

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 29-36(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.29>

연소실 형상 변화에 의한 하이브리드 로켓의 저주파수 연소불안정

박경수*, 이창진**

Low frequency Instability in Hybrid Rocket Post-chamber Configuration

Kyungsu Park* and Changjin Lee**

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University*,**

ABSTRACT

Hybrid rocket displays many different low frequency pressure oscillations during combustion. Thermal lag between solid and gas phase is the primary mechanism to trigger low frequency pressure oscillations of around 10Hz, and Helmholtz or L^* mode also produces other types of low frequency oscillations above 10 Hz which is associated with the change in combustion volume. Since the flow characteristics in hybrid rocket is very similar to those in solid rocket combustion, it is not surprising to observe similar pressure oscillation behaviors. Experimental test shows that combustion pressure suddenly turns into to a big amplitude oscillation around 10Hz then followed by returning to an original pressure level after a short period combustion. Further investigations show that this instability is independent of the change in O/F ratio at all. One of the possible candidates is the vortex shedding dynamics over the backward step in the post combustion chamber. It is required to investigate the low frequency oscillation mechanism in the future study.

초 록

하이브리드 로켓 연소에서는 다양한 종류의 저주파수 연소 압력진동이 나타난다. 10Hz 대역의 저주파수 압력진동은 고체연료와 연소가스의 열 관성 차이 때문에 발생하지만 그 외의 저주파수 진동은 고체로켓에서 관찰되는 헬름홀츠 및 L^* 모드에 의해 발생하는 것으로 연소실 부피 변화와 밀접한 관련이 있다. 따라서 유동 특성이 고체로켓과 유사한 하이브리드 로켓 연소에서 연소실 부피 변화는 저주파수 특성에 영향을 미치는 중요한 인자이다. 본 연구에서는 연소실과 후연소실의 형상 변화에 따른 연소 압력의 저주파수 특성 변화를 관찰하였다. 특히 주 연소실과 후연소실의 부피 비가 특정한 값이 되면 연소 도중에 10~30Hz 연소 압력 진동의 진폭이 갑자기 증폭되는 연소불안정 현상이 나타났다. 산화제 유량 조절 및 연료 변경에 의한 O/F 비 변화는 연소 압력의 저주파수 증폭과 무관한 것으로 밝혀졌다. 후연소실로 연소가스가 팽창할 때 발생하는 와류 흘림 현상이 저주파수 불안정 현상과 직접적인 관련 있는 것으로 판단되며 이에 관한 연구가 더 필요하다.

Key Words : Hybrid Rocket Motor(하이브리드 로켓 모터), Low Frequency Instability (저주파수 불안정성), Combustion Experiment(연소 실험)

† Received: October 4, 2013 Accepted: December 23, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>** Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

하이브리드 로켓은 연소과정에서 매우 복잡한 유동 현상을 보여준다. 여러 실험결과를 살펴보면 공통적으로 특히 10~30Hz의 저주파수 연소 압력 진동이 나타난다[2,3,5,7]. 이는 고체연료 표면에 생성되는 산화제 경계층의 발달 지연과 연료로 전달되는 대류 열전달량 변화가 복합적으로 연계되어 나타나는 열적 지연(thermal lag) 현상으로 하이브리드 로켓의 연소 특성을 나타내는 중요한 특징이다[1].

Boardman과 Kuo 등은 각각의 연구에서 연소 도중에 연소 압력이 갑자기 크게 증폭되어 진동하는 현상을 보고하였다. 주파수 분석 결과 500Hz미만의 저주파수 특성이 나타났으며 연구 결과, 연소 도중에 발생하는 어떤 원인에 의하여 공진현상으로 발전하는 것으로 판단하였다[2,3]. 또한 Korting 등은 PMMA(Poly Methyl Meth Acrylate)와 기체 산소를 이용한 연소실험에서 연소 중간에 매우 큰 폭으로 압력진동이 크게 증폭되었다 다시 감소, 증폭되는 비선형적인 변화를 관찰하였다. 이때 연료의 후퇴율(regression rate)은 급격한 연소로 인해 압력진동 변화에 따라 직접적인 영향을 미치는 것으로 확인되었다[4]. 한편, Carmicino는 인젝터 형상 변화에 따른 연소 실험을 수행하였다[5]. 그 결과 방사형(radial) 인젝터를 사용할 때 연소실의 평균 압력보다 70% 증폭되는 저주파수 압력진동 특성이 나타났다. 주파수 분석 결과, 우세한 크기를 가지는 10~25Hz의 고유 주파수와 헬름홀츠 주파수, 축 방향 음파 주파수가 나타나며 와류홀림에 의한 주파수 간섭으로 공진 현상이 발생한다는 것을 보고하였다. 연료 끝단에 큰 스케일의 와류구조가 발달하고 생성 소멸을 반복하며 발생하는 압력 진동은 연소에 영향을 미치므로 전단층 하류는 잠재적으로 연소불안정의 중요한 메커니즘으로 분석되었다. 따라서 후연소실의 길이 변화에 의한 와류홀림 특성 변화는 연소 압력진동에 영향을 미칠 수 있다.

저주파수 특성이 나타나는 원인을 내부 유동 특성이 비슷한 고체 로켓에서 찾아보면 헬름홀츠 모드, Chuffing 모드, L^* 모드가 있다. 이러한 특성은 불안정성을 야기하며, 진동하는 압력변동과 연소율에 영향을 미친다고 알려져 있다.

연소실의 부피는 저주파수 특성을 나타내는 헬름홀츠 및 L^* 모드에 내포되어 있으므로, 저주파수 특성을 변화시키는 중요한 인자이다[6]. 특히, 후연소실의 부피를 변경하여 하이브리드 로

켓 실험을 수행한 결과, 대부분 100Hz 미만의 저주파수 특성이 나타나며 후연소실 부피에 따라 압력진동이 갑자기 증폭되는 불안정성이 발생할 수 있다[7]. 이러한 저주파수 특성은 연소실의 부피 및 길이와 밀접한 관련이 있는 것으로 보인다. 따라서 본 연구에서는 연소실과 후연소실의 형상 변화에 의한 부피를 변화시키면서 저주파수 압력 진동의 발생을 확인하고, 진동특성과 연소 불안정 발생을 일으키는 인자를 실험적으로 확인하였다.

II. 본 론

2.1 실험장치 구성 및 실험 종류

기체 산소(GOx)를 산화제로 사용하였고, PMMA(Poly Methyl Meth Acrylate)를 고체 연료로 사용하였다. 연료의 외경은 50mm이고 내경은 20mm이다. PLC(Programming Logic Controller)와 솔레노이드 밸브를 이용하여 정해진 시간동안 산화제 공급을 제어하였다. 또한 Bronkhorst 사의 질량유량조절기로 산화제 유량을 조절하였으며, 수냉식으로 노즐을 냉각하였다.

Figure 1은 본 연구에서 기본 실험으로 사용한 하이브리드 로켓 모터 사진이다. 연소실 길이는 200mm, 예연소실과 후연소실의 길이는 각각 45mm, 75mm이며 압력센서를 장착하여 압력진동을 측정하였다.

Table 1은 연소실과 후연소실의 길이 변화, 산화제 유량 변화를 통하여 실험을 구분하였다. Test 1,2는 기본실험(Baseline test)에서 후연소실의 길이를 변경하였고, Test 3은 연소실의 길이를 기본실험에 비해 2배 늘린 경우이다. Test 4~8은 Test 3에서 후연소실 길이 및 산화제 유량을 변경하였다. 또한 Test 9는 연료 변화에 따른 연소 특성을 보기 위해 HTPB(Hydroxyl

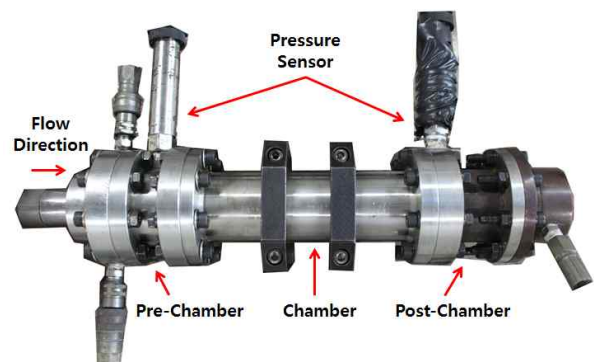


Fig. 1. Configuration of combustion test

Table 1. Labscale combustion test results

Test No.	연료 종류	연소실 길이 (mm)	후연소실 길이 (mm)	산화제 유량 (g/s)	O/F 비	저주파수 불안정성
Baseline	PMMA	200	75	20	5.20	X
1	PMMA	200	105	20	5.57	X
2	PMMA	200	200	20	5.59	X
3	PMMA	400	75	20	2.35	O
4	PMMA	400	105	20	2.41	X
5	PMMA	400	200	20	2.46	X
6	PMMA	400	75	10	2.23	O
7	PMMA	400	75	15	2.29	O
8	PMMA	400	75	25	2.43	O
9	HTPB	200	45	20	3.03	O

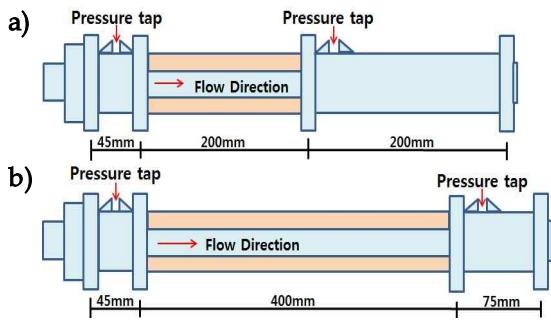


Fig. 2. Chamber configurations for (a) Test 2 (b) Test 3

Terminated Poly Butadiene)를 사용하였다.

Figure 2는 기본 실험에서 연소실과 후연소실의 길이 변화에 따른 형상을 도식화한 것이다. Test 2는 후연소실의 길이를 200mm, test 3은 연소실의 길이를 400mm로 늘린 경우로 기본 실험과 비교하였을 때, 각각 연소실과 후연소실의 형상 변화가 저주파수 특성에 어떠한 영향을 미치는지 확인하였다.

2.2 기본실험 결과 및 주파수 분석

우선 연소실 길이는 200mm, 후연소실 길이는 75mm인 형상에 대하여 산화제 유량 20g/sec를 유지하면서 기본실험을 수행하였다. Fig. 3은 기본실험의 연소압력 변화를 측정한 그림이다. 연소압력은 105psi 부근에서 일정하게 유지되고, 5psi 정도 압력진동이 발생하고 있다. 산화제 공급 압력은 180psi 로 연소가 진행되는 동안 일정하게 유지되고 있다

Figure 4는 시간에 따른 연소 압력진동에 대한 FFT (Fast Fourier Transform) 분석을 보여주고 있다. 진폭이 작은 300Hz 이상은 따로 분리하여 0~300Hz와 300~800Hz 영역으로 나누어 연소압력 진동 특성을 분석하였다. 10~30Hz 영역은 고체 연료의 열적 지연현상에 의한 주파수로 진폭

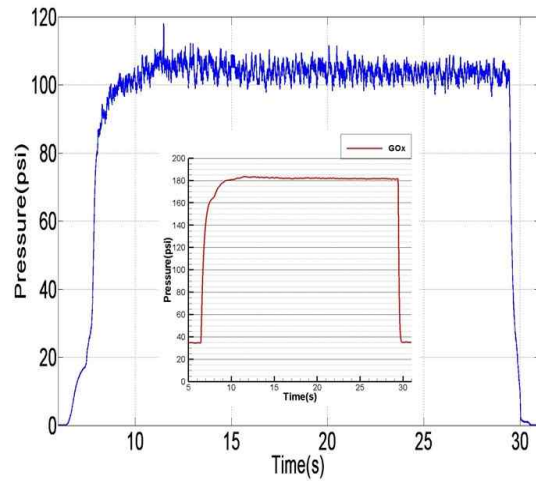


Fig. 3. P-t results in baseline test

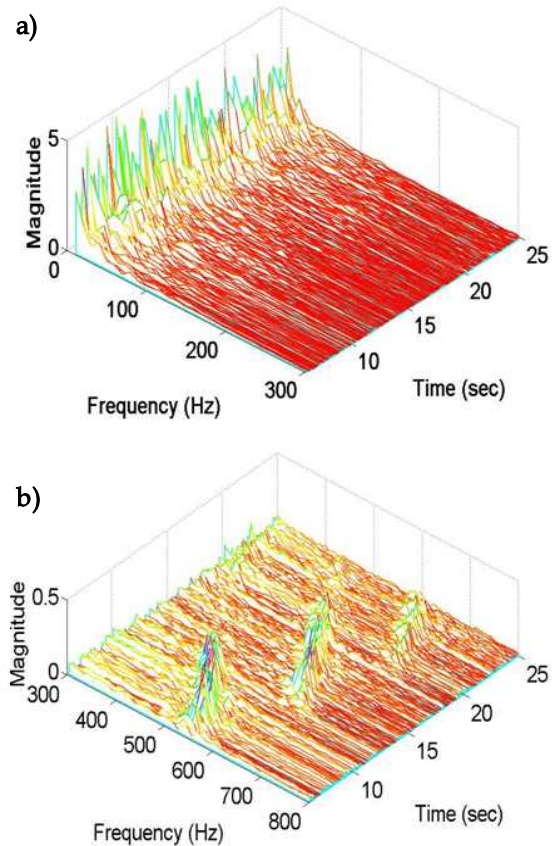


Fig. 4. FFT waterfall in baseline test a) 0~300Hz b) 300~800Hz

이 3 정도로 우세한 주파수가 나타난다. 450~550Hz 영역에서 나타나는 주파수는 예연소실에서 연료 면으로 산화제 유동이 유입될 때, 연료의 형상으로 인해 유동 단면적이 축소되면서 발생하는 와류회류 주파수로 Strouhal 수를 사용하여 계산된다. 500~600Hz 영역의 주파수 특성

은 산화제의 난류유동과 연료 기화에 의한 벽면 분출 유동 간 상호 간섭에 의해 발생하는 와류현상과 관계된다. 20초 이후에 나타나는 600~650Hz 영역의 주파수는 연소가 진행됨에 따라 유동 단면적이 확장하면서 생긴 유동 변화와 관련 있는 것으로 추측되며, 검증이 필요한 부분이다[8].

2.3 Test 2 실험결과 및 주파수 분석

Test 2는 기본실험에서 후연소실의 길이 변화에 따른 연소 특성을 확인하게 위해 수행하였다. 연소압력은 105psi에서 일정하게 유지되며 기본 실험 결과보다 압력진동 진폭이 감소하였다. Fig. 5는 FFT 분석 결과를 0~800Hz 영역에서 보여 주고 있다. 기본실험과 비교할 때, 10~30Hz의 주파수 특성이 동일하게 나타나지만 진폭의 크기는 2 정도로 작아졌다. 또한 100Hz이상의 영역에서는 주파수 특성이 나타나지 않았다. 이는 후연소실의 길이가 너무 길어 여러 유동현상 특성이 후

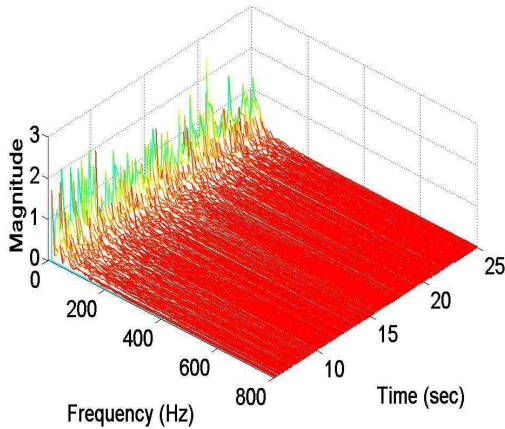


Fig. 5. FFT waterfall in Test 2

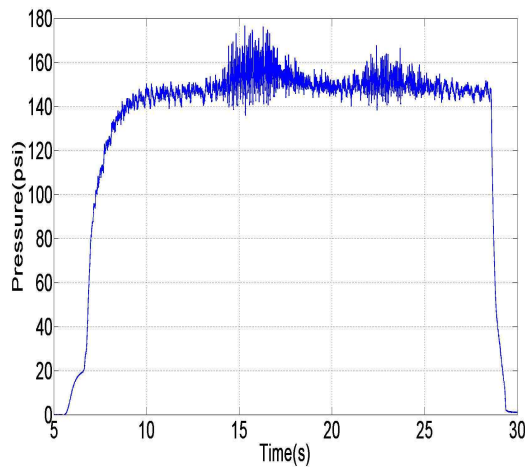


Fig. 6. P-t results in Test 3

연소실을 지나면서 감소된 것으로 판단된다.

2.4 Test 3 실험결과 및 주파수 분석

Test 3은 기본실험에서 연소실의 길이를 2배 늘려 연소실 형상 변화가 연소 특성에 어떠한 영향을 미치는지 확인하였다. Fig. 6은 test 3의 연소압력 변화를 측정된 그림이다. 기본실험 결과와 비교하면 평균압력은 50psi 정도 증가하였고, 14~18초와 22~25초 구간에서 압력진동이 큰 폭으로 증가하였다. 이 때 산화제 유량은 20g/sec이다.

Figure 7은 FFT 분석 결과 중에서 진폭이 작은 300Hz 이상은 따로 분리하여 0~300Hz와 300~800Hz 영역의 연소압력 진동 특성을 나타낸 그림이다. 기본실험과 비교할 때 10~30Hz에서 진폭의 크기가 3배 정도 증가하였고, 400~500Hz, 450~550Hz 영역에서 진폭이 갑자기 증가되었다. 특히 연소 압력진동이 증폭되는 구간의 주파수 특성은 10~30Hz로 열적 지연에 의한 저주파수 진동 특성과 같은 것을 확인할 수 있다. 따라서

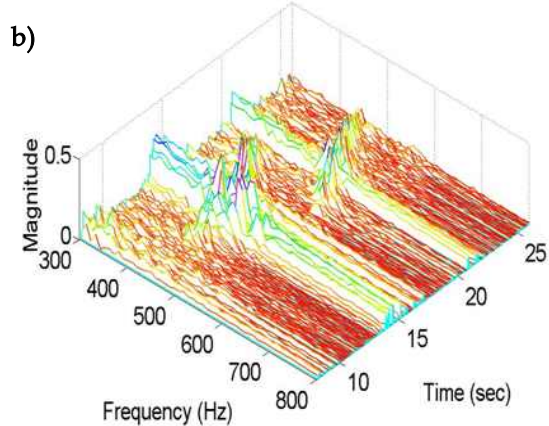
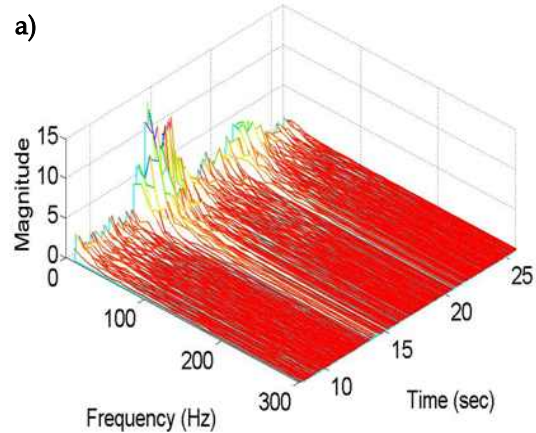


Fig. 7. FFT waterfall in Test 3
a) 0~300Hz b) 300~800Hz

압력 진동의 갑작스러운 증폭은 연소실 형상 변화로 발생하는 압력진동과 열적 지연에 의한 저주파수 특성과 공진하는 현상으로 판단된다.

2.4.1 산화제 유량과 연료 변화에 따른 연소 압력진동

Test 3에서 압력진동이 크게 증폭되는 원인을 분석하기 위해 산화제 유량을 조절하여 Test 6, 7, 8 을 수행하였다. 고체연료 PMMA와 기체 산소의 이론 화학반응을 CEA(Chemical Equilibrium with Applications)를 통하여 계산한 결과 O/F 비는 1.92이다. Test 6, 7, 8의 O/F 비는 2.23~2.43이므로 연료희박 연소반응 영역이다. Fig. 8을 보면 산화제 유량에 따라 연소압력이 증가하는 것을 볼 수 있고, 시간의 차이는 있

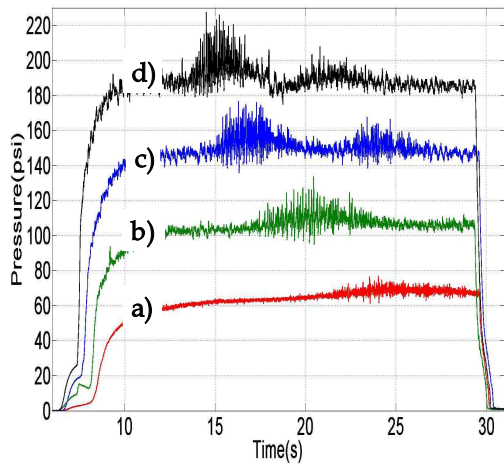


Fig. 8. P-t results with various Oxidizer mass flow rate
a) Test 6 b) Test 7 c) Test 3
d) Test 8

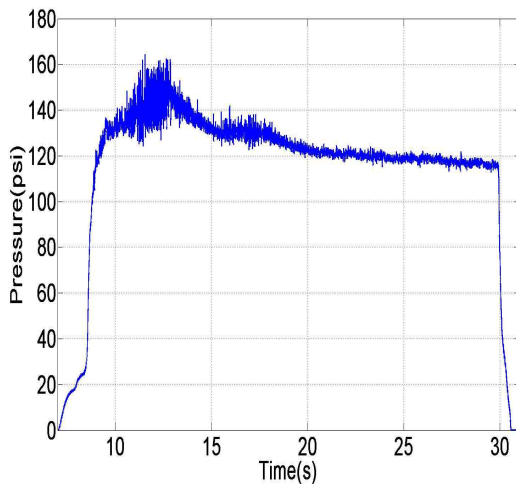


Fig. 9. P-t results in Test 9

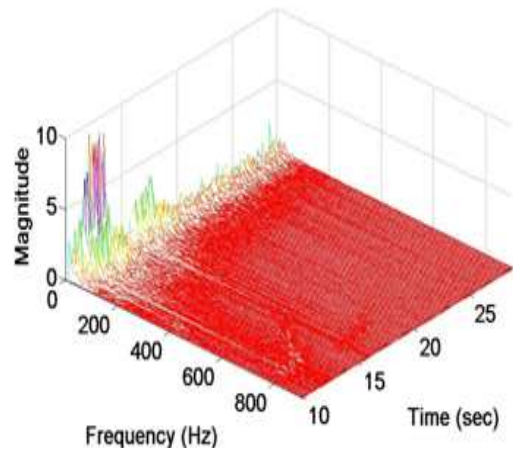


Fig. 10. FFT waterfall in Test 9

지만 모두 어느 지점에 이르면 압력진동이 증폭되는 것을 확인할 수 있다.

Test 9는 고체연료를 HTPB로 변경하여 연소시 발생하는 화학반응 및 발열량 차이가 증폭되는 압력진동에 영향을 미치는지 확인하기 위해 수행되었다. 이 때 산화제 유량은 20g/sec 이다.

Figure 9는 Test 9의 연소압력 진동을 측정 한 그림이다. 점화와 동시에 압력진동 증폭 현상이 발생하였고, PMMA 실험 결과보다 빠르게 나타난다. HTPB는 PMMA와 비교하여 강도가 무른 특성 때문에 후퇴율(Regression rate)이 높아 연소가 진행되면서 특정 시점에 빨리 도달하는 것으로 판단된다. Fig. 10은 Test 9의 실험결과를 FFT 분석을 통하여 0~900Hz 까지 나타낸 그림이다. 압력진동의 증폭이 시작되는 지점과 같은 지점에서 10~30Hz의 매우 낮은 저주파수 특성이 우세하게 나타난다. 따라서 연료의 화학반응 변화 및 O/F 비와 상관없이 연소실 형상 변화에 의해 저주파수 불안정성이 나타남을 확인하였다.

2.4.2 연료 내경 변화와 연소 압력진동

연소가 진행되면서 특정한 시점에 저주파수 불안정성이 나타나므로 압력진동 증폭이 시작될 때의 연료 내경을 분석하였다. Fig. 11은 test 8의 검증실험 결과이다. 압력진동 증폭이 시작되는 연소 시점에서 산화제 공급을 중단하여 연료 시료를 확보하였다. Table 2는 확보된 연료 시료의 내경을 측정 한 결과로 연료 내경이 24~25mm 부근에서 저주파수 불안정성이 나타나는 것으로 분석되었다.

연료 내경이 저주파수 불안정성에 직접적인 영향을 미치는지 확인하기 위해 연료 후방 끝에 링을 장착하였다. 링은 저주파수 불안정성이

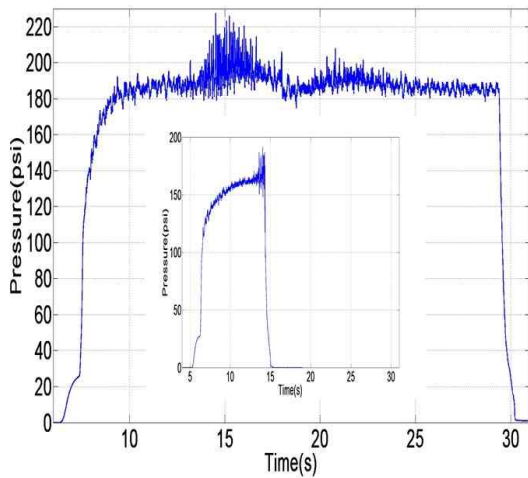


Fig. 11. P-t results in Test 8

Table 2. Instantaneous port diameter at instability

Test No.	순간 내경(mm)
3	25.4
6	-
7	25.2
8	24.7

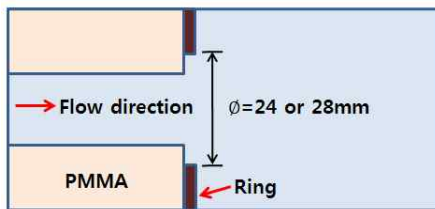


Fig. 12. Schematic of Post-chamber equipped with ring

시작되는 연료 내경을 유지해주므로 정량적으로 분석할 수 있다. Fig. 12는 test 3의 실험 조건에서 내경이 24mm, 28mm인 링을 장착한 그림이다.

Figure 13은 링을 장착한 후 연소 압력을 측정 한 그림이다. 링의 내경이 24mm인 경우, 연료 내경이 링의 높이와 같아지는 지점에서 압력 진동 증폭이 시작되며 연소가 끝날 때 까지 지속되는 것을 확인하였다. 따라서 정성적으로 확인한 연료 시료 내경과 일치하므로 압력진동 증폭이 시작되는 연료 내경은 24mm이다. 또한 링의 내경이 28mm인 경우 13초 부근에서 첫 번째 압력 진동 증폭 현상이 발생하고, 23초 부근에서 시작된 두 번째 압력진동 증폭이 연소가 끝날 때 까

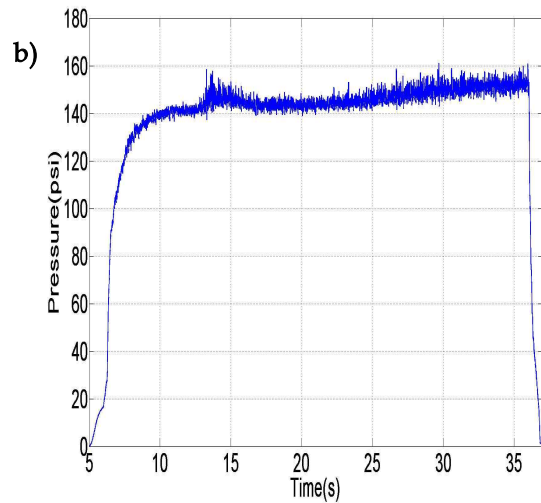
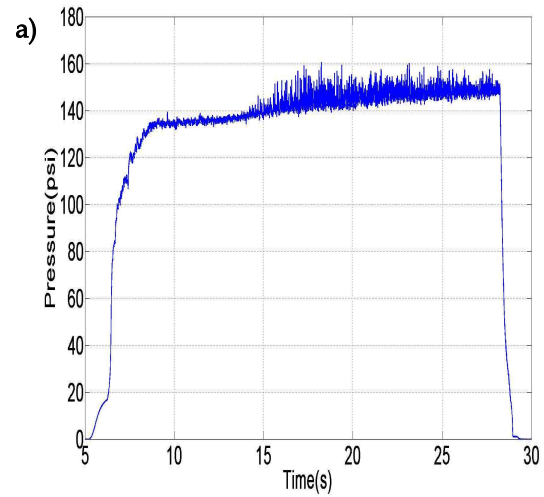


Fig. 13. P-t results with rear ring (a) Inner $\phi = 24 \text{ mm}$ (b) Inner $\phi = 28 \text{ mm}$

지 이어진다. 이는 test 3에서 압력진동이 증폭되는 구간과 일치한다. 후방 링을 장착한 실험은 증폭된 압력진동이 연소 종료까지 이어지므로 저주파수 불안정성이 시작될 때의 연료 내경은 각각 24mm, 28mm임을 확인하였다.

Figure 14는 후방링 실험결과를 FFT 분석한 결과이다. 후방 링을 장착한 경우에도 연소 압력 진동이 증폭되는 지점과 같은 구간에서 10~30Hz의 주파수 크기가 증가하였다. 400Hz 이후 영역에서 주파수 특성이 달라지는데 링에 의해 변화된 유동 특성이 주파수에 영향을 미친 것으로 판단되며 추가적인 검증이 필요하다. 따라서 test 3에서 나타나는 압력진동 증폭 현상은 연료의 내경과 밀접한 관련이 있으므로 후향 계단에 의한 영향이 저주파수 불안정성을 유발시키는 중요한 인자임을 유추할 수 있다.

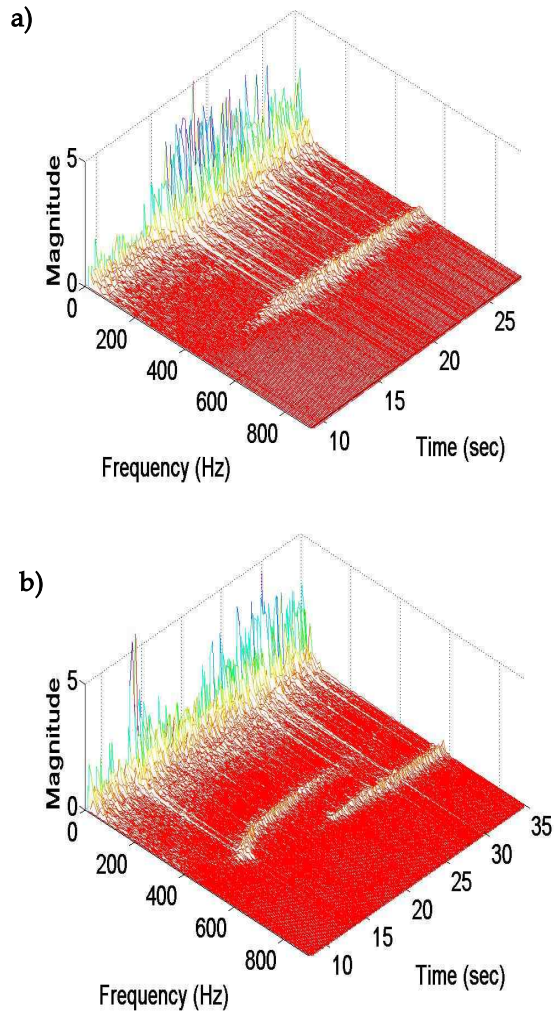


Fig. 14. FFT waterfall results with rear ring
(a) Inner $\phi = 24\text{mm}$ (b) Inner $\phi = 28\text{mm}$

III. 결 론

하이브리드 로켓의 연소실과 후연소실의 형상 변화에 따른 저주파수 연소 특성을 관찰하였다. 기본실험 결과, 10~30Hz 영역에서 우세한 주파수가 나타나고, 그 외 450~550Hz, 500~600Hz, 600~650Hz에 걸쳐 주파수 특성이 나타난다. Test 3의 경우, 연소 압력진동이 갑자기 증폭되는 현상이 발생하였고, 주파수 분석 결과 10~30Hz의 주파수 특성을 나타내었다. 이러한 현상을 유발시키는 원인을 찾기 위해 산화제 유량 및 연료 변화에 대한 실험을 수행하였으며, 시간 차이는 있었지만 연료의 화학반응 및 O/F 비 변화와 무관하게 모두 저주파수 불안정성이 나타났다. 또한 저주파수 불안정성이 시작될 때의 연료 내경을 분석한 결과 24mm, 28mm 부근임을 간접적

으로 확인하였다.

종합하면 저주파수 불안정성은 10~30Hz의 매우 낮은 영역에서 발생하고, 연료와는 무관하며 연료 내경이 특징한 지점에서 발생한다. 이러한 저주파수 불안정은 test 3과 test 9에서만 나타나기 때문에 연소실과 후연소실의 부피 비와 관련이 있음을 추론할 수 있다. 또한 특징한 연료 내경에서 발생하므로 후향 계단에 의한 와류홀림이 노즐 면과 부딪히면서 주기적인 주파수 특성을 가지고, 열적 지연 현상과 간섭하여 공진으로 발달하였을 가능성이 있다. 앞으로 연소실의 부피 비를 다양화하고, 유동 속도, 후향 계단 높이, 후연소실 길이, 직경 등의 변화로 정량적인 분석을 통해 저주파수 연소 불안정의 발생 원인에 대한 심도 있는 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 중견연구자사업(2011-0027980) 지원을 받아 수행한 연구결과임을 밝히며 지원해주신 한국연구재단에 감사드립니다.

References

- 1) Changjin Lee, "Analysis of Non-Acoustic Combustion Instability of Hybrid Rocket," *KSAS Journal*, Vol. 29, No.7, pp.96~102, 2001.
- 2) T. A. Boardman, R. L. Carpenter, and S.E. Claflin, "A Comparative Study of the Effects of Liquid-Versus Gaseous-Oxygen Injection on Combustion Stability in 11-inch-Diameter Hybrid Rocket," *AIAA 97-2936*, 1997.
- 3) K. K. Kuo, Y. C. Lu, M. J. Chiverini, G. C. Harting, D. K. Johnson, and N. Serin, "Fundamental Phenomena on Fuel Decomposition and Boundary-Layer Combustion Processes with Application to Hybrid Rocket Motors," *NASA-CR-199126*, 1994.
- 4) P. A. O. G. Korting, H. F. R. Shoyer, and C. W. M. van der Geld, "On the use of an Ultrasonic Pulse-Echo Technique for Regression rate Analysis," *SFCC-publication*, No. 24, 1987.
- 5) C. Carmicino, "Acoustic, Vortex Shedding, and Low-Frequency Dynamics Interaction in an Unstable Hybrid Rocket," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 6, 2009.
- 6) G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", A Wiley-Interscience publication, 7th

ed., 2000.

7) B. Greiner, and R. A. Frederick, "Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation," *AIAA 92-3301*, 1992.

8) Kyungsu Park, Kyung-Hoon Shin, and Changjin Lee, "Vortex shedding and Pressure Oscillations in Hybrid Rocket," *KSAS Journal*, Vol. 41, No. 1, pp.40~47, 2013.