

하이브리드 로켓 모터 연소 중 발생하는 streamwise 와류 특성

신경훈* · 박경수** · 몬킨우** · 이창진**†

The Patterns of Streamwise Vortex on the Fuel Surface in Hybrid Rocket Combustion

Kyung-Hoon Shin* · Kyung Su Park** · Khin Oo Mon** · Changjin Lee**†

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. Isolated dimple-like surface roughness patterns distributed all over the fuel surface, which can be thought of as a realization of the inherent flow instability. It is very likely that the formation of cell structures is originated from the modification of boundary layer characteristics of an entering oxidizer flow caused by a blowing effect mainly taking place near the wall. This coincided with our LES results. It would be a meaningful basis to understand combustion instability of hybrid rocket motor.

초 록

산화제 유동 변화를 위한 디스크를 예혼합실에 장착하여, 디스크의 직경과 길이를 변경하며 PMMA/GOx를 이용한 하이브리드 로켓 모터의 지상연소시험을 수행하였다. 디스크에 의해 산화제 유동의 와류유출(vortex shedding)이 발생하여, 연소율과 압력 진동 등의 연소 특성이 변화하였다. 연소실험 후 PMMA를 축방향으로 잘라내어 연소면을 관찰하여, PMMA의 연소면 전체에서 딩플 형태의 패턴이 발견하였다. 이는 연소 과정 중 연소면 근처에서 발생하는 blowing 효과에 의해 변화된 산화제 유동의 경계층 특성에 기인한 것으로 보이며, LES 기법을 이용하여 수행한 수치적 연구 결과와 일치한다. 이는 하이브리드 로켓 모터의 연소불안정 현상을 이해하는데 중요한 자료로 판단된다.

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

* (주)한화 대전사업장 개발부

** 건국대학교 항공우주시스템공학과

† 교신저자, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

하이브리드 로켓은 안전성, 구조적 단순함, 추력 조절 가능, 상대적 저렴한 운용비 등의 장점으로 주목 받고 있다. 하지만 낮은 비추력과 더불어 저주파에서 발생하는 연소불안정 현상 등이 문제점으로 지적되고 있다. 로켓모터에서 발생하는 비선형 연소 불안정 현상은 모터를 파괴하는 심각한 문제를 일으킬 수 있으며, 이는 반드시 해결되어야 할 과제이다. 고체 로켓 모터의 경우 비선형 연소불안정 현상이 연소면에서 발생하는 유동 특성과 관련이 큰 것으로 알려져 있다[1,2,3]. 연료그레인 후반부에서 유동이 난류로 바뀌는 고체 로켓 모터와 유입되는 산화제의 영향으로 연료 고체 로켓 모터의 연료그레인 후반부의 연소 및 유동 현상 매우 비슷하다. 따라서 본 연구에서는 비선형 연소 불안정 현상에 영향을 미치는 연소면의 유동 특성을 확인하기 위하여 산화제 유동 조건을 변경하며 실험을 수행한 후 연료 그레인을 축방향으로 잘라 연소면의 특성을 파악하였다.

2. 본 론

2.1 이론

Flandro[1,2,3] 등은 고체로켓의 연소안정성에 영향을 미치는 와도 발생과 와류유출 메커니즘에 대해 연구하였다. 그에 따르면 비선형 연소불안정의 원인으로 설명된 연소면에서 와도의 발생은 최소한 다음의 다섯 단계를 거쳐 발생한다. (i) flow turning, (ii) pumping action, (iii) 연소실내 음향 모드와 와도와의 상호작용, (iv) 노즐과 와도와의 상호작용, (v) 연소실 내의 와도파(vorticity waves)와 난류간의 상호작용. Fig. 1은 와도 생성 메커니즘 중 주된 두 가지다. 이 두 메커니즘의 발생은 현재 매우 명확하게 규명되었으며, 이로 인해 와도파(vorticity waves)가 연소면에서 발생하고 평균유동에 의해 연소실로 이동한다. 그리고 연소실에서 음파와의 상호작용이 음파장(acoustic field)에 에너지전달을 일으키는 것으로 보이나 이 부분에서는 추가적인 연구가 필요하다.

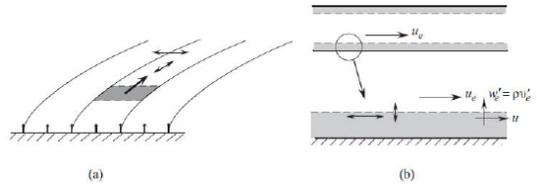


Fig. 1 Mechanism of Vortex Shedding (a) flow-turning (b) pumping action

Fig. 2는 각각 PMMA/GOx, HTPB/N2O, HTPB/GOx를 이용하여 수행한 하이브리드 로켓 연소 실험들[4,5]이다. 공통적으로 연료 그레인 후반부에 국부적인 연소가 발달한 것을 확인할 수 있다. 이것은 하이브리드 로켓의 연소실험에서 일반적으로 발생하는 현상으로 앞서 설명한 고체로켓에서의 와류유출과 유사한 현상으로 판단된다.

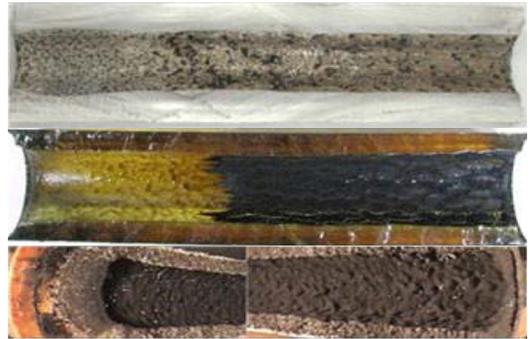


Fig. 2 Patterns of cell structures formed on the different fuel surfaces

2.2 실험

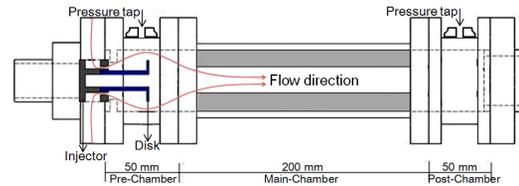


Fig. 3 Lab-scale hybrid rocket motor

본 연구에서는 Poly Methyl Methacrylate(PMMA)를 고체 연료로 사용하였고, 기

체 산소(GOx)를 산화제로 사용 하였다. 예혼합실, 연소실, 후연소실을 갖는 형태의 하이브리드 로켓 지상 연소실험 장치를 이용하였다. Fig. 2 은 본 연구에서 사용한 하이브리드 로켓 모터다.

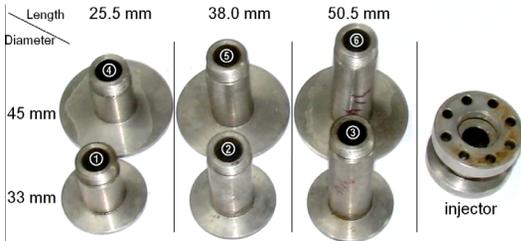


Fig. 4 Axial injector and 6 disks used to produce shedding vortices

Fig. 4는 본 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 시간동안의 산화제 유동을 제어하였으며, SEGA사의 Mass Flow Controller로 산화제 유량을 조절하였다.

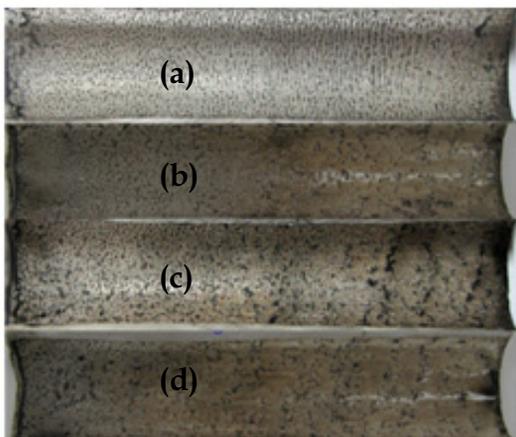


Fig. 5 Summary of different patterns of cell structure (a) baseline, (b) disk 1, (c) disk 4, (d) disk 5

Fig. 5는 다양한 디스크를 이용하여 실험 후 PMMA 연료그래인을 잘라 연소면을 관찰할 사진이다. (a)는 디스크를 사용하지 않은 Baseline case이다. (b)는 디스크 1, (c)는 디스크 4, (d)는 디스크 5를 이용한 경우이다. 베이스 라인의 경우 전반부에서 조밀한 입자 형태의 연소 흔적을 보이다가 중반부 이후 환형 띠를 일정하게 나타낸다. (c)는 (a)와 동일하게 초반부에는 조밀한 입자 형태의 연소 흔적을 나타낸다. 하지만 중반부 이후에는 (a)의 경우보다 간격이 넓고 사선 형태의 띠를 나타내고 있다. (a)와 (c)는 유입되는 산화제 유동과 연소면 근처에서 발생하는 blowing 효과와의 상호작용에 의해 와류가 연소면에 흔적을 남기는 것으로 보인다. (b)와 (d)의 경우는 연료그래인 초반부 약간에서 조밀한 입자 형태의 연소 흔적을 확인할 수 있으나 그 후에는 특징적인 연소 흔적을 확인할 수 없다. 이는 디스크 1과 디스크 5 사용 시 유입되는 산화제 유동 특성이 변화함에 따라 연소실내 층류부터 난류의 분포 범위를 변화시켜, 유동과 연소면의 blowing 효과와 상호작용이 발생하지 않은 것에서 기인하는 것으로 추측되나 추가적인 연구가 필요하다.

23 수치해석

실험조건에 대해서 수치해석 방법을 이용하여 추가연구를 수행하였다. Fig. 6과 같이 실린더 유동에 blowing 효과를 추가하여 고체로켓의 경우, 비선형연소 현상의 원인으로 밝혀진 연소면에서 발생하는 와류와 하이브리드 로켓의 특징인 산화제 유동을 고려하였다.

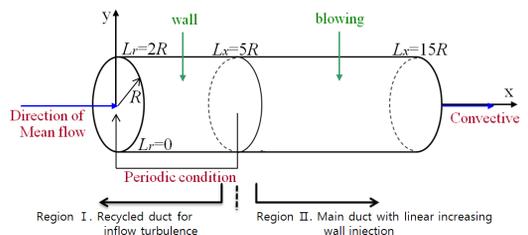


Fig. 6. Schematic of Simulation condition

Fig. 7은 LES 해석 결과로, 연소면 근처의 와류 유출이 실험결과와 일치한다. 따라서 하이브리드로켓에서도 고체로켓과 같이 비선형연소의 한 원인이 되는 연소면에서 발생하는 와도가 발생함을 확인하였다.

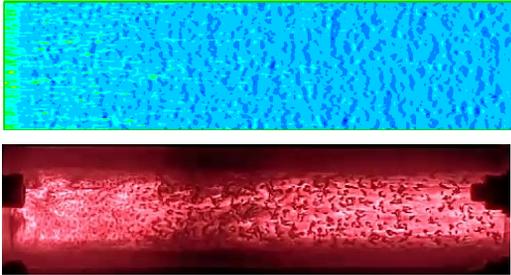


Fig. 7 Comparing LES result and experimental result

3. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 비선형 연소의 원인을 파악하기 위하여, 예혼합실에 산화제 유동을 변화시키는 디스크를 장착하여 연소실험 후 PMMA 연료그레인을 잘라 streamwise vortex에 의해 연소면에 발생한 혼적을 관찰하였다. 또한, 이를 LES 결과와 비교하였다.

Baseline case와 디스크 4를 이용한 실험에서 산화제 유동과 연소면에서 발생하는 blowing 효과 간의 상호 작용에 의해 일정하게 발생하는 streamwise vortex의 연소혼적을 확인할 수 있었다. 또한, 실험조건에 대한 LES 계산을 수행하여

실험 결과에 부합하는 결과를 얻었다. 디스크 1과 디스크 5 사용 시에는 앞의 경우와 같은 연소혼적을 확인할 수 없었다. 산화제 유동과 blowing 효과간에 서로 상호작용을 하지 않거나, 연소실내 내부 유동의 급속한 발달 등이 그 가능성으로 추측되나 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. Evans, B., Favorito, N. A., Boyer E., Risha G. A., Wehrman, R. B., Kuo, K. K., "Characterization of Nano-Sized Energetic Particle Enhancement of Solid-Fuel Burning Rates in an X-Ray Transparent Hybrid Rocket Engine," AIAA paper 2004-3821, 2004
5. 국태승, 길성만, 김진곤, 문희장, 정은미, 유덕근, 김수종, "하이브리드 연소에서 연료에 따른 연소 특성에 관한 실험적 연구," 한국항공우주학회 2003년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 703-710. 2003