



## 하이브리드 로켓 연소에서의 경계층 진동 변화와 저주파수 연소불안정

김진아<sup>1</sup>, 이창진<sup>2</sup>

### Oscillating Boundary Layer Flow and Low Frequency Instability in Hybrid Rocket Combustion

Jina Kim<sup>1</sup> and Changjin Lee<sup>2</sup>

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University

#### ABSTRACT

Resonating thermal lags of solid fuel with heat transfer oscillations generated by boundary layer oscillation is the primary mechanism of the occurrence of the LFI (Low Frequency Combustion Instability) in hybrid rocket combustion. This study was experimentally attempted to confirm that how the boundary layer was perturbed and led to the LFI. Special attention was also made on oxidizer swirl injection to investigate the contribution to combustion stabilization. Also the overall behavior of fluctuating boundary layer flow and the occurrence of the LFI was monitored as swirl intensity increased. Fluctuating boundary layer was successfully monitored by the captured image and POD (Proper Orthogonal Decomposition) analysis. In the results, oscillating boundary layer became stabilized as the swirl intensity increases. And the coupling strength between high frequency  $p'$ ,  $q'$  diminished and periodical amplification of RI (Rayleigh Index) with similar frequency band of thermal lag was also decreased. Thus, results confirmed that oscillating axial boundary layer triggered by periodic coupling of high frequency  $p'$ ,  $q'$  is the primary mechanism to excite thermal resonance with thermal lag characteristics of solid fuel.

#### 초 록

하이브리드 로켓 연소의 저주파수 연소불안정은 고체연료의 열적지연(Thermal Lag)과 경계층 유동 변화에 의한 열전달 진동의 공진에 의해 발생한다. 본 연구는 연료 표면 근처의 경계층 유동의 교란이 어떤 물리적 과정에 의해 발생하여 연소불안정으로 발달하는지를 실험적으로 확인하였다. 특히 산화제의 스월 분사는 연소 안정화에 매우 큰 기여를 하므로 스월 강도를 증가시키며 경계층의 변화와 연소불안정의 발생과정을 연구하였다. 경계층 섭동을 확인하기 위하여 연소 유동장을 가시화하였고 이미지에 대한 POD(Proper Orthogonal Decomposition) 분석을 시도하였다. 스월 강도가 증가할수록 500Hz 대역 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합이 약해지며 열적지연과 유사한 주파수 특성을 갖는 Rayleigh Index의 섭동 발생도 약해져 경계층 진동의 발생이 점차 감소하는 것을 관찰하였다. 따라서 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 주기적인 결합에 의한 축 방향 경계층 진동이 나타나면 열적지연 주파수와 공진에 의한 연소불안정이 발생함을 확인하였다.

† Received : May 14, 2019    Revised : September 26, 2019    Accepted : September 27, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

**Key Words** : Hybrid Rocket Combustion(하이브리드 로켓연소), Low Frequency Instability(저주파수 연소불안정), Boundary Layer Oscillation(경계층 진동), Proper Orthogonal Decomposition(POD, 적합직교분해), Rayleigh Index(레이리기준)

## I. 서 론

하이브리드 로켓은 특정한 연소 조건에서 100Hz 미만의 저주파수 압력진동이 갑자기 증폭하는 저주파수 연소불안정(LFI : Low Frequency Combustion Instability)현상이 나타난다. 추진 기관의 연소불안정 발생은 과도한 압력진동을 동반하며 추력의 진동에 의한 과도한 하중 변화로 구조물이 파괴되는 등 반드시 회피해야 하는 현상이다. 하이브리드 로켓의 저주파수 연소불안정 현상은 다른 추진기관의 불안정과 달리 증폭된 압력 진동이 일정시간 동안만 나타나며 반복적으로 발생하는 비선형적 특성을 갖고 있으며, 발생 원인에 대한 연구는 아직도 계속되고 있다.

한편 여러 연구에 의하면 산화제를 스월 분사하는 경우에 연소가 안정화 될 수 있음을 관찰하였다. 특히, 김정은[1] 등에 의하면 스월 분사에 의한 연소 안정화는 20Hz 부근의 저주파수 대역의 압력 진동과 달리 500Hz 대역의 비교적 고주파수의 압력 진동( $p'$ )과 동일한 주파수 대역의 열방출 진동( $q'$ )의 상호 결합상태 변화 때문이라는 것을 실험적으로 확인하였다. 즉,  $p'$ 와  $q'$ 의 결합상태가 양의 결합을 형성하면 연소불안정이, 음의 결합을 이루면 안정한 연소가 나타나는 것을 관찰하였으며 적절한 강도의 스월 분사는  $p'$ ,  $q'$ 이 음의 결합 상태를 유지하는 데 기여한다는 사실을 확인하였다. 여기서 저주파수 연소불안정이 발생하는 물리적 과정을 살펴보면, Karabeyoglu [2]는 고체연료가 갖고 있는 열적 관성 때문에 나타나는 열적지연(Thermal Lag) 현상이 경계층 유동 변화에 의한 열전달 진동과 공진하여 저주파수 연소불안정으로 발달한다고 보고하였다. 따라서 LFI의 발생과 가장 밀접한 관계를 갖는 물리적 현상은 경계층 변화에 의한 열전달의 진동임을 알 수 있다. 그럼에도 연료 표면에 형성된 경계층이 어떤 변화를 거쳐 열전달 진동으로 이어지는 지에 대한 연구는 아직 충분히 진행되지 못한 상태이다. 연료로 전달되는 열전달량이 진동하기 위한 경계층 변화는 다음의 두 가지로 생각할 수 있다. 첫째는 연료 표면에 존재하는 기화유동의 속도가 수직방향으로 변화하여 나타나는 경계층의 수직방향 진동이며 두 번째는 외부요인에 의해 경계층이 축 방향으로 진동하는 경우이다. Goutham[3] 등은 수학적 모델을 사용하여 기화연료의 수직방향 변화에 의해 경계층이 수직방향으로 진동하는 것을 연소불안정 발생의 주요 과정으로 제시하였다. 그러나 Moon[4] 등의 실험 결과는 후연

소실에서 나타나는 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 가 양의 결합을 형성하며 고체연료의 열적지연 특성과 비슷한 주파수의 피크가 발생한다는 것을 Rayleigh Index(RI)를 사용하여 확인하였으며, 이 경우에는 경계층이 축 방향으로 진동할 수 있음을 의미한다. 따라서 열전달 진동이 경계층의 수직방향 진동 또는 축 방향 진동에 의해 나타나는 현상인지 확인할 필요가 있다.

특히 산화제의 스월 분사는 하이브리드 로켓 연소가 안정한 상태를 유지하는데 매우 큰 기여를 하고 있으므로 스월 분사에 의해 불안정한 연소가 안정해질 때 경계층의 변화를 확인할 수 있다면 경계층 변화의 물리적 특징을 보다 잘 이해할 수 있을 것으로 판단된다.

따라서 본 연구에서는 스월 강도를 점진적으로 증가시키며 불안정연소가 안정화될 때 경계층 내부의 유동 변화를 관찰하고자 한다. 스월 강도가 점점 강해지면 다양한 물리적 과정을 거쳐 경계층 내의 유동특성도 변화할 것이며, 특히 연소 안정화가 나타나는 시점에서 경계층 유동의 변화를 관찰함으로써 연소불안정의 발생과 경계층 유동 특성 사이의 상관관계를 좀 더 깊이 이해할 수 있을 것으로 기대한다.

또한 축 방향 산화제 분사를 하는 경우, 안정한 연소와 불안정 연소가 나타날 때 경계층 내부 유동의 특성을 관찰하려한다. 유동의 경계층 변화를 관찰하기 위하여 연소 유동에 대한 가시화를 진행할 예정이다. 가시화 영상 프레임을 POD(Proper Orthogonal Decomposition) 방법으로 분석할 예정이다. 이전 연구에 의하면 유동가시화에 의한 POD 방법은 하이브리드 로켓 연소 유동의 특성을 근사적으로 분석할 수 있음을 확인하였다[5].

## II. 본 론

### 2.1 실험 장치 및 분석

#### 2.1.1 실험 장치 구성

Figure 1은 하이브리드 로켓 연소의 가시화실험 장치를 보여주고 있다. 예연소실, 주연소실 그리고 후연소실로 구성되며, 각각의 길이는 45, 400, 75mm이다. 연료와 산화제는 각각 PMMA(Poly - Methyl MethAcrylate)와 기체산소( $GO_x$ )이며, 질량유량 조절장치(Mass Flow Controller)를 이용하여 산화제 유량을 일정하게 조절하였다. 예연소실에 부착된 압력 센서(General Electric 사의 UNIK 5000)를 이용하여 연소 압력을 측정하였으며, 연소반응의 진동 특성을 분

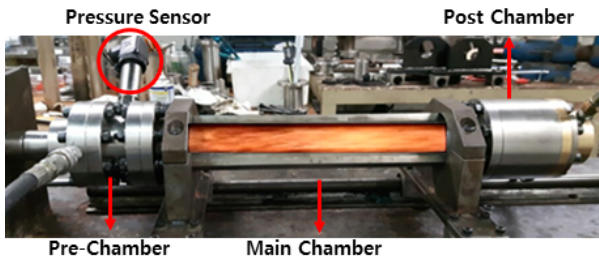


Fig. 1. Experimental set-up and combustion visualization

석하기 위하여 PMT H10722(광전증폭관)을 사용하여 연소 시 방출되는 광량의 변화를 측정하였다. 측정된 데이터는 DAQ 보드와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 수집 및 처리하였다.

연소 가시화는 총 400mm의 주연소실 중에서 후반부인 260-365mm에 대하여 이루어졌다. 연소 유동장의 가시화는 1200 fps로 촬영이 가능한 초고속 카메라(Casio사의 Exlim Ex-1)를 이용했으며, 화학 발광 이미지를 추출하기 위하여 카메라에 CH\* 필터(Band Pass Filter)를 장착하여 촬영하였다.

Table 1은 각 연소 시험 조건을 요약한 표이다. Test 1은 축 방향 산화제 분사의 경우이며, Test 2~8은 분사 각도를 4°부터 1°씩 증가시켜 스윙 강도를 변화하여 연소 압력과 연소 진동의 특성뿐만 아니라 경계층 유동 특성의 변화를 관찰하였다. 또한 두 실험의 결과를 비교하여 연소 안정화와 관련된 물리적 현상과 스윙 분사가 주연소실의 경계층 유동 변화에 미치는 영향을 분석하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 스윙 인젝터의 단면 형상을 보여주고 있다. 참고문헌 [1]은 본 실험과 유사한 방법으로 수행한 실험 결과를 포함하고 있으며 본 연구는 참고문헌[1]의 계속연구로 특히 스윙 강도 변화에 따른 경계층 유동의 변화를 관찰하는데 주요한 목적이 있다.

Table 1. Summary of combustion test case

Test	Swirl angle (degree)	Remark
Test 1 (Baseline)	0(Axial)	LFI
Test 2	4	↓ Weak ↓
Test 3	5	
Test 4	6	
Test 5	7	
Test 6	8	
Test 7	9	Stable
Test 8	10	

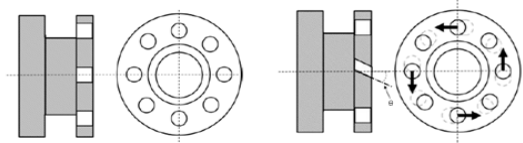


Fig. 2. Schematics of top and cross-section view of axial and swirl injector

2.1.2 분석 방법

이전 연구에 의하면 LFI는 고체연료의 열적지연 (Thermal Lag) 특성이 외부 교란에 의해 나타나는 경계층 교란과 상호 간섭하여 발생하는 것으로 보고 되었다. 그러나 어떤 종류의 외부 교란이 어떤 과정을 거쳐 경계층 교란으로 발전하는가에 대한 연구는 아직 충분히 이루어지지 못한 상태이다. Moon 등 [4]은 후연소실에서 발생하는 고주파수 대역의 압력 진동(p')과 열방출 진동(q')의 상호 결합이 LFI의 발생과 매우 밀접한 관계가 있음을 보고하였다. 특히 p', q'의 결합에 의한 주기적 섭동은 주연소실 벽면 근처의 경계층 유동을 진동하게 하는 직접적 원인인 것으로 상호 연관성을 제시하였다. p', q'의 결합상태 변화에 의한 주기적 섭동 과정은 Rayleigh Index(RI)의 변화로 확인할 수 있다. 식 (1)은 RI의 정의를 나타내는 식이며 물리적 의미에 대한 자세한 내용은 참고문헌[6]에 잘 정리되어 있다.

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

앞서 언급하였듯이, 저주파수 연소불안정 발생의 물리적 과정은 연료의 열적지연 특성과 경계층에서 나타나는 교란에 의한 진동의 공진현상으로 알려져 있다. 따라서 연료 표면에 형성된 경계층 유동이 어떤 요인에 의하여 교란되며 어떤 거동을 하게 되는지를 확인하는 것은 LFI의 발생 과정을 이해하는데 매우 중요하다. 따라서 본 연구에서는 연소불안정성과 경계층 진동의 상관관계를 확인하기 위해 주연소실 가시화 실험을 수행하였으며, 가시화 영상에 대한 POD(Proper Orthogonal Decomposition) 분석을 시도하였다. POD 분석은 다양한 유동 구조를 포함하고 있는 복잡한 난류 유동을 분석하는 데 효과적인 분석 기법이다. 초고속 카메라로 촬영한 연소 가시화 이미지에 대한 POD 분석은 유동의 주파수별 변동을 이해하는데 유용하다[7]. POD 분석은 주어진 데이터를 효과적으로 재구성할 수 있도록 직교하는 기저함수, 즉 모드와 각각의 시간계수를 생성하고 데이터의 시간적, 공간적 특성으로 분해하여 각 모드에 대한 물리적 특성을 분석할 수 있다. 유동장에 대한 POD 분석 결과를 보면, 모드 1은 축 방향의 평균 유동장을 의미하며 2 이상의 모드는 작은 섭동을 포함한 유동을 의미한다[8]. 화염 가시화 이미지를 이용한 POD 분석은 참고문헌[9]에 정리되어 있다.

## 2.2 실험 결과

### 2.2.1 축 방향 산화제 분사와 경계층 진동

Figure 3은 축 방향으로 산화제를 분사한 Test 1의 연소압력과 연소반응 변화에 대한 FFT 결과를 보여 주고 있다. 연소가 안정한 상태를 유지할 때와 불안정한 연소가 나타나는 경우의 물리적 차이점을 비교하기 위하여 Fig. 3에서는 연소가 안정한 영역 1(13-14sec)과 불안정 연소 영역 2(16-17sec)를 구분하여 표시하였다.

화염 가시화 이미지를 이용한 POD 분석은 3차원의 실제 유동을 2차원으로 수집한 영상 데이터를 사용하기 때문에 축 방향 이외의 다른 방향 속도 성분을 분석하는 데 적합하지 못하다. 본 연구의 연소 유동장에서는 축 방향 속도가 주성분이며 스윙 분사를 적용한 실험도 분사 각도가 10° 미만으로 축 방향 속도 성분이 우세하게 나타나므로 유동장에 대한 POD 분석이 가능한 것으로 가정하였다. 또한 경계층 유동은 촬영한 가시화 영상의 상, 하단에 존재하게 되므로 POD 분석 방법을 이용하여 경계층 유동의 특성 변화를 확인할 수 있을 것으로 기대하였다.

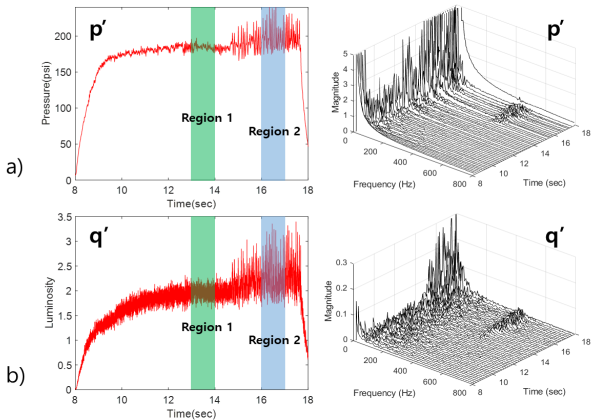


Fig. 3. Time traces and FFT results of pressure(a) and heat release(b) in Test 1

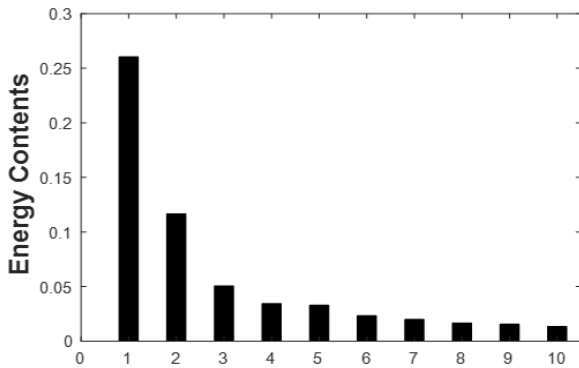


Fig. 4. Energy distribution of higher 10 mode in Region 2

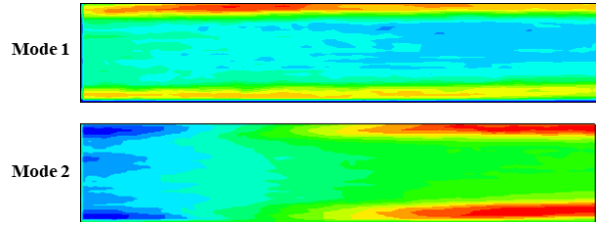


Fig. 5. Spatial energy distribution in Mode 1 and Mode 2

Figure 4는 Test 1에서 획득한 연소 가시화 영상 중에서 불안정 현상이 나타나는 영역 2의 영상에 대한 POD 분석 결과이며 에너지가 큰 10개의 에너지 비율을 나타낸 그림이다. 모드 1의 에너지가 가장 큰 것은 전체 유동에서 차지하는 중요도가 가장 높다는 것을 의미한다. 또한 모드 3 이상은 에너지 비중이 상대적으로 매우 낮은 유동이다. 특히 에너지가 높은 모드 1과 2는 축 방향의 평균 유동과 연료의 벽면 근처에 존재하는 축 방향 경계층 유동인 것으로 판단된다.

Figure 5는 영역 2에 대한 결과 중 모드 1과 2에서 유동 에너지의 공간 분포를 나타낸 그림이다. 앞서 언급하였듯이 모드 1은 축 방향의 평균 유동을 보여 주고 있으며, 모드 2는 벽면 근처에 에너지가 집중되어 있어 경계층 유동을 나타내고 있음을 알 수 있다.

POD 분석은 유동장의 공간적 분포를 나타내는 모드 분해 외에도 시간적 특성을 보여주는 시간계수를 포함하고 있다. Fig. 6에서 모드 1의 시간적 진동 특성을 보면 연소 압력의 진동특성 주파수인 18Hz와 동일한 주파수 특성이 나타나며, 40Hz 부근에서도 두 번째 피크를 보여주고 있다. 또한 300Hz 이상의 주파수 영역에서는 연소압력과 모드 1의 주파수 피크가 거의 일치하고 있음을 볼 수 있다. 따라서 모드 1은 연소압력의 진동에 의하여 가장 큰 영향을 받는 축 방향 평균 유동을 나타내고 있다.

Figure 7은 안정한 연소가 나타나는 영역 1과 불안정한 연소가 나타나는 영역 2에서 유동 모드 2의 시간계수 변화에 대한 FFT 결과를 비교한 그림이다.

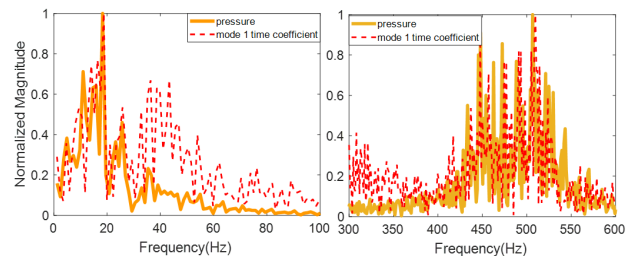


Fig. 6. Comparison of peak frequencies of pressure and time coefficient of mode 1 in region 2; (Left) low frequency, (Right) high frequency

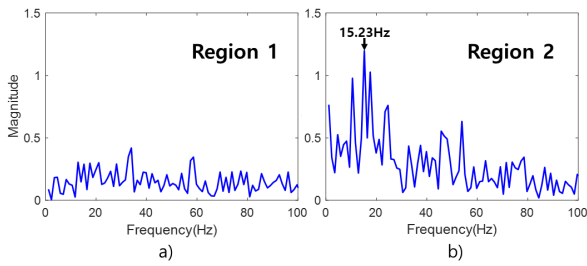


Fig. 7. FFT results of time coefficient of Mode 2 in Region 1(a) and Region 2(b) of baseline case

안정한 연소가 유지되는 동안 모드 2의 시간 특성에서 특별한 저주파수 피크가 나타나지 않지만 불안정한 연소가 발생하면 10~20Hz의 저주파수 대역의 강한 피크가 나타난다. 이는 고체 연료의 열적지연 주파수(10~20Hz)와 일치하며, LFI가 열적지연에 의한 주파수 특성과 경계층 유동 변화로 인한 열전달량 진동 특성의 공진에 의해 발생한다는 Karabeyoglu[2]의 연구 결과를 확인할 수 있다. 따라서 모드 2의 저주파수 진동 특성의 발생은 경계층 유동의 진동과 직접적인 관계가 있으며 저주파수 연소불안정성을 발생시키는 주요한 원인으로 판단된다. 경계층 유동의 진동이 저주파수 연소불안정 발생에 직접적인 원인을 확인하였지만, 경계층 유동을 진동시키는 물리적 인자가 무엇인지에 대한 의문은 아직 해결되지 못하였다. 최근의 실험 연구에서 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 주기적인 결합이 LFI의 발생과 밀접한 관련이 있음을 보고하였다[10].

Figure 8은 영역 1과 2에서 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합 상태를 분석하기 위하여 RI를 적용한 결과를 나타낸다. 경계층 진동이 나타나지 않는 영역 1에서는 RI의 주기적인 증폭이 나타나지 않지만 경계층 진동이 나타나는 영역 2에서는 RI의 주기적인 증폭이 나타나는 것이 관찰된다. 흥미로운 것은 영역 2에서 경계층 진동의 피크 주파수와 RI의 주기적인 증폭의 주파수

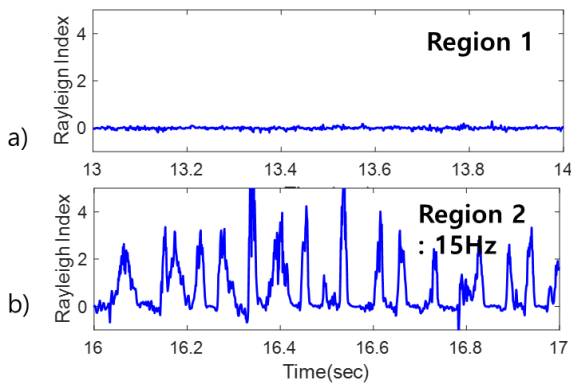


Fig. 8. Rayleigh Index in Region 1(a) and Region 2(b)

특성이 일치하고 있다는 사실이다. 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 이 후연소실로 유입되는 와류에 의해 발생하므로, 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 주기적인 결합에 의해 RI가 주기적인 피크를 형성하게 되며 이런 현상이 경계층의 교란을 일으켜 축 방향의 경계층 진동이 나타나는 것으로 보인다. 경계층의 축 방향 진동은 연료 표면으로 전달되는 열전달의 진동을 일으키므로 LFI가 발달하는 것으로 설명할 수 있다. 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 주기적 결합이 없으면 RI의 주기적인 증폭도 나타나지 않으며 경계층 교란도 발생하지 않기 때문에 영역 1과 같이 안정한 연소가 유지된다.

### 2.2.2 스월 분사에 의한 경계층 진동의 천이

지금까지 불안정 연소와 안정 연소가 나타나는 구간을 각각 구분하여 축 방향 경계층 진동의 발생이 연소불안정의 발생과 매우 밀접한 관계가 있음을 확인하였다. 한편 김정은[1] 등은 스월 분사를 적용한 경우 불안정 연소 특성이 억제되는 것을 확인하였으며, 특히 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합관계가 천이하는 것을 관찰하였다.

Figure 9는 스월 분사 강도를 점차 증가하는 Test 2, 4, 5의 연소압력 변화를 나타낸 그림이다. 스월 분사 각도가 증가함에 따라 연소가 점점 안정화되고 있으며 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합도 점차 음의 상태로 천이하는 것을 볼 수 있다. 따라서 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의

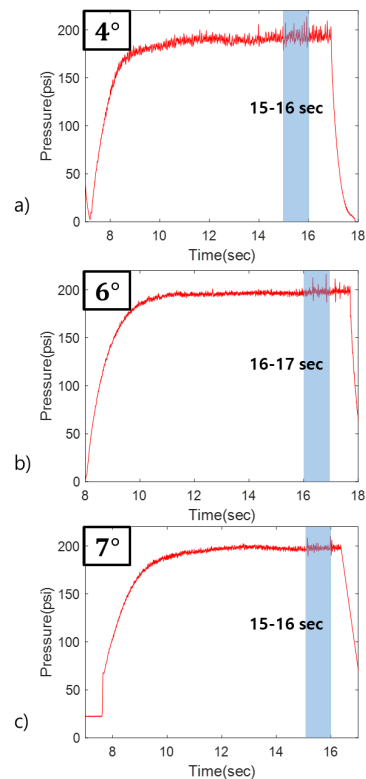


Fig. 9. Pressure traces in Test 2(a), Test 4(b), Test 5(c)

결합의 천이에 의하여 경계층 유동의 진동이 영향을 받고 있음을 알 수 있으며, 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합 천이에 따른 경계층 유동의 진동 특성 변화를 확인하는 것이 필요하다.

Figure 10은 Test 2, Test 4, Test 5의 RI 주파수 피크 분석 결과와 고주파수 압력진동의 주파수 특성을 비교한 그림이다. 왼쪽의 RI 분석 결과를 보면, 스윙 분사 각이 증가함에 따라 점차로 RI의 진폭이 감소하는 경향이 나타나며, 이는 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 결합이 점차 약해지는 것으로 해석할 수 있다. 그 원인은 고주파수의  $p'$ 의 진폭이 스윙이 증가함에 따라 점차 감소하였기 때문에  $p'$ ,  $q'$ 의 결합 강도가 약화된 것으로 판단된다.

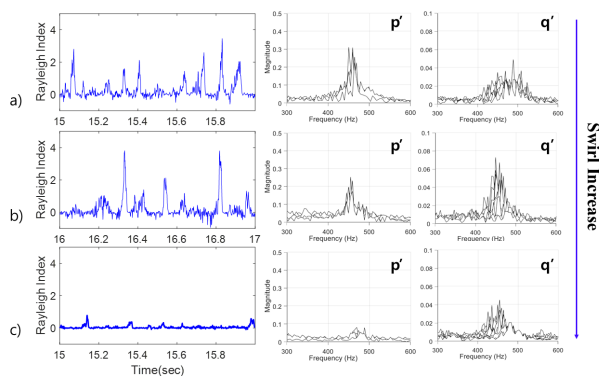


Fig. 10. Rayleigh Index(Left) and frequency peaks of  $p'$  and  $q'$ (Right) in Test 2(a), 4(b), 5(c)

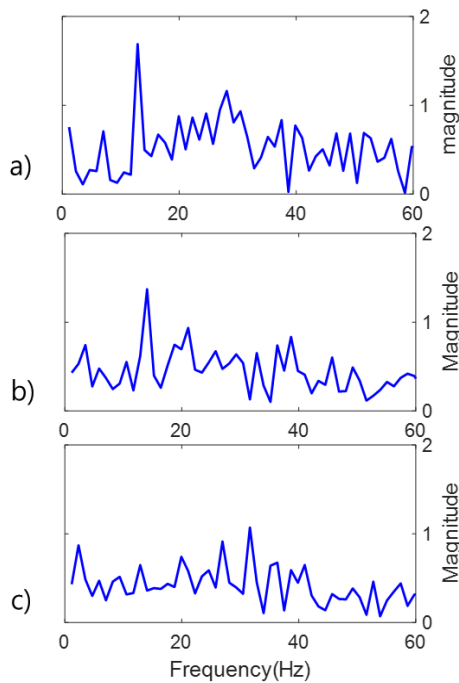


Fig. 11. FFT of time coefficients of Mode 2 in Test 2(a), Test 4(b), Test 5(c)

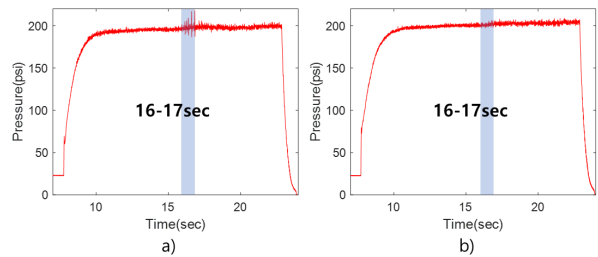


Fig. 12. Pressure trace in Test 6(a) and Test 7(b)

Figure 11은 각 경우에서 모드 2의 시간계수에 대한 FFT 분석 결과를 비교한 그림이다. 스윙 분사 각도가 증가함에 따라 모드 2의 시간계수가 나타내는 저주파수 피크가 점차로 작아지고 있어 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합에 의한 RI 진폭의 변화와 동일한 경향을 보이고 있다. 따라서 스윙 분사 각도가 증가함에 따라 고주파수 대역 두 진동의 결합이 점차 약화되면서 주연소실의 경계층을 교란시키는 외부 섭동의 세기가 감소하고 이에 따라 경계층 진동의 진폭도 점차 작아져 연소불안정이 감소하는 것으로 보인다.

Figure 12는 스윙의 분사 각을  $8^\circ$ ,  $9^\circ$ 로 증가시킨 Test 6과 7의 연소압력을 비교하였다. Test 6과 7 사이에서 연소압력이 매우 안정화되었음을 관찰할 수 있다. 또한 두 실험에 대한 RI 변화와 모드 2의 시간계수에 대한 주파수 특성을 비교하면 경계층 진동과 LFI 발생과의 상관관계를 또 다시 확인할 수 있다. 한편, Fig. 13은 Test 6과 7에서 RI 결합관계 변화를 비교하고 있다. 아주 미소한 연소 불안정이 나타나는 Test 6의 경우, RI 피크가 주기적으로 나타나고 있지만, 연소가 매우 안정한 Test 7에서는 RI의 피크가 전혀 나타나고 있지 않다. 즉, 고주파수 대역  $p'$ ,  $q'$ 의 결합에 의한 섭동이 약화되면서 연소가 안정화되고 있음을 알 수 있다.

Test 6과 7에 대한 모드 2의 시간계수 진동을 FFT로 분석한 Fig. 14를 보면 이런 물리적 상관관계를

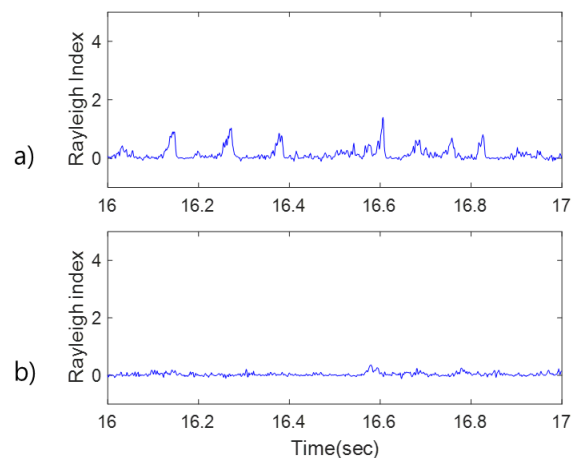


Fig. 13. Rayleigh Index in Test 6(a) and Test 7(b)

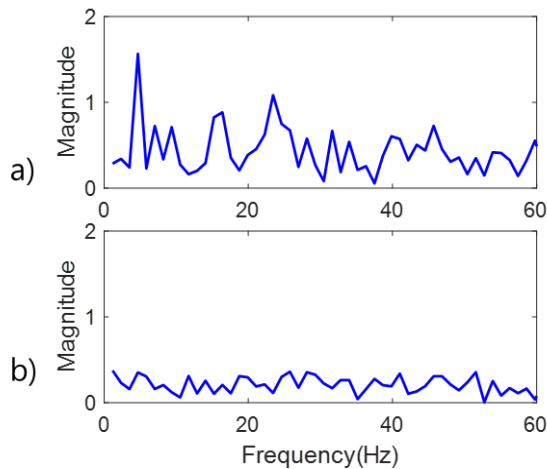


Fig. 14. Frequency peaks of time coefficient of Mode 2 in Test 6(a) and Test 7(b)

보다 잘 이해할 수 있다. Test 6에서는 열적지연 주파수와 일치하는 저주파수의 약한 RI 피크가 나타나지만, Test 7에서는 어떤 피크도 나타나지 않는다. 결과적으로, 고주파수  $p'$ 와  $q'$  결합이 약화되며 주연소실 벽면의 경계층을 교란시키기에 충분한 세기의 섭동으로 발달하지 못하여, 경계층의 축 방향 진동이 나타나지 않는 것으로 해석할 수 있다. 따라서 스윙 분사의 각도가 증가하면 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합 세기 감소로 인해 축 방향 경계층 진동이 나타나지 않고, 이 때문에 연료의 열적지연 주파수 특성과 공진하는 물리적 과정이 사라져 연소가 안정화되는 것으로 판단된다.

이상과 같은 분석을 통해 주연소실 벽면의 경계층이 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 주기적인 공진 현상으로 인해 나타나는 외부 섭동에 의해 축 방향으로 진동하는 것을 확인했으며, 경계층의 축 방향 진동은 벽면 열 전달의 진동을 야기하여 연소불안정의 결정적인 물리적 원인과 상호작용 하고 있음을 확인했다. 특히 산화제의 스윙 분사를 적용하면, 고주파수  $p'$ 의 진폭 감소로 인하여  $p'$ ,  $q'$ 의 결합 세기가 약해지고, 경계층을 교란시키는 외부 섭동이 감소되어 경계층의 진동이 사라져 연소가 안정화되는 것을 확인하였다.

### III. 결 론

하이브리드 로켓 연소의 저주파수 연소불안정의 발생과 외부 섭동에 의한 경계층 유동의 축 방향의 진동의 물리적 관계를 이해하기 위하여 일련의 실험을 수행하였다. 특히, 스윙 분사각의 증가에 의하여 경계층에서 나타나는 축 방향 진동의 변화와 연소불안정의 상관관계를 이해하기 위하여 연소압력과 연소 반응의 변동을 측정하였다.

축 방향 산화제 분사를 적용한 실험에서 안정연소

와 불안정연소의 특징을 비교한 결과, 연소불안정이 발생하면 경계층의 축 방향 진동이 나타나는 것을 확인하였다. 또한 경계층 진동은 고체 연료의 열적지연 주파수 대역과 유사한 주파수 특성을 갖고 있으며, 500Hz 대역의 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합에 의하여 발생하는 RI의 주파수 특성과 일치하고 있다.

한편, 스윙 분사를 적용한 실험에서 스윙 강도의 증가와 함께 경계층 진동의 발생과 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합상태 변화를 확인하였다. 또한 연소가 안정화되는 것은 경계층 진동이 더 이상 발생하지 않기 때문인 것을 관찰하였다. 분사 각도가 증가할수록 경계층 진동의 진폭이 약해지는 경향이 나타났으며, 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 결합도 같은 경향이 나타나고 있음을 확인했다. 또한 열적지연과 유사한 주파수 특성을 갖는 경계층 진동의 발생이 나타나지 않아 연소불안정이 억제되는 것을 확인하였다.

따라서 고주파수  $p'$ ,  $q'$ 의 주기적인 결합으로 인해 경계층을 축 방향으로 교란시키는 외부 섭동이 발생하며, 이에 반응하여 경계층의 축 방향 진동이 나타나면 연소불안정 발생으로 이어지는 물리적 연계과정을 확인하였다.

### 후 기

본 연구는 한국연구재단의 이공분야기초연구사업(NRF-2018R1D1A1B07048676)의 지원으로 수행한 연구결과이며 두 번째 저자는 2018년도 건국대학교 연구년 교원 지원으로 연구되었음을 밝힙니다.

### References

- 1) Kim, J. E., and Lee, C. J., "Transition of combustion instability in hybrid rocket by swirl injection," *Acta Astronautica*, Vol. 158, May 2019, pp. 323~333.
- 2) Karabeyoglu, A., De Zilwa, S., Cantwell, B., and Ziliac, G., "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107~1116.
- 3) Karthikeyan, G., and Shimada, T., "Quasi 1-D Numerical Analysis of Combustion Instability in Hybrid Rocket Motor Incorporating Boundary Layer Lags," *52<sup>nd</sup> AIAA Joint propulsion Conference*, AIAA paper 2016-4751, 2016.
- 4) Moon, Y., and Lee, C., "Pressure Oscillation and Combustion in Shear Layer of Hybrid Rocket Post Chamber," *52<sup>nd</sup> AIAA Joint propulsion Conference*, AIAA paper 2016-4869, 2016.
- 5) 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, 2015, pp. 4711~4718.

6) Hong, S., Shanbhogue, S. J., Speth, R. L., and Ghoniem, A. F., "On the phase between pressure and heat release fluctuations for propane/hydrogen flames and its role in mode transitions," *Combustion and Flame*, Vol. 160, No. 12, 2013, pp. 2827~2842.

7) Bizon, K., Continillo, G., Mancaruso, E., Merola, S. S., and Vaglieco, B. M., "POD-based analysis of combustion images in optically accessible engines," *Combustion and Flame*, Vol. 157, No. 4, 2010, pp. 632~640.

8) Obata, K., Shimada, T., and Kitagawa, K.,

"Imaging analysis of boundary layer combustion with tangential and radial oxidizer injection in a cylinder," *7<sup>th</sup> European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS 2017-491.

9) Park, C., and Lee, C., "Proper Orthogonal Decomposition Analysis of Flow Characteristics in Hybrid Rocket Engine," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 5, 2014, pp. 383~389.

10) Chae, H., and Lee, C., "High Frequency Oscillations and Low Frequency Instability in Hybrid Rocket Combustion," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 12, 2018, pp. 1021~1027.