

스윙 강도에 따른 하이브리드 로켓의 연소 불안정 영향

김정은*, 이설하*, 김지은*, 김지혜*, 유민정*, 한송이*, 이창진*

Effects of Combustion Instability by Swirl Intensity in Hybrid Rocket

Jungeun Kim* · Sulha Lee* · Ji Eun Kim* · Ji Hye Kim* · Min Jeong Yoo* · Songee Han* · Changjin Lee*

ABSTRACT

The addition of swirl is a common technique used in premixed combustors in order to gain stability of the combustion with the improvements in mixing characteristics. recent experimental studies have observed that the addition of swirl oxidizer flow can effectively reduce the combustion instability in hybrid rocket. Investigation was continued to analyze the effect of the swirl on the internal flow of hybrid rocket engine main combustion chamber. The flow influenced by wall blowing as a representation of fuel evaporation interacts with swirling flow. Swirl angle increases, the amplitude of the combustion pressure decrease as the unstable combustion processes. These results suggest that the oxidizer swirling flow by the swirl angle causes the change of the turbulent flow characteristics inside the combustion chamber and suppresses the factors causing the combustion instability.

초 록

하이브리드 로켓의 연소 실험 과정에서 저 주파수 대역이 증폭하는 연소 불안정이 관찰되었다. 반면, 터빈 연소기에서는 혼합 특성 향상을 통하여 연소의 안정성을 얻기 위해 스윙 유동을 사용한다. 본 연구에서는 하이브리드 로켓의 연소 불안정을 감소시키기 위하여 스윙 인젝터를 사용하여 실험하였다. 그 결과, 하이브리드 로켓에서 스윙 인젝터를 통하여 산화제를 주입한 경우 연소 불안정이 감소하였다. 산화제의 스윙 유동의 변화는 연소실 내부의 난류유동 특성을 변화시키며 그 결과, 연소 불안정에 영향을 미친다. 따라서 스윙 각도 변화를 통하여 스윙 넘버 변화를 변화시킴으로써 유동 특성 변화에 대해 알아보았다. 유동 특성 변화가 주파수 특성에 미치는 영향, 압력진동과 연소진동의 상관관계에 대해 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Combustion Instability(연소 불안정), swirl flow(선회 유동), Flow dynamics, Flame dynamics

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

† 교신저자, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

하이브리드 로켓 연소 과정에서 100Hz 미만의 압력 진동이 발생한다. 이 현상은 연료 표면의 산화제 경계층의 발달 지연과 연료로 전달되는 대류 열 전달량의 변화가 연계되어 나타나는 열적지연 현상이다. 또한, 특정한 경우 100Hz 미만의 압력 진동이 크게 증폭하여 저주파수 연소 불안정성(Low Frequency Instability)이 발달한다.

반면, 터빈 연소기에서는 혼합 특성 향상을 통한 연소의 안정성을 얻기 위하여 스월을 사용한다. 최근 실험 결과에 의하면, 하이브리드 로켓에서 스월 인젝터를 통하여 산화제를 주입할 경우 연소 불안정성이 감소하였다.

따라서 본 논문에서는 스월 넘버에 따라 저주파수 연소 불안정성 변화에 대해 실험한 후, 입구 유동에 따른 유동 특성 변화가 주파수 특성에 미치는 영향, 압력진동과 연소진동의 상관관계에 대하여 확인하였다.

2. 실험 장비

본 연구에서는 기체 산소(GOx)를 산화제로 사용하였고, PMMA(Poly Methyl Meth Acrylate)를 고체 연료로 사용하였다. Fig. 1은 연소 실험에 사용한 하이브리드 로켓의 사진이다. 주 연소실 길이는 400mm, 후 연소실 길이는 75mm, 예 연소실 길이는 45mm로 고정하였다.

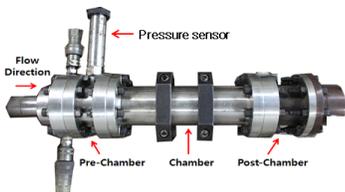


Fig. 1. Baseline experimental Set-up

인젝터는 Fig.2과 같으며 유동 방향의 각도에 의하여 스월 넘버(Swirl number)를 변화하였다.

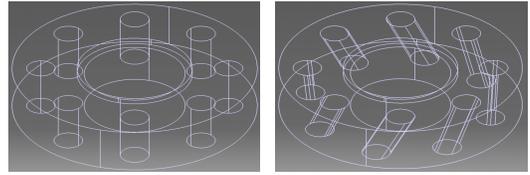


Fig. 2. axial injector VS swirl injector of 15 degree

3. 실험 결과

스월 각도(Swirl angle)의 범위는 0°~15°로 하였다. Fig. 3은 스월 각도에 따라 나타나는 연소 압력을 나타낸다.

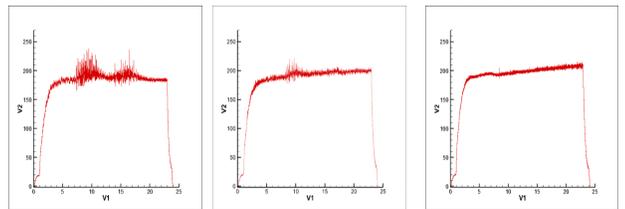


Fig. 3. pressure trajectories of combustion pressure at swirl angle 0, 7, and 10 degree.

실험 결과에 따르면 스월 각도가 0°인 경우 연소 불안정성이 발생한다. 그러나 스월 각도가 증가함에 따라 압력진동 증폭이 감소하는 결과를 확인할 수 있다. 게다가, 스월 각도가 10°인 경우, 연소 불안정성이 관찰되지 않으며 연소는 완전 안정한 상태로 변화한다. 그러므로 스월 각도 7°~10° 사이에 연소 불안정성 발달을 결정하는 특정 스월 넘버가 존재한다.

실험 결과, 스월 각도에 따른 산화제의 스월 유동의 변화가 연소실 내부의 난류 유동 특성을 변화시키고 연소 불안정성에 영향을 미친다. 따라서 본 논문에서는 입구 유동 변화에 따라 유동 특성 변화가 주파수 특성에 미치는 영향, 압력진동과 연소 진동의 상관관계에 대하여 확인하였다.

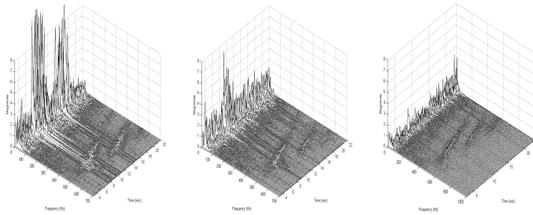


Fig. 4. FFT(Fast Fourier Transform) of combustion pressure at swirl angle 0, 7, and 10 degree.

Fig. 4는 입구 유동 변화에 따라 유동 특성 변화가 주파수 특성에 미치는 영향을 나타낸 것이다. Jerome, Pucci에 의하면, 스윙 각도가 0인 경우 20Hz와 500Hz 대역의 주파수가 크게 증폭하는 것을 확인할 수 있다. 반면 스윙의 각도가 증가할수록 20Hz의 증폭이 감소하며 500Hz의 주파수가 점차 사라진다. 실험 결과, 스윙 각도 증가에 따라 20Hz 대역의 진폭이 크게 감소하였다.

4. 결론

하이브리드 로켓 연소 과정 중 특정한 경우 100Hz 미만의 압력진동이 증폭하는 저주파수 연소 불안정성이 발달한다. 본 논문에서는 스윙 인젝터를 사용함으로써 연소 불안정성의 발달을 감소시켰다. 스윙 각도에 따른 산화제의 스윙 유동의 변화가 연소실 내부의 난류 유동 특성을 변화시킴으로써 연소 불안정성에 영향을 미친다. 따라서, 스윙 각도가 증가함에 따라 압력진동 증폭이 감소하는 결과를 확인하였다.

본 논문에서는 스윙 유동에 의한 유동 특성 변

화가 주파수에 미치는 영향과 압력진동과 연소 진동의 상관관계에 대해 확인하고, 주 연소실 가시화를 통하여 스윙 넘버에 따라 연소실 내부의 난류 유동 특성 변화를 관찰할 것이다. 그 결과, 스윙 유동의 유동 특성 변화가 연소 불안정성에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 메커니즘을 정리할 것이다.

참고 문헌

1. Kyungsu Park, Changjin Lee, "Low Frequency Instability in hybrid rocket post-chamber configuration," J. of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 42(1), 29-36(2014)
2. Young Joo Moon, Changjin Lee, "Dynamics of Post Chamber Flame and Combustion Pressure in Hybrid Rocket," 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2016-4869)
3. J. Messineo, J. -Y. Lestrade, J. Hijlkema, J. Anthoine, "3D MILES SIMULATION OF A HYBRID ROCKET WITH SWIRL INJECTION," Space Propulsion 2016, May 2016, Italy.
4. Justin M. Pucci, "The effects of swirl injection design on hybrid flame-holding combustion instability," AIAA Paper 2002-3578, July 2002.