMA)를 고체 연료로 사용하였고, 기체 산소(GOx)를 산화제로 사용 하였다. 예혼합실, 연소실, 후연소실을 갖는 형태의 하이브리드 로켓 지상 연소실험 장치를 이용하였다. Fig. 1은 본 연구에서 사용한 하이브리드 로켓 모터다. 실험 장치는 예혼합실이 전체 길이의 1/8이 되도록 제작하였다. 이는 Rayleigh criterion을 기반으로 이 위치에서 첫 번째와 두 번째 longitudinal acoustic mode가 더 세게 나타나도록 하기 위함이다. 이번 실험에서는 예혼합실에 인젝터 이외에 아무것도 장착하지 않은 기본실험과 디스크를 장착했을 때의 와류흘림 변화를 통해 이로 인한 유동간섭 및 연소특성이 어떻게 변하는지 보고자 하였다.

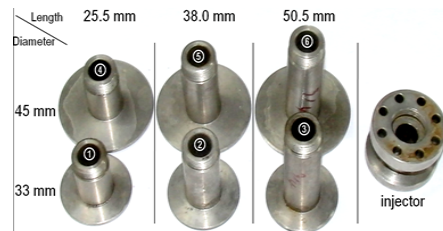


Fig. 2 Schematic of the experimental setup

Figure. 2는 실험에 사용한 인젝터와 6개의 디스크이다. 디스크 길이는 25.5, 38.0, 50.5 mm 세 가지 길이를 이용하였다. 이는 예혼합실 길이 방향의 1/4, 2/4, 3/4에 디스크가 위치하도록 한 것이다. 디스크 크기는 45mm와 33mm 두 가지를 이용하였다. PLC(Programming Logic Controller)와 솔레노이드 밸브를 이용하여 정해진 시간 동안의 산화제 유동을 제어하였으며, SEGA사의 Mass Flow Controller로 산화제 유량을 조절하였다[4]. 예혼합실(Pre-chamber) 중간에 디스크를 장착하여 인젝터에서 PMMA로 들어가는 산화제 유동을 부분적으로 막아 와류유출(Vortex shedding)을 만들어준다. 외경과 상관없이 길이가 같은 세 쌍이 비슷한 와류를 발생시켜 결과가 유사한 것을 볼 수 있다. 특히 1번과 3번에서 다른 주파수 특성이 나타났다.

2.2 결과

Figure. 3은 10Hz 크기를 비교해보았을 때 기본실험에서만 2.0 정도의 큰 값을 가졌고, 나머지 디스크를 장착했을 때 모두 0.5정도의 크기를 가졌다. 이는 압력 그래프와 비교해봤을 때 압력 진동이 기본 실험에서만 크게 나타나고 디스크를 장착했을 때는 똑같은 진동폭을 가진다. 따라서 압력진동의 크기는 10Hz의 주파수에 영향을 받는다.

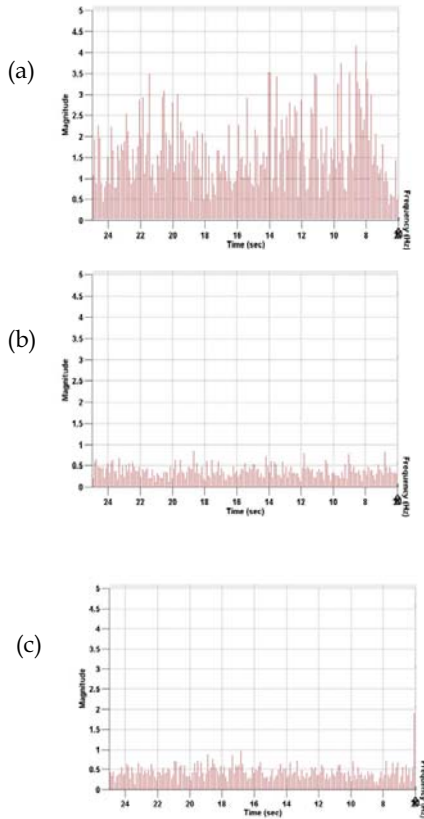


Fig. 3 Frequency magnitude of 100Hz
(a)Baseline (b)disk 1 (c)disk 3

기본 실험은 예혼합실에 어떠한 디스크도 장착하지 않은 실험으로 인젝터에 의해 축 방향으로 산화제가 유입된다. Fig. 4는 연소압력 그래프와 시간에 따른 주파수 분석을 수행한 결과이다. 압력그래프에서 보면 105~110psi 정도 유지 되는 것을 볼 수 있고 저주파에서 10~20Hz가 두드러

지게 나타난다. 100Hz 이상의 범위에서 뚜렷하게 나타나는 주파수영역이 3개 있으며 실험 시간에 따라 각 각 다른 특성을 가진다. 첫 번째 주파수 영역은 400~500 Hz로 10초 정도 짧은 시간에서 나타난다. 두 번째 주파수 영역은 440~530Hz로 첫 번째 주파수가 거의 사라질 때 쯤부터 시작되어 연소가 끝나는 지점까지 이어지는 것을 볼 수 있다. 3번째는 530~600Hz 범위에서 나타나며, 크기가 무시할 수 있을 정도로 매우 작으며, 연소가 끝날 때 쯤에 짧은 시간 동안 나타난다.

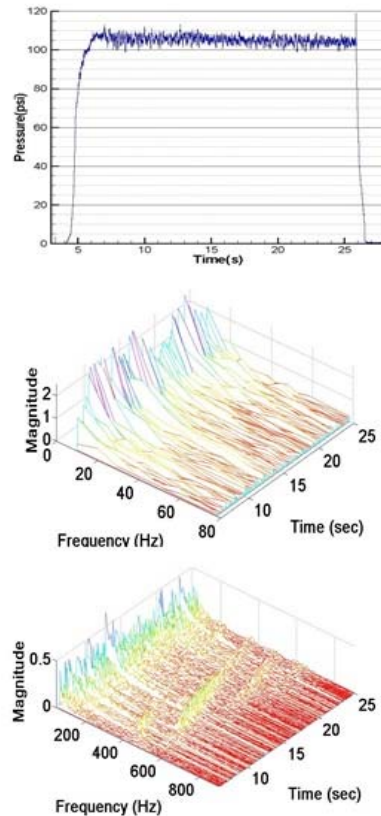


Fig. 4 Combustion pressure frequency waterfall of Baseline test

1번 디스크에서는 Fig. 5와 같이 10Hz 부근 주파수 크기가 매우 작아지고, 50Hz 부근까지 작은 크기의 주파수가 연소 전체에 걸쳐 이어진다. 50~900Hz를 보면 100Hz 부근에서 주파수가 발생하는데 연소시간 16초 이후에 200Hz 부근까지

점점 확장하는 것을 볼 수 있다. 또한 400Hz에서 발생한 주파수가 점점 200Hz부근으로 가면서 확장된 주파수와 상호간섭하는 것을 볼 수 있다. 이후 기본 실험과 같이 두 번째, 세 번째 주파수 영역이 나타나는데 크기는 더 커진 모습이다.

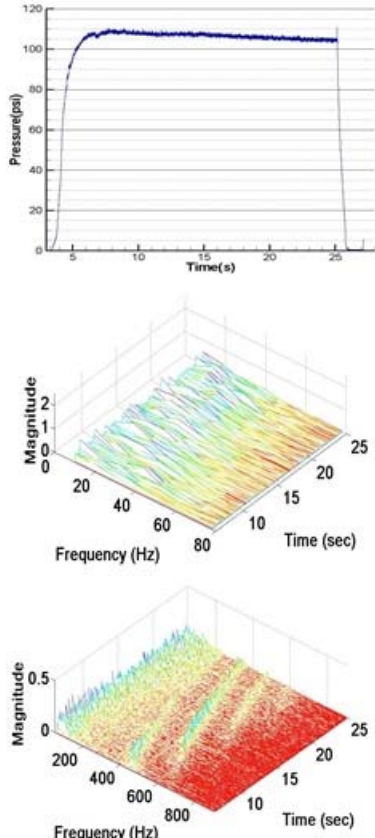


Fig. 5 Combustion pressure frequency waterfall of disk 1

3번 디스크는 Fig. 6과 같이 1번 디스크와 마찬가지로 10Hz 부근 주파수 크기가 작아졌고, 60Hz 부근까지 이어진다. 다른 점은 연소시간 12초 부근부터 60Hz 주파수가 나타난다는 것이다. 100Hz 부근도 마찬가지로 12초 이후부터 주파수 크기가 갑자기 커진다. 그리고 100Hz~200Hz 범위 안의 주파수는 1번 디스크 결과와 비교해 봤을 때 작은 크기의 주파수가 발생하지 않았다. 또한 400Hz에서 발생한 주파수와 상호간섭도 하지 않고, 두 번째, 세 번째 주파수 영역 모두 크기가 작아진 것을 볼 수 있

다. 이러한 주파수 특성은 각 연소 실험에서 예혼합실 안의 와류 유동의 간섭이 다르다는 것의 물리적 증거이다. 다른 디스크를 사용함으로써 예혼합실 안에서의 와류유동 변화로 연료 (PMMA) 안에서 다른 와류간섭을 발생시킨다.

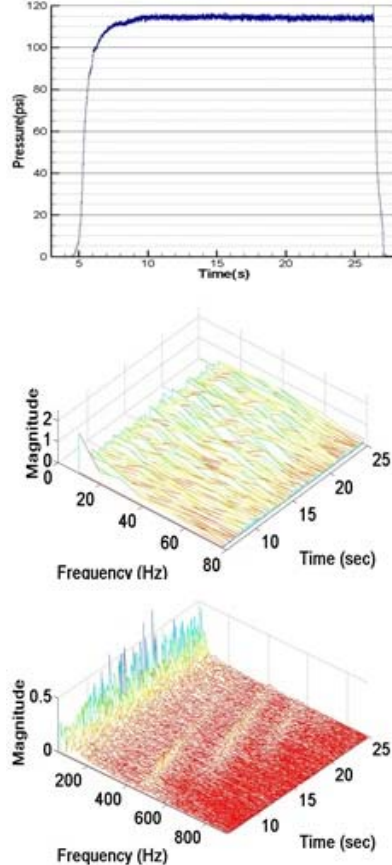


Fig. 6 Combustion pressure frequency waterfall of disk 3

Figure. 7은 1번 디스크와 3번 디스크를 정규화 해서 시간에 따른 크기 변화를 살펴보았다. 1번 디스크에서 150~200Hz 영역을 보면 16초 이후에 점점 주파수 영역과 크기가 확장되는 것을 볼 수 있고 400Hz에서 시작된 주파수가 200Hz 부근까지 도달하여 상호간섭을 한다. 반면에 3번 디스크에서는 50Hz~100Hz 영역의 주파수 크기가 크고 200Hz 이후 고주파에서는 크기가 작은 것을 볼 수 있다. 1번 압력 그래프를 보면 16초 이후에 압력이 떨어지는 것을 볼 수 있는데

100~200Hz 부근의 주파수 상호간섭 때문에 연소압력에 영향을 미쳤는지는 추후 연구가 더 필요하다.

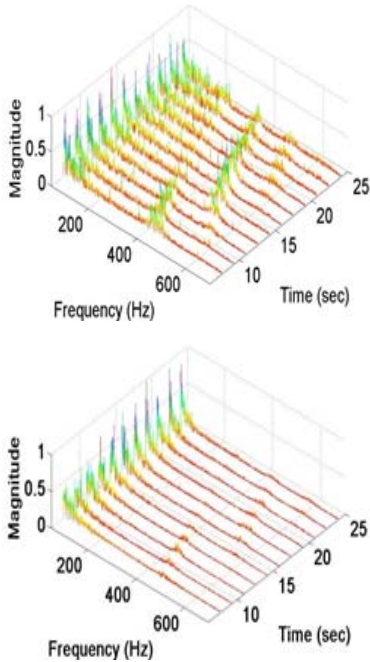


Fig. 7 Frequency waterfall of combustion Pressure with disk 1 and disk 3

3. 결 론

하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 비선형 연소의 원인을 파악하기 위하여 예혼합실을 전체 길이의 1/8로 제작하고, 예혼합실에 디스크를 장착하여 와류유출을 다르게 발생시키면서 연소 실험을 수행하였다. 10Hz 부근의 주파수 크기에 따라 압력변동이 달라지는 것을 확인하였고, 이는 들어오는 불규칙한 산화제 유동을 디스크로 안정화 시켜주어 나타나는 현상임을 간접적으로 알 수 있다. 또한 주파수 특성을 변화시키는 요

인이 디스크의 외경보다 길이 변화에 더 큰 영향을 받고, 와류유출 변화에 따라 연소 특성이 바뀌는 것을 확인할 수 있었다. 각 각의 디스크 별로 FFT(Fast Fourier Transform) 결과가 달라지는데, 특히 1번과 3번 디스크의 주파수 특성이 많이 다르다. 1번 디스크에서 100-200Hz 부근이 연소 시간이 지날수록 주파수 영역이 확장되면서 크기가 커지고 400Hz부터 시작된 주파수영역과 상호간섭하는 것을 볼 수 있다. 그러나 3번 디스크에서 100Hz 부근의 주파수 크기만 크게 나타날 뿐 이후 영역에서는 매우 작은 크기의 주파수만 볼 수 있다. 연소압력 그래프를 보면 1번 디스크에서 저주파 영역이 확장되는 순간에 압력이 떨어지는데 주파수의 상호간섭 때문인지는 더 많은 실험을 해봐야 한다. 또한 저주파부터 고주파까지 각 영역에서 나타나는 주파수 특성이 왜 나타나는지는 추가적인 연구가 필요하다

참 고 문 헌

1. Culick, F. E. C., "Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems," The Research and Technology Organisation of NATO, 2006
2. Malhotra, S., and Flandro, G. A., "On the Origin of the DC Shift," AIAA paper 7-3249, 1997
3. Flandro, G. A., "On Flow Turning," AIAA paper 95-2530, 1995
4. 신경훈, 박경수, 몬킨우, 이창진, "The Patterns of Streamwise Vortex on the Fuel Surface in Hybrid Rocket Combustion", KSPE Fall Conference paper pp.1~3, 2011