

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 567-574(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.567

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

스월에 의한 하이브리드 로켓의 연소압력과 연소반응 진동의 결합 거동

김정은*, 이창진**

Coupling Behavior of Pressure and Heat Release Oscillations
by Swirl Injection in Hybrid Rocket

Jungeun Kim* and Changjin Lee**

Dept. of Aerospace Engineering, Konkuk University***

ABSTRACT

Swirl injection induces not only the increase in fuel regression rate but also the reduction of combustion pressure oscillation. This acts, in turn, to stabilize combustion process. Thus, this study primarily focuses on the change in flow structure in the main chamber by swirl injection. Then examining the change in flow structure was done to understand the physical process for stabilizing combustion. In the results, the application of swirl injection could suppress the generation of p' and q' in 500Hz band and could shift the phase difference and cross correlation. Further investigations with combustion visualization also show that the development of helical motion near surface region affects the small-sized vortex generation and shedding yielding combustion stabilization eventually.

초 록

스월은 연료의 후퇴율 증가뿐 아니라 연소 압력의 진동을 감소시키며, 하이브리드 로켓의 연소안정화에 기여하는 것으로 알려져 있다. 따라서 스월 산화제 분사에 의한 주연소실 내부의 유동 구조의 변화를 이해하고 연소안정화의 물리적 과정을 실험적으로 연구하였다. 결과에 의하면, 스월은 주연소실의 유동 구조를 변화시켜 후연소실의 500Hz 대역 p' 과 q' 의 발생을 억제할 뿐 아니라 두 진동의 위상차를 변화하여 상호결합(coupling)에 영향을 주고 있음을 확인했다. 또한 후연소실 화염 가시화를 통하여 스월에 의한 선회운동량의 증가로 와류발생과 흘림 등이 변화하여 연소안정화에 기여하는 것으로 분석됐다.

Key Words : Swirl Injection(스월 분사), Combustion Instability(연소 불안정), Hybrid Rocket Combustion(하이브리드 로켓 연소)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 100Hz 미만의 연소 압력이 특정한 조건에서 증폭하여 저주파수 연소불안정(LFI; Low Frequency Instability)이 발생하는 비

선형적인 연소특성을 갖고 있다. 저주파수 연소 불안정은 고체연료의 열전달 특성과 밀접한 열적 지연(thermal lag)과 연소 경계층이 외부교란에 적응하는 압력 진동이 상호 공진하여 발생한다 [1]. 최근의 실험결과를 보면, 20Hz 대역의 강한

† Received : January 15, 2018 Revised : June 26, 2018 Accepted : June 30, 2018

** Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

저주파수 압력 진동과 진폭은 매우 약하지만 500Hz 대역의 압력 진동도 관찰된다[2]. 김도영 등[3]의 LES 결과에 의하면 연료의 기화 유동과 산화제 유동의 상호간섭에 의해 경계층에서 형성된 작은 크기의 와류가 후연소실로 유입됨에 따라 500Hz 압력 진동이 발생한다고 보고하였다. 또 다른 연소 가시화 실험결과는, 500Hz 대역의 연소 진동의 발생도 확인하였는데, 연소 진동은 미연연료가 후연소실의 전단층에서 추가적으로 연소하기 때문에 발생하는 것으로 알려졌다[4]. 또한 최근의 실험에서는, 500Hz 대역의 압력 진동과 연소반응 진동이 1초 당 14~17번 정도 양의 결합(positive coupling)을 형성하면서 주연소실의 경계층을 교란하는 외부섭동으로 작용하여 고체연료의 열적지연 특성과 공진함에 따라 저주파수 연소불안정으로 발달한다고 제안하였다[5].

파이프에서 스웰은 회전 속도성분과 중심 영역의 축 방향 속도성분의 두 가지 유동구조를 가지고 있어 연료와 혼합을 증진시키는 역할을 한다. 또한, 스웰은 가솔린 엔진, 디젤 엔진, 가스 터빈, 산업용 용광로 등 일반 연소시스템에서 연소를 안정화시키는데 효율적이다[6]. Iudiciani 등[7]은 스웰에 의한 재순환 영역 형성이 점화원의 역할을 함으로써 연소안정화에 기여하고 있음을 확인했다. 한편, 하이브리드 로켓에 스웰 산화제 분사를 적용하여 연소 가시화를 수행한 연구 결과가 보고되고 있다. Yuasa 등[8]은 하이브리드 로켓에서 축 방향과 스웰 산화제 분사를 각각 적용하여 화염 분포와 거동을 가시화하였다. 그 결과, 스웰은 표면 근처에서 나선형 속도 성분을 나타내며 중심선 근처에서는 회전 성분을 유도하는 것이 관찰되었다. 표면 근처의 나선형 속도 성분은 고체 연료의 대류 열전달을 증가시켜 후퇴율 향상에 기여하였다.

한편 최근 연구에 따르면 하이브리드 로켓에서 스웰 산화제 분사는 후퇴율의 증가뿐 아니라 연소를 안정화시킬 수 있음이 알려졌다. Bellomo 등[9]은 축 방향 산화제 분사보다 스웰 산화제 분사가 연소압력의 진폭을 감소시킨다고 보고하였다. 또한 Pucci 등[10]은 실험적 방법으로 스웰 산화제 분사에 따른 연소 안정화를 연구한 결과, 스웰 세기가 특정 값 미만 혹은 전혀 없을 때 20Hz와 600Hz 대역의 압력 진동이 증폭되는 것을 관찰하였다. 반면 스웰 세기가 특정 값 이상이 되면 CTRZ (Central Toroidal Recirculation Zone)가 중앙에 형성되어 산화제를 예열함으로써 연소가 안정화된다고 주장하였다. Messineo 등[11]은 스웰 산화제 분사에 의해 벽면에서 작

은 크기의 와류발생과 흘림(shedding)이 감소하고 그 결과 500Hz 대역의 연소압력 진폭이 감소하며 연소 안정화에 기여한다고 주장하였다.

많은 연구에서 스웰은, 매우 국부적인지만, 고체연료의 후퇴율 증가뿐 아니라 연소 압력의 진동을 감소시키며, 적절한 스웰 세기에서 연소가 안정화 될 수 있음을 보고하고 있다. 이러 결과는 스웰 산화제 분사가 연소안정화에 매우 긍정적인 영향을 보여주지만 연소안정화에 어떻게 기여하는지에 대한 상세한 물리적 과정에 대한 연구는 아직 이루어지지 않았다. 따라서 본 연구에서는 스웰 산화제 분사에 따른 연소압력의 진동특성 변화와 후연소실의 500Hz 대역 p' 과 q' 의 결합 관계를 분석하여 연소안정화가 이루어지는 과정을 실험적으로 연구하였다.

II. 본 론

2.1 실험장치 구성

실험에서는 산화제와 연료를 각각 기체산소(GOx)와 PMMA (Poly Methyl Meth Acrylate)를 사용하여 하이브리드 로켓의 연소 실험을 실시하였다. Fig. 1은 후연소실(post-chamber)의 연소 가시화 이미지를 보여주고 있다. 연소반응과 유동의 가시화를 위하여 반사율이 50%인 특수 유리를 전방에 설치하고 후연소실의 이미지를 두 방향으로 분할하여 촬영하였다. 이미지 촬영은 Casio사의 Exilim EX-1 카메라를 이용하였고 연소반응은 Hamamatsu사의 PMT H10722로 광자 방출을 측정하였다. 이때 화학 발광 이미지를 얻기 위해 카메라와 PMT 전방부에 CH^* 필터를 장착하여 촬영하였다. 카메라의 촬영속도는 1200 fps이며 최대 600Hz 주파수 특성을 갖는 물리량을 측정할 수 있다. 후연소실의 연소 가시화, 이미지에서 광도 추출, 이미지 후 처리에 대한 자세한 내용은 참고문헌 [12]에 정리되어 있다.

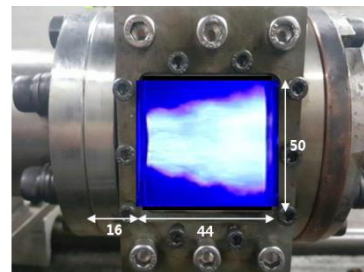


Fig. 1. Configuration of post-chamber for visualization

Table 1. Summary of combustion test cases

Test	Test A (Baseline)	Test B	Test C
Swirl angle (degree)	0	7	10
Main chamber length (mm)	400	400	400
Post chamber length (mm)	75	75	75
Mass flow rate (g/s)	20	20	20
Remarks	LFI	Weak LFI	Stable

Table 1은 연소 시험을 위해 사용한 각 실험 조건을 요약하였으며 축 방향 인젝터(Test A)와 스윙 인젝터(Test B, C)를 사용하여 산화제를 분사하였다. Test A는 저주파수 연소 불안정이 발생하는 경우이다. Test B는 스윙 인젝터의 각도를 7도로 하여 약한 스윙을 적용한 경우이다. Test C는 스윙 각도를 10도로 변화하여 스윙 세기를 증가하였으며 유동의 흐름 및 화염 구조의 변화를 관찰하였다.

Kitagawa[13]는 스윙 인젝터 분사구의 수와 단면적의 변화에 따라 후퇴율이 증가한다고 보고하였다. 연구 결과에 의하면, 스윙 세기가 특정 값 이상이 되면 연소 불안정이 완화되는 것을 확인하였다. 한편, Potchara[14]는 스윙 인젝터 분사구 각도에 따른 스윙 세기 변화와 후퇴율 변화를 관찰하였다.

본 연구에서는 스윙 인젝터의 분사구 각도 변화를 통하여 스윙의 세기를 조절하였다. 스윙 인젝터의 분사구 각도는 각각 0°(축 방향 분사), 7°, 10°이며, Fig. 2는 축 방향과 스윙 인젝터의 형상을 보여주고 있다.

한편 스윙 각도 변화에 따른 스윙 세기의 변화를 확인하기 위하여 스윙 각도와 연료의 후퇴율

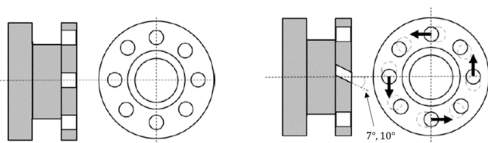


Fig. 2. Schematics of top and cross-section view of axial and swirl injector

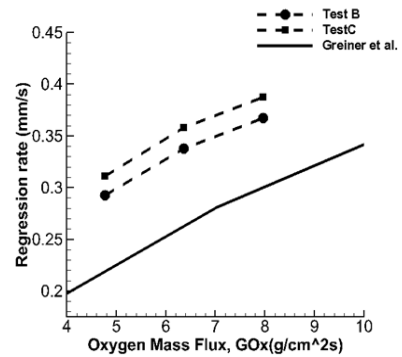


Fig. 3. Comparison of regression rates in Test B, Test C with that of reference[15]

변화를 측정하여 스윙 인젝터 검증을 실시하였다. Fig. 3은 스윙 세기 변화에 따른 후퇴율의 변화를 참고문헌 [15]의 결과와 비교한 그림이다. 후퇴율은 스윙 세기의 증가에 따라 선형적으로 증가하는 동일한 경향성을 나타내고 있다.

Rayleigh 기준은 연소 시스템에서 압력 진동 (p')과 연소반응 진동(q') 사이의 상관관계를 나타내는 중요한 식이며 이들의 위상차는 연소 압력의 증폭을 결정하는 매우 중요한 인자이다[16]. 식 (1)은 Rayleigh 기준을 나타내고 있다.

$$\int_{cycle} p'q' dt > 0 \tag{1}$$

따라서 두 변동 사이의 위상차를 측정함으로써, 연소 불안정으로 이어지는 양의 결합과 안정한 연소를 나타내는 음의 결합을 확인할 수 있으며 불안정성 발생 여부를 판단할 수 있다. 이때 전달 함수 $F(f)$ 는 연소압력 진동과 연소반응 진동 사이의 위상 각 ϕ_{pq} 를 추정하는 효과적인 방법이다. 식 (2)는 압력과 광도 시간 신호의 FFT(Fast Fourier Transform) 결과를 사용하여 주파수 영역에서 정의되는 전달 함수를 정의하고 있다.

$$F(f) = \frac{(p'/\bar{p})}{(L'/\bar{L})} = G(f)\exp[j\phi(f)] \tag{2}$$

$p'/\bar{p}(f)$ 는 연소압력 측정 데이터, $L'/\bar{L}(f)$ 는 PMT로 측정된 광도변화 데이터의 Fourier 변환을 의미하고 있다. 여기서 G 는 modulus 또는 전달함수 이득이며, ϕ_{pq} 는 위상각이다. 이때 양의 결합에서 위상각의 절대 값 $|\phi_{pq}|$ 은 $\pi/2$ 보다 작고 음의 결합은 $|\phi_{pq}|$ 이 $\pi/2$ 보다 크다.

2.2 실험 결과

2.2.1 압력 진동과 연소반응 진동

연소 불안정성이란 연소 압력의 진폭이 평균 압력의 5% 이상으로 진동하는 경우를 의미한다. 하이브리드 로켓은 10~30Hz의 진동 특성을 갖는 저주파수 연소불안정이 발생하는데, 특히 박경수 [2] 등에 의하면 저주파수 연소불안정은 연소 도중에 갑자기 발생하는 것으로 확인되었다. 그림 4는 연소불안정이 발생하는 조건에서 스윙 각도를 0부터 점차 증가할 때 이에 대한 연소 압력의 변화를 보여주고 있다. 스윙 세기 증가에 따른 연소 압력의 최대 진폭은 Test A, Test B 및 Test C에서 각각 평균 압력의 23.5%, 14.4%, 2.3%로 나타났다. 특히 스윙 각도가 10도인 경우 (Test C), 연소불안정에서 나타나는 연소 압력의 갑작스런 증폭이 완전히 사라지고 안정한 연소가 관찰됨에 따라 스윙 세기 증가는 연소안정화에 상당한 영향을 미치고 있음을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 후연소실 가시화를 통하여 유동 구조의 변화를 확인하고 스윙 세기 증가에 따른 후연소실의 p' , q' 진동의 위상차 변화를 계량화함으로써 스윙이 LFI 발생에 미치는 영향을 분석하였다. 가시화 창에 그늘음이 축적됨에 따라 가시화 시간은 12초로 제한하였다.

Figure 4에서 연소압력 진동이 안정적인 경우 (영역 1)와 불안정 연소가 발생하는 부분(영역 2)을 각각 구분하였다.

많은 실험연구에서 나타난 결과를 볼 때 스윙 산화제 분사로 인한 산화제 유동은 후연소실의 연소반응 진동에 영향을 미칠 수 있다고 가정하

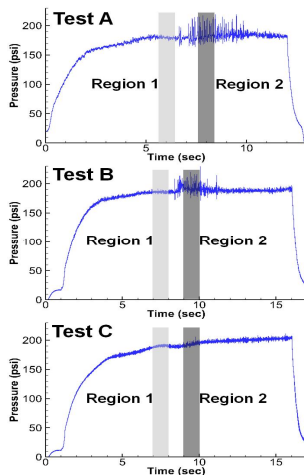


Fig. 4. Trajectory of combustion pressure oscillations in Test A, B and C

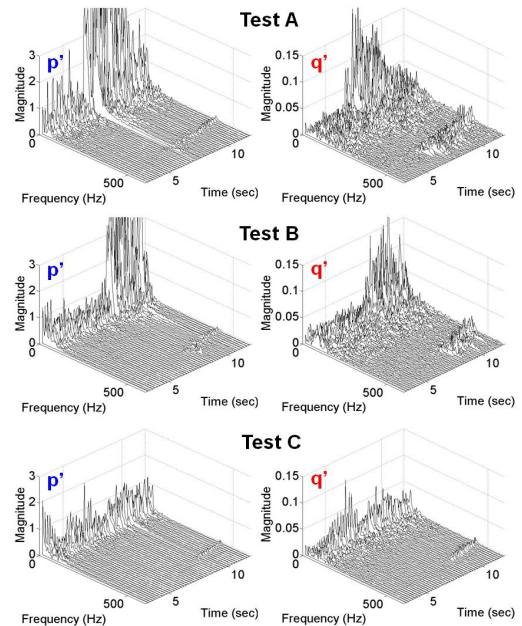


Fig. 5. Comparison of FFT results of pressure and CH^* chemiluminescence fluctuations in Test A, B and C

였다. 그러므로 본 연구에서는 PMT를 이용하여 후연소실의 연소반응과 관련된 광도 변동을 측정함으로써 스윙 세기 증가에 따른 후연소실의 연소반응 진동을 관찰하였다.

Figure 5는 스윙 세기 증가에 따른 연소 압력과 CH^* 화학발광을 통해 얻은 이미지로부터 추출한 화염 밝기의 FFT 결과를 보여주고 있다. LFI의 발생과 관계없이 모든 연소 조건에서 500Hz 대역의 압력 진동과 연소반응 진동이 관찰되는 것은 매우 흥미롭다.

또한, 스윙 세기가 증가함에 따라, LFI의 진폭은 점차 감소하고 있으며 Test C에서는 연소 압력의 진폭이 감소하여 매우 안정한 연소가 나타난다. 그 결과, 스윙 산화제 분사가 후연소실의 유동 구조 및 연소 특성 변화에 많은 영향을 미치고 있는 것으로 판단된다.

Figure 6은 Test A, B C의 영역 1과 2에서 관찰되는 20Hz, 500Hz 대역 연소압력과 연소반응 진동의 주파수 특성을 비교하고 있는 그림이다. 안정한 연소가 나타나는 영역 1에서는 연소압력 (p')의 특별한 주파수 피크가 보이지 않는다. 반면, 변화는 약하지만 스윙 세기 증가에 따라 주파수 특성이 점차 증가하는 것이 관찰된다.

한편, Test A에서 연소반응 진동(q')은 약 45Hz 부근에서 약한 주파수 피크가 관찰되며 그

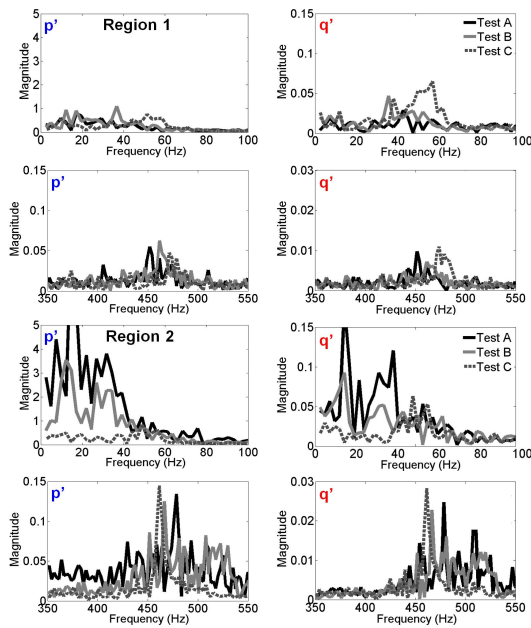


Fig. 6. Frequency characteristics of p' (top) and q' (bottom) of 20Hz(left) and 500Hz(right) band in region 1, 2

이외의 경우에는 피크가 관찰되지 않는다. 그러나 Test B의 경우 주파수 피크가 40Hz 대역에서도 나타나며 Test C에서는 50~60Hz 대역으로 연소압력의 주파수 피크의 천이가 관찰된다. 따라서 스윙은 저주파수 대역의 p' 와 q' 의 주파수 특성을 동시에 천이시키고 있음을 확인할 수 있다.

불안정 연소가 나타나는 영역 2에서 p' 와 q' 의 주파수 특성은 영역 1과 매우 다른 특징을 보여준다. Test A의 영역 2는 연소압력의 증폭이 나타나는 LFI 영역으로 20Hz 대역 p' 의 주파수 피크가 발생하고 있다. 그러나 스윙 세기를 증가시킨 Test B와 C에서는 동일한 대역 p' 의 주파수 피크가 점차 사라지고 있다. q' 의 주파수 특성도 p' 와 동일하게 20Hz 대역의 주파수 피크가 감소가 나타나며 동시에 50~60Hz 대역으로 주파수 피크가 이동하고 있어 p' 와 동일한 주파수 천이를 보여주고 있다. 따라서 스윙은 연소불안정 현상의 특징인 20Hz 대역의 p' 와 q' 의 강한 주파수 피크를 감소시키며 동시에 50~60Hz 대역으로 주파수 피크를 천이시키는 역할을 한다.

한편, 20Hz 대역 p' 와 q' 의 주파수 특성과 함께 작은 크기의 500Hz 대역 p' 와 q' 의 변화가 관찰되는 것은 매우 흥미로운 일이다. 안정한 연소 구간인 영역 1의 경우 스윙 세기 변화에도 500Hz p' 와 q' 의 주파수 피크가 관찰되는 것을

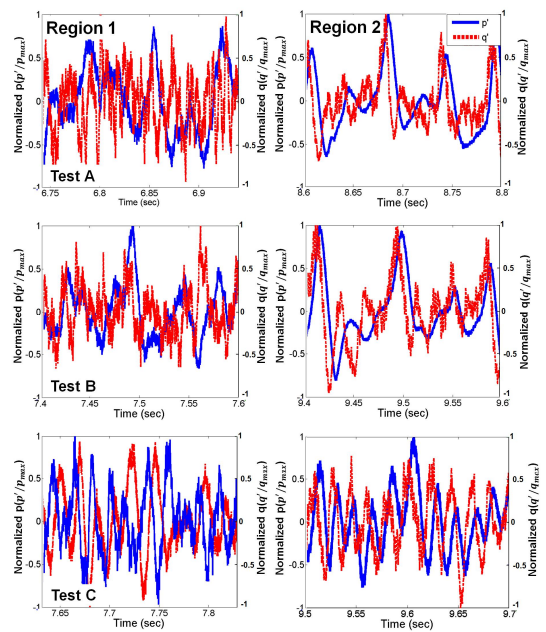


Fig. 7. Overlay of p' - q' trajectory of Test A, B and C, in region 1(left) and 2(right)

통해 이들의 발생은 스윙과 무관함을 알 수 있다. 그러나 영역 2에서 500Hz의 p' 와 q' 의 주파수 피크는 영역 1보다 매우 큰 피크가 발생하므로 주파수 특성은 동일하지만 무엇인가 다른 물리적 관계가 있음을 짐작할 수 있다.

Figure 7은 20Hz 대역 p' 와 q' 의 주파수 특성을 비교한 그림이다. 안정한 연소 구간인 영역 1에서 Test A, B의 p' 와 q' 를 비교하면 다양한 주파수 대역의 진동 특성이 나타나고 있지만 두 진동 사이에 상호의존 관계는 없는 것으로 보인다. Test C의 p' 와 q' 도 비슷한 주파수를 보여주고 있으며 상호 의존관계를 갖고 있는 것은 아니다.

반면, 불안정 연소 구간인 영역 2에서 Test A, B의 p' 와 q' 는 모두 20Hz 대역의 주파수 특성을 갖고 있으며 진동의 피크가 일치하는 것을 통해 p' 와 q' 가 상호의존 관계를 갖고 있음을 짐작할 수 있다. 그러나 Test C의 p' 와 q' 는 두 진동 사이의 상호의존 관계가 발생하지 않는다.

파형을 단순히 비교함으로써 두 진동 사이의 상호결합 관계를 판단하는 것은 매우 부정확하다. 따라서 보다 객관적인 판단 기준이 필요하며 식 (2)의 전달함수는 두 진동 사이의 상호관계를 수학적으로 정의한 식이다. Test C의 p' 와 q' 는 영역 1과 2에서 모두 비슷한 주파수 대역을 나타내고 있기 때문에 두 진동 사이의 상호결합 관계를 판단하기 어렵다. 하지만 위상차를 구해보면

그 관계를 쉽게 판단할 수 있다. 특히, 이전 연구에 의하면, 20Hz, 500Hz 대역 p'와 q'의 위상차 변화와 상호결합 생성은 LFI 발생에 중요한 역할을 하는 것으로 보고되었다[5].

Figure 8은 Test A, B와 C의 p'와 q' 측정값의 전달함수를 구한 후, 20Hz 부근의 주파수 변화에 대한 전달함수의 위상각 ϕ_{pq} 의 변화를 보여 주고 있다. p', q'의 위상각 $\phi_{pq}=0$ 이면 두 진동이 완전히 공진함을, $|\phi_{pq}|<\pi/2$ 이면 시간이 지나면서 점차로 증폭됨을, $|\phi_{pq}|>\pi/2$ 이면 두 진동은 어떤 상관관계도 없음을 의미한다. 불안정한 연소 구간인 영역 2에서 14~18Hz 부근의 위상각의 변화는 0도 부근을 유지하다가(Test A) 스웰이 적용되면 점차 0에서 멀어지며(Test B) 스웰 세기를 증가시키면(Test C) p'와 q'이 상호 관련이 없어지는 것을 관찰할 수 있다. 따라서 스웰 세기가 증가하면 p'와 q'의 위상각이 증가하는 것을 확인하였으며 두 진동이 양의 결합에서 음의 결합으로 천이하게 됨으로써 Test C에서는 LFI가 발달하지 않는 것으로 판단된다.

이전 연구 결과에서 500Hz 대역의 p'와 q'이 양의 결합을 이루는 것은 연소 불안정의 발생과 매우 밀접한 연관이 있는 것으로 추정하였다[5]. Fig. 9는 각각의 최댓값으로 나눈 500Hz 대역의 p'와 q' 측정값에 대한 주파수 특성을 보여주는 그래프이다. 불안정한 연소 구간인 영역 2에서 Test A와 B는 500Hz 대역 p'와 q'이 공진하고 있음을 명확히 관찰할 수 있다. 한편, Test B는 스웰 산화제 분사가 있음에도 불구하고 후연소실의 p'와 q'의 공진이 나타난다. 그 결과, 20Hz 대역의 LFI가 발생하는 것으로 판단된다.

이전 연구 결과[3]에 의하면, 후연소실에서 발생하는 500Hz 대역의 p'와 q'은 각각 주연소실로부터 유입되는 작은 크기의 와류와 연소되지

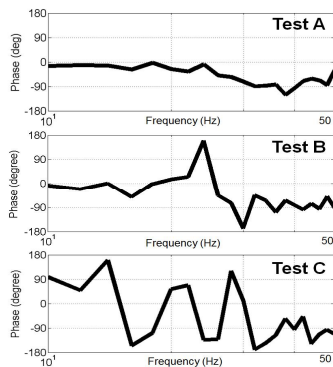


Fig. 8. Phase diagrams of 20Hz band in region 2

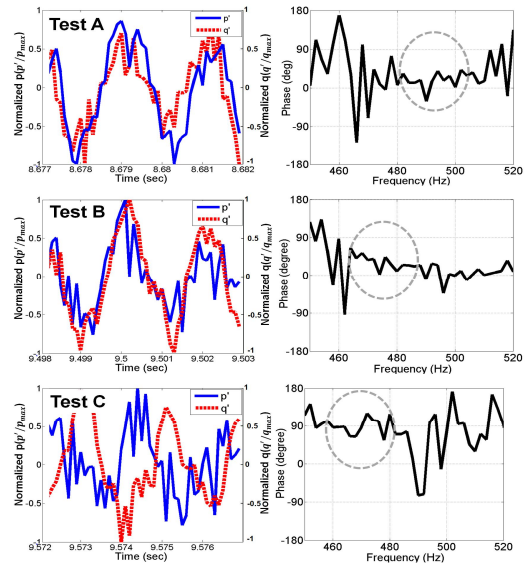


Fig. 9. Overlay of p'-q' trajectory (left) and phase diagrams (right) of 500Hz band in region 2

못한 미연 연료의 추가적인 연소에 의하여 발생하는 것으로 보고하였다. 그러므로 LFI가 발생하는 조건에서 스웰 산화제 분사를 적용하여도 스웰 세기가 충분하지 못하면 후연소실로 유입되는 작은 크기의 와류 발생에 근본적인 변화를 일으키지 못하므로 후연소실에서 500Hz 대역의 p'와 q'의 양의 결합이 이루어져 저주파수 연소불안정으로 연계되는 것으로 추정된다.

반면 Test C의 경우 500Hz 대역의 p'와 q'이 음의 결합으로 변화하였음을 확인할 수 있다. 따라서 스웰 세기 증가 후 연소실로 유입되는 유동 특성을 변화시키고 이로 인하여 500Hz 대역의 p'와 q'의 위상차가 변화하여 양의 결합에서 음의 결합으로 천이한다. 500Hz 대역의 p'와 q'이 음의 결합으로 천이하면 주연소실의 경계층을 변화시키는 섭동이 사라지므로 LFI가 발달하는 환경을 변화시키기 때문에 연소 안정화가 이루어지는 것으로 판단된다.

2.2.2 후연소실 화염 가시화

Figure 10은 Test A와 C의 후연소실 연소 화염을 가시화하여 시간평균 이미지를 비교하였다.

축 방향 산화제 분사의 Test A를 보면, 연소 불안정이 발생하지 않은 구간일 때 후연소실의 화염은 축 방향으로 길게 형성된 안정한 구조로 상하대칭 분포를 이루고 있다. 또한 화염이 일정 구간 진행한 후 전단층의 발달로 인하여 점차 반경 방향을 향해 퍼지는 특징을 보여준다.

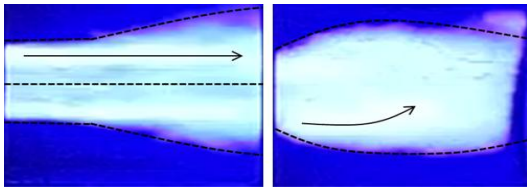


Fig. 10. Comparison of flame raw images in the post chamber, Test A(left) and C(right)

반면, Test C의 평균화염 이미지는 원심력의 영향으로 인하여 반경방향으로 넓어지는 특징이 나타난다. 강한 스윌은 주연소실의 끝단까지 산화제의 선회 유동을 유지하므로 후연소실에서는 연료 표면 근처의 회전 유동이 나타난다. 따라서 스윌 세기 증가에 따라, 후연소실에서 화염의 경계층이 회전하는 것으로 판단된다.

Figure 10의 화염 이미지를 통해 스윌 세기가 크게 증가하였을 때, 회전하는 전단 유동을 따라 추가 연소가 발생하는 것을 확인하였다. 따라서 스윌 산화제 분사로 인한 주연소실의 운동량 분포 변화는 후연소실의 화염 거동 및 난류 구조에 큰 영향을 미치고 있음이 확인됐다.

Figure 11은 후연소실 내부의 화염을 가시화하여 평균 이미지를 비교한 그림이다. 상단에서부터 Test A의 영역 1, 영역 2 그리고 Test C의 영역 1의 순으로 배열하여 20Hz의 1 사이클 동안 화염의 순차적 변화를 비교하였다. Test A의 영역 1은 LFI가 발생하기 전의 안정적인 연소가 나타나는 구간으로 중심축을 기준으로 상하에 길고 일정한 화염이 형성된다.

그러나 LFI가 발생한 영역 2에서는 화염이 소멸되었다가 다시 밝아지는 주기적인 변화가 나타난다. 공간적으로는 축 방향 화염이 변화하면서 큰 와류 형태의 화염으로 변화하는 것이 관찰된다. 최고은 등은 화염의 주기적인 소멸과 큰 와류 형태의 화염구조 발달이 LFI 발생의 특징이라고 보고하였다[17].

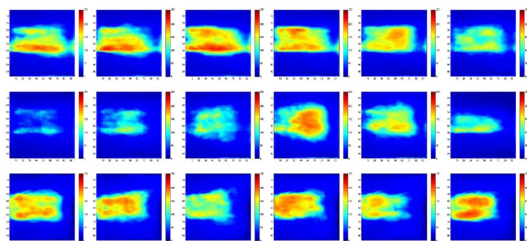


Fig. 11. Sequence of averaged flame images for one cycle at region 1(top; stable), region 2(middle; LFI) in Test A and Test C(bottom; stable)

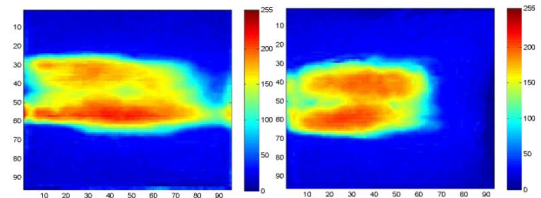


Fig. 12. Exemplary image at region 1 in Test A and C

한편, 스윌을 적용한 Test C는 다른 특성을 갖는 화염구조의 발달이 관찰된다. 앞서 언급한 바와 같이, 강한 스윌의 경우 주연소실 내부에서 스윌 유동에 의한 코어 유동의 화염구조가 형성된다. 그러므로 강한 선회 유동이 후연소실로 유입되며 축 방향 대칭인 화염이 관찰된다. 이런 특징은 Test A의 안정적인 연소 구간인 영역 1에서 관찰된 화염구조와 비교할 때 스윌 산화제 분사에 의해 유동구조가 변하였음을 알 수 있다.

Figure 12에서 보듯이 Test A의 영역 1과는 달리, 화염은 중심뿐만 아니라 전단층을 따라 관찰된다. 따라서 Test C의 연소반응 진동의 발달은 스윌 산화제 분사에 의해 변형된 난류구조를 따라 진행되는 추가적 연소 때문인 것으로 보인다. 연소반응 진동의 위상 변화에 대한 물리적 메커니즘의 세부 사항을 이해하기 위하여 더 많은 연구가 필요하다. 그럼에도 불구하고, 스윌 산화제 분사에 의해 코어 영역의 회전 유동이 후연소실로 유입되며 나타나는 난류 유동의 변화는 LFI의 발생 억제와 연소를 안정화시키는데 중요한 역할을 하는 것으로 판단된다.

III. 결 론

최근의 연구 결과는 스윌 산화제 분사가 하이브리드 로켓의 연소 안정화에 중요한 역할을 한다고 보고하였다. 따라서 스윌 산화제 분사로 인한 연소실 내부의 유동구조 변화와 연소 안정화를 이해하기 위하여 연소압력과 후연소실 화염 가시화를 이용하여 연소반응을 측정하였다. 또한 스윌 세기 증가에 따른 연소압력과 연소반응 진동의 주파수 특성 변화와 두 진동의 위상차를 산출하였다.

스윌 산화제 분사는 LFI 발생의 원인이 되는 주연소실 유동 구조를 변화시켜 후연소실에서 관찰되는 500Hz 대역의 p'와 q'의 발생을 억제할 뿐 아니라 두 진동의 상호결합(coupling) 형성에 영향을 미치고 있음을 실험으로 확인했다. 또한 스윌 세기가 충분하지 않으면, 20Hz, 500Hz 대역

의 p' 과 q' 의 주파수 특성이 변화하지 않으며 500Hz 대역의 p' 과 q' 의 양의 결합이 계속 유지 되는 것을 관찰하였다. 그러나 스웰 세기가 충분히 강하면 500Hz 대역의 p' 과 q' 의 위상차가 $\pi/2$ 이상으로 증가하여 양의 결합에서 음의 결합으로 천이하는 거동이 나타났다.

또한, 후연소실 화염 가시화를 통하여 LFI 발생은 주기적인 화염 소멸과 상하부로 고립된 화염구조를 갖고 있음이 관찰되었고 스웰을 적용하면 선회운동량의 증가로 코어 유동 구조가 관찰 되는 등 유동구조가 변화하고 있음을 확인하였다. 이런 유동구조의 변화가 연소안정화에 상당한 영향을 미치고 있는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단(과학기술정보통신부)의 우주핵심기술개발사업(NRF-2017M1A3A3A02016374)에 의해 지원받았습니다. 이에 감사드립니다.

References

- 1) Karabeyoglu, M., and Altman, D., "Dynamics Modeling of Hybrid Rocket Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 4, 1999, pp. 562-571.
- 2) Park, K., and Lee, C., "Low Frequency Instability in Laboratory-scale Hybrid Rocket Motors," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 42, April 2015, pp. 148-157.
- 3) Kim, D. and Lee, C., "Destabilization of the shear layer in the post-chamber of a hybrid rocket." *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 30, April, 2016, pp. 1671-1679.
- 4) Moon, Y. J., and Lee, C., "Flame Interaction with Shear Layer Flow in the Post Chamber of Hybrid Rocket," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 7, 2016, pp. 585-592.
- 5) Moon, Y. J., and Lee, C., "Pressure Oscillation and Combustion in Shear Layer of Hybrid Rocket Post Chamber," *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.
- 6) Lilley, D. G., "Swirl Flows in Combustion: A Review," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 8, 1977, pp. 1063-1078.
- 7) Iudiciani, P., "Swirl stabilized premixed flame analysis using LES and POD," *PhD Thesis. Lund University, Faculty of Engineering*.
- 8) Yuasa, S., IDE, T., Masugi, M., Sakurai, T., Shiraishi, N., Shimada, T., "Visualization of Flames in Combustion Chamber of Swirling Oxidizer Flow Type Hybrid Rocket Engines," *Journal of Thermal Science and Technology*, Vol. 6, 2011, pp. 268-277.
- 9) Bellomo, N., Barato, F., Faenza, M., Lazzarin, M., Bettella, A. and Pavarin, D., "Numerical and Experimental Investigation of Unidirectional Vortex Injection in Hybrid Rocket Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 5, 2013, pp. 1097-1113.
- 10) Pucci, J. M., "The Effects of Swirl Injector Design on Hybrid Flame Holding Combustion Instability," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*.
- 11) Messineo, J., Lestrade, J. Y., Hijikema, J. and Anthoine, J., "3D MILES simulation of a hybrid rocket with swirl injection," *Space Propulsion 2016*.
- 12) Choi, G. E., and Lee, C., "The Change in Flow Dynamics Inside the Post-Chamber of Hybrid Rocket," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 29, No. 11, PP. 4711-4718.
- 13) Kitagawa, K., Mitsutani, T., Ro, T., and Yuasa, S., "Effects of Swirling Liquid Oxygen Flow on Combustion of a Hybrid Rocket Engine," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*.
- 14) Potchara, W., and Greatrix, D. R., "Regression Rate Estimation for Swirling-Flow Hybrid Rocket Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 1, 2016, pp.18-22.
- 15) Greiner, B., and Frederick, R. A., "Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation," *28th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*.
- 16) Culick, F. E. C., "Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems," *AGARDograph AG-AVT-039*, 2006.
- 17) Choi, G. E., Moon, Y. J., and Lee, C., "Combustion Dynamics in Postchamber of Hybrid Rocket Using CH* Chemiluminescence Images," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 1, 2017, pp. 176-186.