

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 677-683(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.677

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

광도측정에 의한 하이브리드 로켓 후연소실의 유동 가시화

박경수*, 최고은**, 이창진***

Flow Visualization by Light Emission in the Post-chamber of Hybrid Rocket

Kyung-su Park*, Go Eun Choi** and Changjin Lee***

The 7th(Aircraft) R&D Institute, Agency for Defense Development*

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University**'***

ABSTRACT

Hybrid rocket combustion displays low frequency instability(LFI, 10~30Hz) at a certain condition. Vortex shedding in the post-chamber is suspected to cause the occurrence of LFI. This study focused on the visualization of flow image using light emissions from high temperature combustion gas. Results shows that combustion pressure oscillates at a frequency of about 18 Hz, which is in phase with oscillations of light emission. Since LFI is not a property of thermo-acoustic instability, this result suggested there exists a physical coupling of pressure fluctuations with light emissions proportional to chemical reaction. Also POD analysis shows that dominant symmetric spatial modes in the stable combustion shift suddenly into asymmetric spatial pattern with the appearance of LFI. Especially, the appearance of mode 3 is a typical change of flow dynamics in unstable combustion representing a rotational fluid motions associated with vortex shedding.

초 록

하이브리드 로켓은 특정한 연소조건에서 10~30Hz 저주파수 연소불안정이 나타난다. 후연소실의 와류 흘림 현상이 저주파수 불안정 발생과 직접적인 관련이 있는 것으로 판단되며, 이를 확인하기 위하여 발광하는 연소가스의 후연소실 내부유동을 직접 촬영하여 광도 분석과 유동 가시화를 시도하였다. 저주파수 연소불안정이 발생하면 일정한 주기(~18Hz)를 갖는 광도 변화가 나타났으며, 압력교란(p')의 위상(phase)이 거의 일치하고 있어 비-음향 불안정임에도 불구하고 압력과 연소교란이 상호 간섭하고 있음을 확인하였다. POD에 의한 유동 모드 분석결과 안정한 연소가 발생하면 후연소실 유동은 공간적으로 상하 대칭 모드 형태를 이루지만 불안정 연소에서는 수직방향 경사각을 이루는 대칭축을 중심으로 변화하는 유동모드가 나타난다. 특히 3번 모드는 불안정 연소가 발생하는 경우에만 나타나는 유동 모드이다. 불안정 연소가 발생하는 경우에 수직선을 대칭으로 변하는 모드가 나타나는 것은 저주파수 연소불안정이 발생할 때 와류 흘림인 것으로 판단할 수 있다.

Key Words : Low Frequency Instability(저주파수 불안정성), 후연소실(Post-Chamber), Light Emission Image(광도 영상), POD analysis (POD 분석)

† Received : January 19, 2015 Revised : June 10, 2015 Accepted : June 23, 2015

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

I. 서론

하이브리드 로켓은 연소과정에서 공통적으로 10~30Hz의 저주파수 연소 압력진동이 나타난다 [1,2,3,4,5]. 저주파수 연소 압력진동은 산화제 경계층이 연료의 하류에서 발생하는 유동변화에 적응하기 위한 발달 지연시간과 고체연료의 기화특성과 관련 있는 열적 지연(thermal lag)이 복합적으로 관련되어 발생하는 하이브리드 로켓의 독특한 연소 특성이다[6]. 특히 연소불안정성의 매우 낮은 주파수 특성으로 볼 때 수 kHz 주파수 특성을 보이는 음향교란에 의한 불안정 발생과 무관하며 유동 특성의 변화와 열방출이 상호 간섭하여 나타나는 비-음향 불안정(non-acoustic instability) 현상으로 알려져 있다.

Carmicino 등은 연소실험에서 나타나는 저주파수 연소불안정성의 발생은 큰 스케일의 와류구조가 연료 끝단에서 생성 소멸 과정을 거치면서 압력 진동을 일으키고, 이에 따른 전단층 하류의 유동 특성 변화로 이어지며, 이런 과정이 연소불안정 발생의 중요한 메커니즘으로 분석하였다[4].

박경수 등은 최근의 실험연구를 통하여 저주파수 연소불안정에 관한 매우 흥미로운 결과를 발표하였다. 저주파수 불안정성은 연료 종류와 무관하게 모든 연료의 연소에서 발생하며 연료 내경이 특정한 지점에서 발생하는 것을 관찰하였다. 특히 특정한 연료 내경이 되었을 때 저주파수 연소불안정이 발생하므로 후연소실에서 발생하는 와류홀림이 저주파수 불안정의 발생에 중요한 역할을 하는 것으로 추정하였다. 또한 후연소실의 와류홀림에 의한 유동 교란은 연료의 기화와 관련 있는 열적 지연 현상과 공진하여 저주파수 연소불안정이 발생하는 것으로 발생 메커니즘을 제안하였다[7].

이전 연구 결과를 종합하면 후연소실에서 발생하는 와류홀림이 저주파수 불안정성을 유발시키는 데 매우 중요한 영향을 미치는 것으로 보인다. 하이브리드 로켓의 연소는 연료와 산화제가 확산하는 주 연소실에서 대부분 화학반응이 발생하며 후연소실에는 화학반응이 대부분 종료되고 높은 온도에 의해 연소가스가 발광하며 유동을 이루고 있다. 따라서 광학 측정이 가능한 창을 만들어 후연소실의 광도 변화와 내부 유동 가시화를 시도하였다. 유동을 정밀하게 관찰하려면 PIV(particle image velocimetry) 등의 방법을 사용하는 것이 일반적인 방법이다. 그러나 발광을 하는 유동을 직접 촬영하여 분석하면 PIV 방법에 의한 유동 분석보다 정밀도는 낮지만 어느 정

도의 유동 가시화가 가능한 것으로 판단하였다. 또한 직접적인 광도의 변화를 측정함으로써 저주파수 연소불안정이 발생할 때 압력과 연소 반응의 변화를 관찰할 수 있을 것으로 판단하였다.

따라서 본 논문은 1차 연소 후의 높은 온도에 의하여 발광하는 연소가스의 후연소실 내부유동을 직접 촬영하여 광도 분석과 유동 가시화를 진행하였다. 이를 바탕으로 하이브리드 로켓에서 목격되는 저주파수 연소불안정의 발생과 후연소실 유동 특성과의 상호관계를 분석하였다.

II. 본론

2.1 실험장치 구성

유동 가시화를 위하여 기체 산소(GOx)와 PMMA(Poly Methyl Meth Acrylate)를 연료로 사용하였다. 실험 장치에 관한 상세한 규격과 실험방법은 참고문헌 [1]에 보다 잘 설명되어 있다.

Figure 1은 가시화 실험을 위하여 사용한 하이브리드 로켓 모터 사진이다. 연소실 길이는 400mm, 예연소실과 후연소실의 길이는 각각 45mm, 75mm이며 압력센서를 장착하여 압력진동을 측정하였다. 저주파수 연소불안정 현상은 특정한 연소실 형상에서 발생하는 것으로 보고되었으며 본 연구에서 사용하는 실험 장치는 저주파수 연소불안정이 발생하는 형상과 동일하게 구성하였다[1].

그리고 후연소실 내부를 가시화하기 위해 지름 30mm의 창을 만들고 석영유리를 장착하여 밀폐시켰다. 또한 내부 유동을 2차원으로 만들기 위해 참고문헌 [1]에서 사용한 실린더형 후연소실을 사각형 단면적을 갖는 후연소실로 대체하였다. 후연소실 단면 형상이 변화하여 발생할 수 있는 연소불안정 특성의 변화를 확인하기 위하여 참고문헌 [1]과 동일한 실험조건을 적용하여 연소불안정 발생여부를 확인하였다.

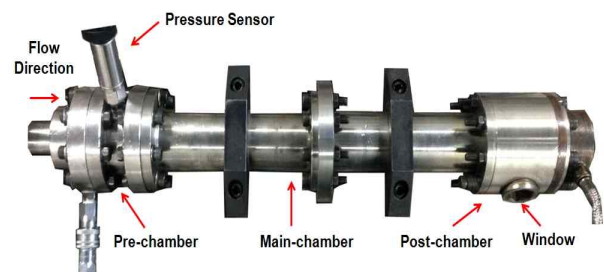


Fig. 1. Test Motor equipped with quartz window to measure light emission

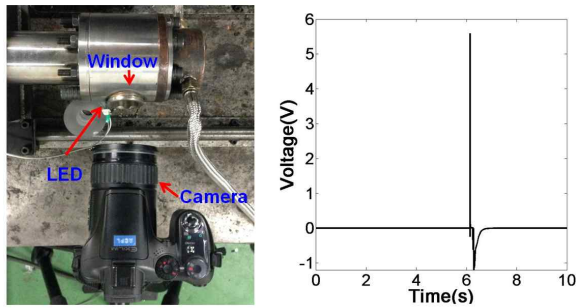


Fig. 2. Synchronization of pressure and light emission measurement

또한 Casio사의 Exilim EX-F1 카메라를 사용하여 고속 컬러 촬영으로 가시화 영상을 획득하였다. 연소불안정에 의한 연소압력 진동의 주파수가 매우 낮은 10~20Hz 영역이므로 카메라의 600fps 촬영속도는 불안정성의 특성과 유동가시화 결과를 분석하는데 충분한 것으로 판단하였다. ISO와 F는 각각 100, 2.7로 설정하였고, 이미지 크기는 432X192(pixel)이다. 연소 가스로부터 방사되는 빛이 너무 밝기 때문에 후연소실 내부 유동을 관찰하기 위해서 Horusbennu사의 62mm 가변 ND 필터를 사용하여 카메라로 들어오는 빛의 양을 조절하였다.

가시화 영상으로 광도를 측정하여 압력진동과 광도변화의 상관관계를 정확하게 분석하려면 각각의 데이터 측정을 동기화 시켜야한다. 일반적으로 사용하는 방법은 CCD 카메라를 이용하여 컴퓨터로 제어함으로써 압력센서와 동기화시킨다. 그러나 본 연구에서의 가시화 실험이 전반적인 연소특성 및 압력진동의 상호관계 분석과 후연소실 내부 유동 가시화가 목적이므로 간단한 방법으로 동시에 카메라와 압력센서에 이벤트를 주어 동기화 하였다. Fig. 2는 압력과 광도 측정을 동기화 하는 방법을 보여주는 그림이다.

압력센서와 LED에 순간적인 전압을 동시에 공급하여 압력센서에는 최고점(peak)이 나타나게 하였고, 카메라에는 LED 빛이 포착되게 하였다. 모든 전원 공급 절차는 Labview 프로그램과 무접점 릴레이(solid state relay)를 이용하여 동시에 24V 직류가 압력센서와 LED에 공급되도록 하였다. 무접점 릴레이는 다른 종류의 릴레이에 비해서 구입이 용이할 뿐 아니라 반응 속도가 매우 빠른 특징이 있어 실험에 적합하였다.

2.2 저주파수 연소불안정 검증

후연소실 내부유동과 연소불안정 분석을 위한 가시화를 원활하게하기 위하여 실린더형 후연소

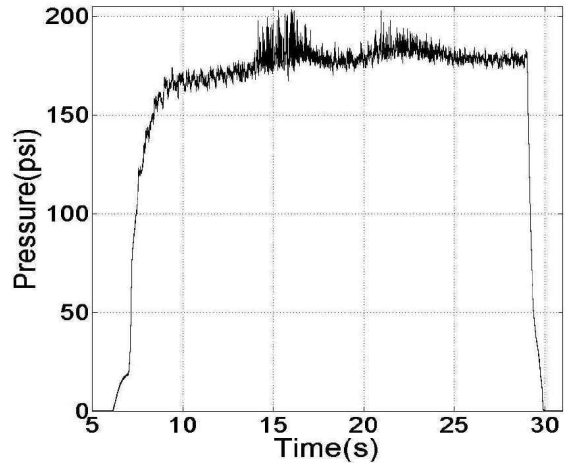


Fig. 3. Repeatability of LFI occurrence under the same test conditions as in ref.[1]

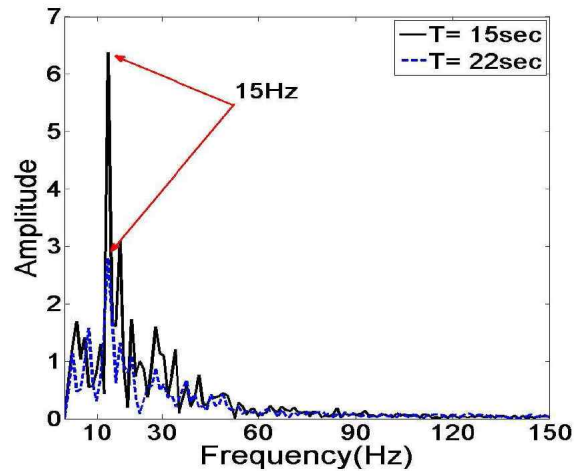


Fig. 4. FFT analysis of LFI with frequency peaks of 10~20Hz as seen in ref.[1]

실 단면 형상을 사각형 단면으로 변경하였다. 따라서 형상 변화에 따른 연소불안정 특성의 발생 여부를 확인하기 위하여 검증을 위한 연소실험을 수행하였다. Fig. 3은 참고문헌 [1]의 실험과 동일한 조건으로 수행한 실험결과로 연소압력 변화를 보여주고 있다.

참고문헌 [1]의 Test 3 실험결과와 비교했을 때, 두 번의 연속적인 압력진동 증폭이 나타나고 진폭도 같은 크기로 발생하여 연소불안정 특성이 동일하게 나타나고 있음을 확인하였다. 그러나 연소실 압력은 전체적으로 30psi 정도 증가하였는데 이러한 이유는 노후화된 산화제 공급 라인을 교체한 영향으로 판단된다. Fig. 4는 검증 실험에서 획득한 압력을 기반으로 FFT 분석한 그림이다. Test 3과 마찬가지로 10~20Hz의 주파수 영역에서 우세한 크기를 갖는 압력진동이 존재하

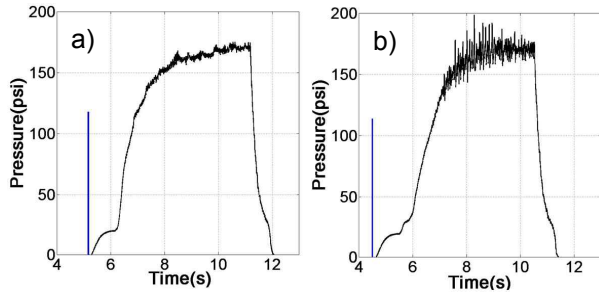


Fig. 5. Pressure curves for visualization at a) stable b) unstable combustion

고 있으며 압력증폭도 동일한 시간에서 발생하고 있다.

검증 실험결과에 의하면 후연소실의 내부 형상을 사각 덕트로 변경해도 참고문헌 [1]의 Test 3 실험결과와 동일한 10~20 Hz의 저주파수 연소 불안정성이 나타난다는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 안정적인 연소와 불안정 연소가 발생하는 경우에 대하여 각각 가시화 실험을 수행하였다. 실험도중에 불완전 연소에 의한 검댕(soot)이 석영유리 창에 지속적으로 침착하기 때문에 가시화를 위한 적절한 밝기를 확보하기 위하여 연소 시간을 5초로 제한하였으며, Fig. 5에서 나타나 있는 것처럼 안정한 연소와 불안정 연소를 생성하여 각 경우에 대한 연소 가시화를 수행하였다. Fig. 5에서 점화되기 직전에 나타난 peak는 압력과 광도측정을 동기화하기 위하여 인위적으로 생성한 전기 신호이다.

2.3 광도측정에 의한 가시화 이미지

후연소실의 석영유리 창을 통하여 측정되는 광도변화는 연소반응 변화와 완전하게 일치하지 않는다. 그러나 연소의 과다 정도에 따라 광도가 비례하여 변화하므로 광도를 측정함으로써 연소 반응의 변화를 측정할 수 있으리라 가정하였다. 따라서 가시화 이미지의 광도 변화를 통해 간접적으로 연소 특성을 확인하고 압력진동과 비교하였다.

Figure 6은 안정한 연소와 불안정한 연소가 1 사이클(18Hz)의 시간동안 변화하는 광도를 비교한 그림이다. 안정한 연소가 발생하는 경우 1 사이클 동안 이미지의 광도 변화가 거의 없이 일정하게 유지됐다. 그러나 불안정한 연소가 발생하면 이미지의 광도 변화가 뚜렷하게 변화하며 일정한 주기(17~18Hz)를 갖고 있음을 확인하였다. 압력진동과 광도 변화를 정량적으로 비교하기 위해서는 획득한 가시화 이미지에서 발생하는 광도를 수치적으로 변환해야 한다.

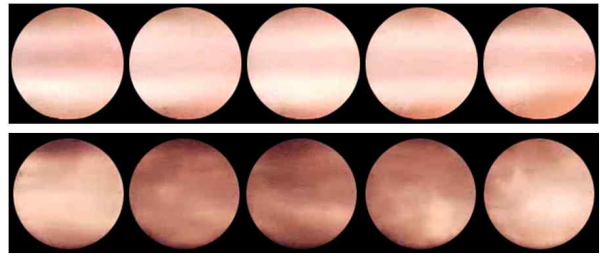


Fig. 6. Sequential images for one cycle (18Hz) in stable(upper) unstable (lower) combustion

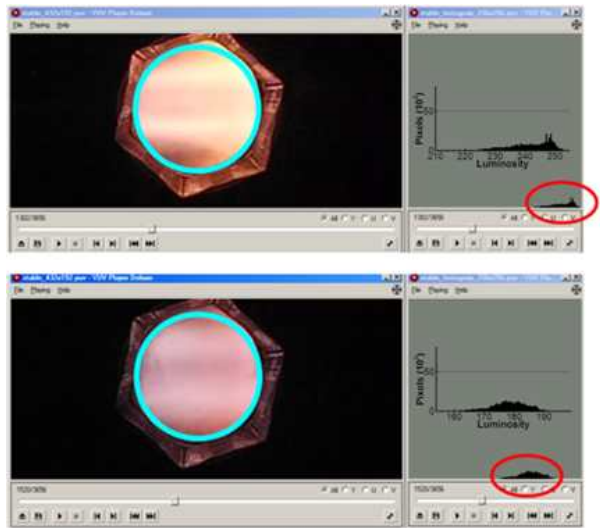


Fig. 7. Postprocessing of direct image frame into digital signals

Figure 7은 가시화 이미지에서 석영유리를 관심영역으로 설정하고, 영역 안의 광도를 히스토그램으로 변환되는 과정을 보여주고 있다. 이때 사용한 소프트웨어는 C언어로 작성되었으며, 설정 영역의 이미지를 구성하는 각 픽셀(pixel)에 저장된 광도 데이터를 추출하여 히스토그램으로 나타내었다.

Figure 7의 히스토그램에서 x축은 광도, y축은 픽셀 수가 된다. 이미지의 광도 변화는 밝기에 따라서 0(검정색)~255(흰색) 범위 안에서 수치로 변환되며 각 프레임에서 광도의 총 합은 이미지 전체의 밝고 어두움을 나타내는 대표 값이다. 이렇게 획득한 광도 데이터와 압력 데이터를 기반으로 연소와 압력진동의 상관관계를 분석하였다.

2.4 압력교란과 광도변화의 상관관계

앞서 언급한대로 저주파수 연소불안정이 발생하면 연소 압력과 후연소실에서 측정된 유동의 광도변화는 어떤 의미 있는 관계를 나타낼 것으

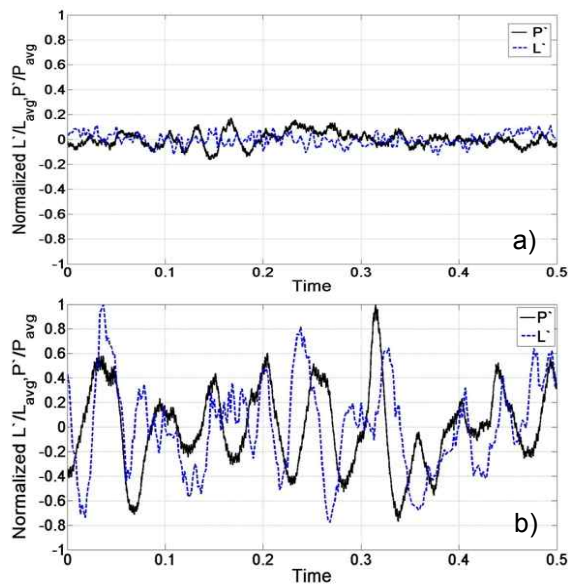


Fig. 8. Comparison of normalized fluctuations of pressure and light emission at a) stable b) unstable combustion

로 예상된다. 어떤 상관관계를 갖는가를 확인하기 위하여 압력과 광도 측정값의 평균을 구하고 각 시간의 측정값에서 평균값을 빼 교란 값을 함께 비교하였다. Fig. 8은 연소압력과 광도 교란을 각각 평균값으로 나누어 표준화(normalized) 후, 연소시간 0.5초 동안에 어떻게 변화 하는가 비교한 그림이다.

그림에서 굵은 실선은 압력교란에 대한 표준화 값, 점선은 표준화된 광도교란을 나타내고 있다. 안정적인 연소가 발생하면 연소압력과 광도 변화는 매우 미미하며 어떤 물리적 의미가 있는 상호관계를 나타내지 않고 있다. 그러나 불안정 연소가 발생하면 압력교란과 광도 교란이 상호간섭하면서 변화하고 있음을 확인할 수 있다. 즉, 그림에서 광도변화는 주파수 약 19Hz의 진동을, 압력교란은 18Hz 주파수 진동특성을 보여주고 있다. 또 각각의 진동 최대값이 대체적으로 일치하면서 변화하는데 특히 압력교란(p')과 광도교란 또는 연소교란(q')의 위상(phase)이 거의 일치하고 있음이 관찰된다.

앞서 언급한대로 저주파수 연소불안정은 음향교란과 무관하게 발생하는 비-음향 불안정 현상이므로 압력교란과 열 발생 교란은 물리적인 상호관련이 없이 발생한다. 그러나 가시화 결과에 의하면 압력교란과 열 발생교란에 비례하여 변화하는 광도교란의 위상이 거의 일치하고 있어 압력변화와 열 발생이 어떤 물리적 현상에 의하여 상호 연관되어 있음을 알 수 있다. 지금까지 실

험결과에 의하면 후연소실에서 발생하는 와류 홀림이 저주파수 연소불안정 발생과 가장 관련이 높은 것으로 보인다.

2.5 유동 가시화와 POD분석

하이브리드 로켓은 축 방향의 산화제 유동과 벽면에서 기화하여 확산하는 연료가 혼합하여 대부분 연료 벽면으로 이루어진 주 연소실에서 연소 반응이 이루어진다. 따라서 후연소실은 높은 온도에 의해 발광하는 연소가스와 아직 확산이 이루어지지 못한 약간의 연료가 혼합되어 유동을 구성하고 있다. 따라서 광학 창을 통해 얻어지는 유동의 직접 이미지를 분석하면 정밀도는 낮지만 유동 특성을 가시화 할 수 있었다. Fig. 6에서 보듯이 안정적인 연소와 불안정 연소가 발생하는 경우의 유동 이미지가 서로 다르게 나타나고 있다. 촬영된 가시화 영상은 유동의 순간 운동을 포함하고 있으므로 POD(Proper Orthogonal Decomposition) 등과 같은 적절한 분석을 바탕으로 유동 특성 변화를 관찰할 수 있으리라 판단하였다.

POD를 활용한 유동 분석을 위하여 후연소실을 통과하는 유동을 직접 촬영한 동영상 중에서 1초 동안 얻어진 600 프레임을 사용하였다. 이를 이용하여 평균 유동장을 구하고 각 프레임에서 평균값을 제하면 유동 교란을 얻을 수 있다. 한편 POD 방법은 주어진 2차원 데이터 Q를 시간과 공간의 고유치 집합으로 분해 하는 방법이다. 예를 들면 어떤 물리량 $Q(x,t)$ 는 공간모드 $\psi_i(x)$ 와 시간계수 $a_i(t)$ 로 분해가 가능하다. 따라서 물리량 Q는 다음과 같이 나타낼 수 있다[8].

$$Q(x,t) \approx a_0 \psi_0 + \sum_{i=1}^N a_i(t) \psi_i(x)$$

이 식은 물리량 Q가 N개의 낮은 차수 모드의 합으로 대표할 수 있음을 나타낸다. 첫째 항은 평균값이며 두 번째 항은 시간과 공간에 대하여 변화하는 동적교란(dynamic fluctuations)을 의미한다. Fig. 9는 이미지의 평균과 어느 특정한 시간에서 유동이미지의 교란으로 POD 해석은 교란값을 바탕으로 진행되었다.

POD 해석에서 가장 중요한 것은 시간과 공간에 대한 변화를 나타내고 있는 기본 모드 중에서 몇 개의 모드를 사용하는 것이 원래의 물리적 특성을 유지할 수 있는가 판단하는 일이다. 이를 위하여 각 모드의 에너지 크기를 나타내는 고유치를 구하고 원래의 물리량과 비교 검증하여 사

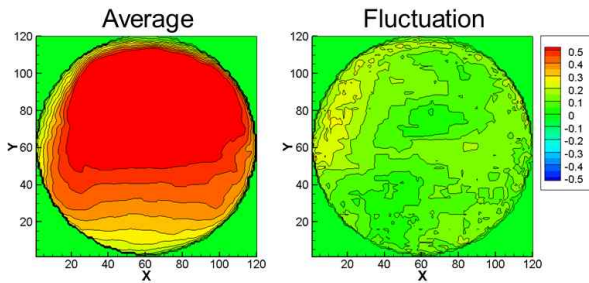


Fig. 9. Average and fluctuation of flow dynamics at a certain moment for POD analysis

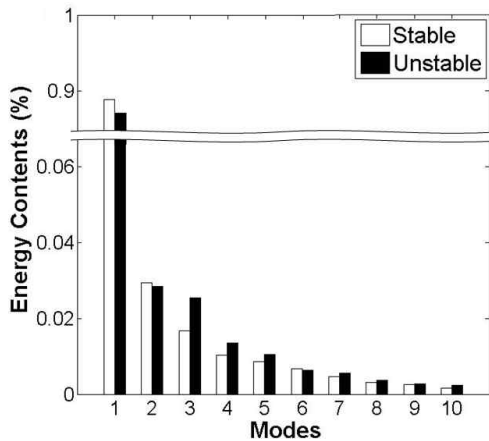


Fig. 10. Comparison of energy contents of each mode both in stable and unstable combustion

용하는 모드 수를 결정하여야 한다. Fig. 10은 안정한 연소와 불안정 연소를 하는 경우에 POD 분석을 통하여 첫 번째부터 10번 모드까지 할당된 에너지의 상대적 크기를 보여주고 있는 그림이다. 6번 모드 이후의 에너지 크기는 무시할 정도로 매우 작아 POD 해석에서는 1~6 모드의 특성을 조합하여 실제로 발생하는 물리변화를 대표하였다.

안정한 연소와 불안정한 연소의 모든 경우에서 모드 1은 대부분의 유동 에너지를 포함하고 있다. 물리적으로 이런 특성은 축 방향의 유동을 의미한다. 이전의 연구 등에서 POD를 통하여 난류의 kinetic energy spectrum을 모사할 수 있음을 확인하였다[8]. POD 모드는 가장 큰 에너지 준위부터 낮은 에너지 준위로 순차적으로 정렬되므로 이는 작은 스케일의 난류에 해당하게 된다 [9]. 이에 따라 Fig. 10의 에너지 크기 분포도에 나타난 바와 같이 2번 이상의 모드는 유동 에너지가 소산되는 과정에서 발생하는 작은 크기의 와류발생과 연관되는 것으로 판단된다. 각 경우

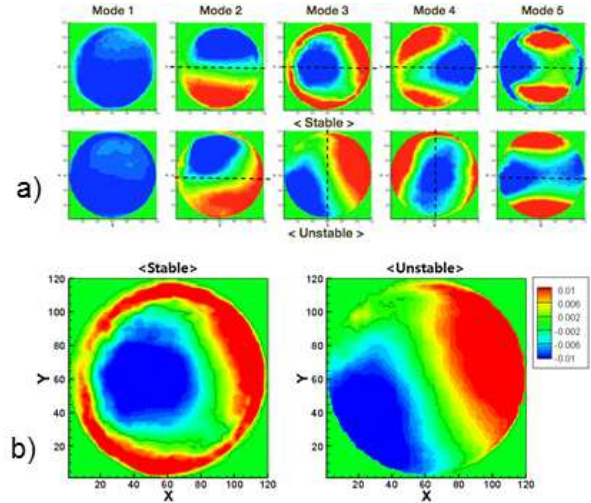


Fig. 11. Comparison of spatial modes in stable and unstable combustion a) mode 1 to 5, b) mode 3

의 모드 별 에너지 크기를 비교하는 것만으로 연소불안정 발생과 유동 특성 변화가 어떤 상관관계를 갖고 있는가를 판단하는 것은 어려운 일이다. Fig. 11은 안정한 연소와 불안정 연소에 대하여 공간적으로 나타나는 유동 특성을 보여주고 있는 그림이다.

가시화를 위한 석영유리 창의 직경이 30mm로 매우 작아 유동변화가 공간적으로 어떤 형태를 갖는지 정확하게 분석하기가 어려울 것으로 판단된다. 그러나 Fig. 11에서 보듯이 안정한 연소가 발생하면 유동은 공간적으로 상하 대칭의 형태를 이루고 있음을 보여주고 있다. 반면에, 불안정 연소가 발생하는 경우, 모드 3과 4에서 다른 분포 특성이 나타난다. 안정한 연소에서의 모드 2, 3, 4, 5 및 불안정한 연소에서의 모드 2, 5는 분포의 대칭축이 가로로 나타는 것에 비해 이 두 모드에서는 대칭축이 경사진 세로로 나타나며 이는 안정한 연소가 발생하는 경우에는 나타나지 않는 모드이다. 이 3번과 4번 모드에 관한 물리적인 분석은 더 심도 있게 진행해야 할 것으로 보인다[10]. 불안정 연소가 발생하는 경우에 2~4번 모드는 상하 대칭이 아니라 대칭선이 경사를 이루고 있는 것으로 볼 때 와류흐름은 저주파수 연소불안정이 발생할 때만 독특하게 나타나는 유동 특성의 변화인 것으로 조심스럽게 판단해 본다.

앞으로의 연구는 불안정 연소에만 나타나는 3번 모드의 발생원인과 유동특성 변화의 상관관계를 분석하고 연소불안정이 발생하는 메커니즘을 이해할 수 있도록 진행되어야 할 것이다.

III. 결 론

높은 온도에서 발광하는 연소가스의 후연소실 내부유동을 직접 촬영하여 광도 분석과 유동 가시화를 시도하였으며, 가시화 영상을 분석하여 하이브리드 로켓에서 발생하는 저주파수 연소불안정의 발생과 후연소실 유동 특성변화의 상호관계를 분석하였다.

안정한 연소가 이루어지는 동안은 가시화 이미지의 광도가 변화 없이 일정하게 유지됐으나 저주파수 연소불안정이 발생하면 일정한 주기 (~18Hz)를 갖는 광도 변화가 나타났다. 또한 압력교란(p')과 연소 반응 교란(q')에 따라서 변화하는 광도변화(L')의 위상(phase)이 거의 일치하고 있어, 저주파수 연소불안정이 비-음향 불안정 현상임에도 불구하고 압력과 연소교란이 상호 간섭하고 있음을 확인하였다.

후연소실 유동변화를 확인하기 위하여 POD에 의한 유동 모드 분석을 시도하였다. 안정한 연소가 발생하면 후연소실 유동은 공간적으로 상하 대칭모드 형태를 이루지만 불안정 연소가 발생하면 수직방향 경사각을 이루는 대칭축을 중심으로 변화하는 유동모드가 나타난다. 특히 3번 모드는 불안정 연소가 발생하는 경우에만 나타나는 유동 모드이며 이에 대한 연구가 더 필요할 것으로 보인다. 불안정 연소가 발생하는 경우에 유동의 형태가 상하 대칭으로부터 수직 경사를 이루는 대칭으로 변하는 것으로 볼 때 와류홀림은 저주파수 연소불안정이 발생할 때 나타나는 유동 특성인 것으로 판단할 수 있다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 우주기술개발사업(NSL사업, 2013M1A3A3A02041818)의 지원을 받아 수행한 연구결과임을 밝히며 지원해주신 한국연구재단에 감사드립니다.

Reference

1) Park, K., Lee, C., "Low Frequency Instability in Laboratory-scale Hybrid Rocket

Motors," *Aerospace Science and Technology*, 2015.

2) Boardman, T.A., Carpenter, R.L., and Claflin, S.E., "A Comparative Study of the Effects of Liquid-Versus Gaseous-Oxygen Injection on Combustion Stability in 11-inch-Diameter Hybrid Rocket," *33th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 97-2936, 1997.

3) Kuo, K. K., Lu, Y. C., Chiaverini, M. J., Harting, G. C., Johnson, D. K., and Serin, N., "Fundamental Phenomena on Fuel Decomposition and Boundary-Layer Combustion Processes with Application to Hybrid Rocket Motors," NASA-CR-199126, 1994.

4) Carmicino, C., "Acoustic, Vortex Shedding, and Low-Frequency Dynamics Interaction in an Unstable Hybrid Rocket," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 6, 2009.

5) Greiner, B., and Frederick, R.A., "Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation," *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 02-3301, 1992.

6) Lee, C., "The Application of ZN Analysis to the Transient Combustion of Hybrid Rocket," *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA 2002-0783, 2002.

7) Park, K., Lee, C., "Low Frequency Instability in Hybrid Rocket Post-chamber Configuration," *KSAS Journal*, Vol. 41, No. 1, 2013, pp. 40-47.

8) Berkooz, B., Holmes, P., and Lumley, J., "The Proper Orthogonal Decomposition in the Analysis of Turbulent Flows," *Fluid Mech*, Vol. 25, No. 1, 1993, pp. 539-575.

9) Mon, K., Park, C. and Lee, C., "Modification of Flow Characteristics on the Blowing Surface by Inserting a Diaphragm," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 6, 2014, pp.1683-1691.

10) Choi, G., and Lee, C., "The Change in Flow Dynamics inside the Post Chamber of Hybrid Rocket," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Submitted for publication