



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(8), 599-606(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.8.599>

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

횡단압력과 발생을 위한 단일 펄스건의 압력과 성능시험

이종권¹, 송우석², 구자예³

Performance Test of a Single Pulse Gun for Transverse Pressure Wave Generation

Jongkwon Lee¹, Wooseok Song² and Jaye Koo³Department of Aerospace Mechanical Engineering, Korea Aerospace University^{1,2}School of Aerospace Mechanical Engineering, Korea Aerospace University³

ABSTRACT

The pulse gun device is designed to identify the transverse pressure wave propagation/damping mechanism into the combustion flow field and in the combustion chamber according to the arrangement of multiple injectors. The manufactured pulse gun was tested to verify operability at the target combustion pressure and control of the pressure wave intensity. Gas nitrogen was used to pressurize the high-pressure tube and an OHP film of 100 μ m thickness was used for the diaphragm. To check the speed and intensity of the pressure waves, the dynamic and static pressure were measured using the pressure transducer. The performance test confirmed that the manufactured pulse gun can generate pressure waves with transverse characteristics that can be controlled for strength depending on the supply pressure.

초 록

펄스건 장치는 연소실 내, 다중 분사기 배열에 따른 연소 유동장으로의 횡단 압력과 전파/감쇠 메커니즘 규명을 목적으로 제작되었다. 제작된 펄스건은 성능시험을 통해 목표 연소압에서의 운용 가능 여부와 압력과 강도 제어 여부를 확인하였다. 기체질소를 사용하여 고압관에 가압을 하였으며 다이어프램에는 100 μ m 두께의 OHP 필름을 사용하였다. 압력파의 속도와 강도를 확인하기 위해 압력 트랜스듀서를 이용하여 동압과 정압을 측정하였다. 제작된 펄스건은 공급압력에 따라 압력파의 강도 조절이 가능하며 횡방향성을 가지는 압력파를 생성할 수 있음을 성능시험을 통해 확인하였다.

Key Words : Transverse Pressure Wave(횡단 압력파), Pulse Gun(펄스건), Combustion Instability (연소 불안정), Performance Test(성능 시험)

1. 서 론

액체 로켓에 대한 연소불안정 제어를 위한 연구

는 1960년대 Apollo 프로그램을 기점으로 활발해졌다. 1970-1980년대에 높은 추력의 SSME 엔진이 성공적으로 개발되었으며 구조적 배플의 유무에 상관없

† Received : October 11, 2018 Revised : July 23, 2019 Accepted : July 27, 2019

¹ Graduate Student, ² Graduate Student, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : jykoo@kau.ac.kr, ORCID 0000-0002-7001-3275

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Table 1. Disturbance-generating devices [2]

DD type	Operating pressure (MPa)	Disturbance pressure (MPa)	Period of application
Shock tube(gas)	≤ 10	0.5-2	1966-1977
In-chamber (cond. explosive)	≤ 20	1-6	1971-1979
Four-charge device	≤ 20	0.2-2	1974-1979
Two-three-charge device	≤ 70	To 10	Since 1980
Five-charge device	≤ 40	To 10	Since 1980

이 연소불안정이 발생하지 않았다. 이후 SSME 이상의 추력을 가지는 엔진 개발이 없었으며 이에 연소안정성 평가의 관심이 줄어들게 되었다. 하지만 최근 보다 나은 로켓 엔진 설계를 위해 다시 연소불안정 제어 연구가 관심을 받고 있다[1].

연소안정성 평가는 정적평가와 동적평가로 나뉘며 동적평가는 강제가진 교란장치를 사용하여 챔버에 가진을 형성한다. 챔버 내 형성된 가진이 발달하면 고주파 연소불안정을 가져오게 된다[2-5]. 이 때문에 동적안정성 평가를 위한 강제 가진 교란장치의 개발이 필수적이다. 앞선 이유로 각 나라에서는 엔진개발과 동시에 강제교란을 형성할 수 있는 강제교란 장치를 개발하고 시험해왔다. Table 1에 국외에서 개발되어 엔진에 적용 실험되던 강제교란 장치를 정리하였다[2]. 2004년 국내의 KARI 역시 KSR-III의 연소안정성 평가시험을 위해 펄스건 압력과 유도장치를 독자 개발하였으며 엔진개발에 사용하였다[6,7].

연소안정성 평가의 목적은 연소불안정으로 인해 발생하는 불완전 연소, 엔진의 파괴 등의 불완전 요소의 해결에 있다. 강제 교란장치를 통해 엔진에 강제교란을 일으키고 구조적 배플 및 배플 인젝터(baffle injector)를 적용하여 연소불안정 요소를 해결하고 있다[3-5]. 하지만 연소불안정 제어를 위한 많은 연구가 진행되었음에도 교란에 의한 연소장의 균열과 교란의 전파 메커니즘 규명에 대한 연구는 부족한 실정이다. 이에 본 논문에서는 연소유동장에 직접적인 균열과 전파 메커니즘을 규명하기 위한 횡방향 압력파를 생성할 수 있는 펄스건 압력과 생성장치를 제작하였다.

앞서 언급한 KARI의 펄스건 장치는 강제교란을 가져오는 기폭부와 주장약부로 구성된 폭발형의 교란장치이다[6,7]. 본 논문에서 제시된 단일 펄스건 생성장치는 충격파와 피스톤의 가속을 이용한 압력파를 생성한다. 폭발형의 교란장치가 아니기에 기존 KARI의 펄스건 장치보다 생성 압력파의 세기가 약하다는 단점이 있다. 하지만 제시된 단일 펄스건 생성장치는 상대적으로 저압인 lab scale의 연소기 적용을 위해 제작되었다. 또한 구조가 간단하여 제작에

용이하며, 폭발에 의한 파단의 위험성이 적다는 장점이 있다.

본 논문에서는 제시된 단일 펄스건 생성장치의 성능시험을 다룬다. 성능시험을 통해 압력파의 강도 조절 여부를 확인하였으며, 실제 연소기 적용 가능성 여부를 확인하였다. 압력과 강도의 변화를 가져올 수 있는 다이어프램의 파막압력과 피스톤의 이동거리, 무게를 변수로 두어 실험한 펄스건 장치의 성능에 관한 결과를 다루고 있다. 더불어 공급방향 횡단압력파를 통한 횡방향 교란을 확인하기 위해 FFT 분석을 하였다.

II. 시험장치 및 시험방법

2.1 펄스건 성능시험 장치

논문에 제시된 펄스건 장치의 전체 개략도는 Fig. 1과 같다. 펄스건 장치는 고압의 질소를 공급하여 고압관과 저압관 사이에 다이어프램을 이용, 차압에 의한 충격파를 생성한다. 고압의 질소는 고압관 직전에 위치한 솔레노이드 밸브에 전기적 신호를 주어 개폐 제어한다. 다이어프램 후방에 피스톤과 피스톤이 움직이는 피스톤 튜브가 위치한다. 다이어프램의 파막으로 생성된 충격파는 전방에 위치한 피스톤을 가속하여 관방향을 따르는 횡단 압력파를 생성한다. 생성된 압력파는 피스톤 튜브를 후방의 압력파 튜브를 따라 이동하며 챔버로 유입된다.

다이어프램의 파막 전과 후, 다이어프램의 연소열과 연소압에 의한 손상과 기체 질소 유입에 의한 연소장 간섭을 방지하기 위해 피스톤과 피스톤 튜브 시작단과 끝단에 Viton 오링 삽입장치를 구성하여 기밀을 유지하였다.

다이어프램의 파막 압력과 피스톤의 질량, 피스톤의 이동거리는 피스톤 최종속도와 압력과 강도에 영향을 주게된다[7]. 다이어프램의 파막 압력 조절을 위해 가압 질소의 공급압력을 조절하였다. 피스톤의 무게를 달리하기 위해 황동재질의 피스톤과 MC 플라스틱 재질의 피스톤을 사용하였다. 황동피스톤은

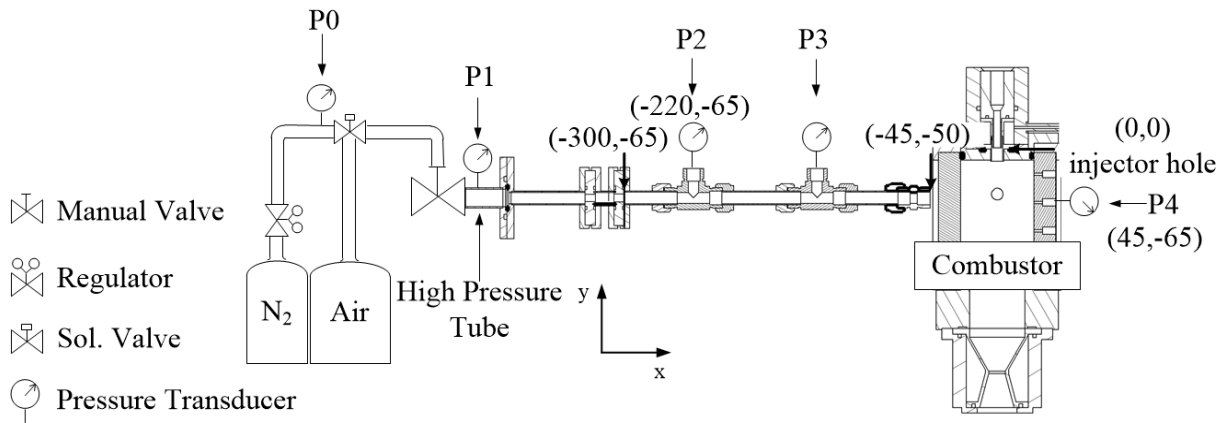


Fig. 1. Schematic of gas supply lines

3.22g의 질량을 가지며 MC 플라스틱 피스톤은 0.53 g의 질량을 가진다. 또한 피스톤 이동거리(L)를 조절하기 위해 35mm와 55mm의 피스톤 튜브를 사용하였다. 제작된 피스톤의 지름(D)은 10.67mm이며, 피스톤 길이는 6mm이다.

펄스건 성능시험간 공급압력과 파막압력, 펄스건의 압력파를 측정하기 위해 정압계와 동압계를 사용하였다. 정압계는 WIKA 社의 A-10을 사용하였으며, 동압계는 PCB Piezotronics 社의 113B24 압력센서와 S101A05 압력센서를 사용했다. 데이터 수집에는 National Instrument 社의 DAQ를 사용하였다. 데이터의 sampling rate는 10 kHz로 하였다.

Figure 1의 P0, P1, P2, P3, P4 위치에서 압력을 측정하였으며, P0는 정압계를 통해 공급압력을 확인한다. P1, P2, P3, P4 위치에서 동압계를 사용하였으며 P1은 파막압력을, P2, P3는 압력파의 강도와 속도를, P4는 압력파에 의한 챔버의 교란 강도를 확인하기 위해 압력계를 구성하였다. 각 압력계들의 최대 측정 압력 범위는 P0이 10.0 MPa, P1이 6.9 MPa, P2, P3, P4가 1.38MPa이다. P2는 피스톤 튜브로부터 80mm에 위치하며 P2, P3사이 간격 (d)은 100.6mm를 가진다. Fig. 1에 인젝터 홀 중심을 (0,0)으로 하는 기준점을 나타내었고 P2, 펄스건의 끝단과 연결되는 연소기의 외벽, P4의 위치를 나타내었다. 펄스건의 다이어그램

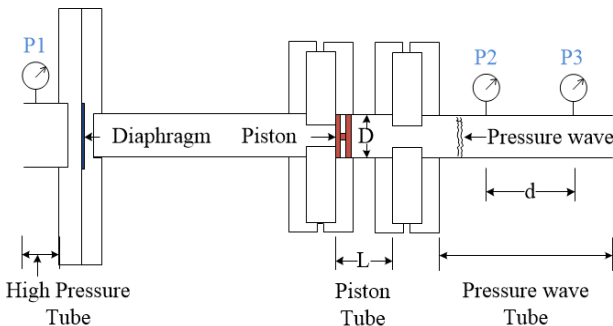


Fig. 2. Schematic of pulse gun

Table 2. Characteristic length of chamber

Characteristic Length	unit [mm]
L_x	49.5
L_y	160
L_z	65

100 μ m 두께를 가지는 OHP(Overhead Projector)필름을 사용하였다.

다이어그램의 압착 면적은 동일하며 동일한 강도를 주기 위해 토크렌치를 사용하였다. 자세한 개략도는 Fig. 2에 나타내었다.

FFT 분석을 위해 시험 적용할 연소기는 추후 연소가시화를 위해 사각으로 설계되었으며 연소실 내부의 특성길이는 Table 2와 같다.

2.2 펄스건 성능시험 방법

펄스건은 챔버 내에 횡방향 압력파를 공급함으로써 화염구조의 균열과 전달 메커니즘 규명을위해 제작되었다. 본 논문은 연소시험에 적용하기 전 펄스건의 횡방향 압력파의 성능시험을 진행하였다. 펄스건의 성능시험을 통해 확인하고자 목표와 방법은 다음과 같다.

첫 번째 시험 목표는 ‘공급압력에 따른 다이어그램의 파막압력 조절 여부와 재현성 확인’이다. 인공적인 압력과 생성에 있어 파막압력은 압력파의 강도를 결정하는 중요한 변수이다. 횡방향 압력파의 생성 확인에 앞서 공급압력에 따른 100 μ m 다이어그램의 파막압력 조절 가능 여부를 확인하였다. 파막압력 측정을 위해 P1에서 동압을 측정하였으며 NI DAQ를 통해 데이터를 수집하였다.

성능시험의 두 번째 목표는 ‘압력파 세기 성능변수 변화를 통한 압력파의 세기 및 속도 변화 확인’이 있다. 압력파 세기 성능 변수에는 ‘피스톤 튜브 길이’와 ‘피스톤 무게’가 있다.

**Table 3. Experimental conditions:
Virtual combustion pressure and Low
pressure**

Conditions	Back pressure
Virtual Combustion Pressure; VP	1.5MPa
Standard Pressure; SP	Atmospheric pressure

피스톤 튜브길이를 달리함으로써 동일한 과막압력 하에 피스톤의 이동 거리에 변화를 주게 된다. 피스톤의 이동거리 변화는 피스톤 최종 속도에 변화를 주어 압력과 강도에 변화를 가져오게 된다. 이에 따른 압력과 강도 변화를 확인하였다.

피스톤 무게에 변화는 피스톤의 가속도에 변화를 가져온다. 가속도 변화로 인해 피스톤의 최종속도가 변하게 되고 이로 인한 압력파의 강도 변화를 확인하였다.

Table 3에 압력파의 강도 변화를 확인하기 위해 2가지 시험 조건을 나타내었다. Table 3에서 명시하는 배압은 피스톤 후방의 압력과 튜브의 압력을 의미한다. VP 조건은 후에 적용할 챔버의 가상 연소압인 1.5 MPa의 압력이 펄스진 끝단에 가해졌다 가정하였다. 따라서 VP 조건은 압력과 튜브에 1.5 MPa의 차압을 공급하였고, 닫힌계로 구성하였다. VP 조건의 비교를 위해 SP 조건을 설정하여 실험하였다. SP 조건은 펄스진 끝단에 상압이 가해진다 가정하여, 차압을 주지 않고 닫힌계로 구성하였다.

압력파 강도 변화 확인을 위한 시험은 변수에 따라 Case A, Case B, Case C로 구분하였으며, 시험 조건을 Table 4에 나타내었다. Case A와 Case B 시험은 동일한 피스톤의 무게 조건 하에 피스톤 튜브의 길이 변화에 따른 압력파의 강도 변화 여부를 확인하였다. Case B와 Case C 시험은 동일한 피스톤 이동거리 조건 하에 피스톤 무게를 변경하여 압력파의 강도 변화를 확인하였다. 각각의 시험들은 펄스진 끝 압력조건에 따라 압력파의 강도가 달라지는지 확인하기 위해 저압 조건과 고압 조건모두 실행하였으며,

Table 4. Classification of performed experiments

Condition Parameter	Case A		Case B		Case C	
	VP	SP	VP	SP	VP	SP
Piston tube length	35mm		55mm		55mm	
Piston mass	3.22g		3.22g		0.53g	

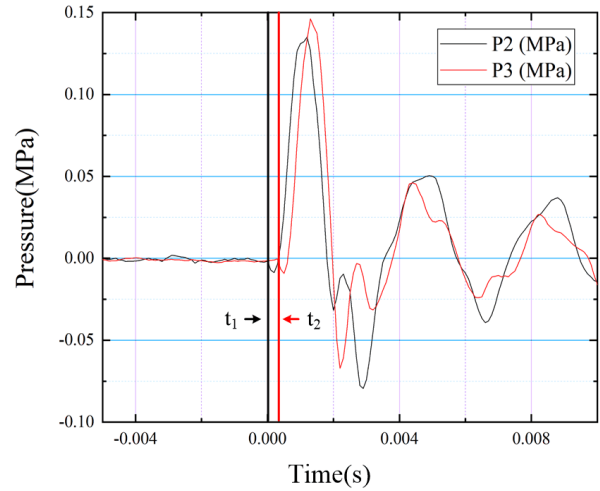


Fig. 3. Calculation method of Pressure wave velocity

100 μ m 두께의 다이아프램을 사용하였다. 목표 압력과 세기는 가상 연소압인 1.5MPa의 $\pm 5\%$ 인 0.15MPa로 설정하였다.

시험간 압력은 P0, P1, P2, P3에서 측정하였으며 NI DAQ를 통해 데이터를 수집하였다[8]. P2와 P3 위치에서 측정된 압력파를 Fig. 3과 Fig. 4에서 나타내었다. Fig. 3과 같이 P2와 P3에서 압력파가 측정되기 시작하는 시간을 각각 t_1 과 t_2 를 설정하였다. P2와 P3 지점 사이거리 d 는 100.6mm이고, 이 시간차를 이용해 Eq. (1)을 사용하여 압력파 속도($v_{P,w}$)를 계산하였다. 압력파의 속도 측정을 통해 연소 시퀀스(sequence) 제어에 도움이 되고자 하였다.

$$v_{P,w} = \frac{d}{t_2 - t_1} \quad (1)$$

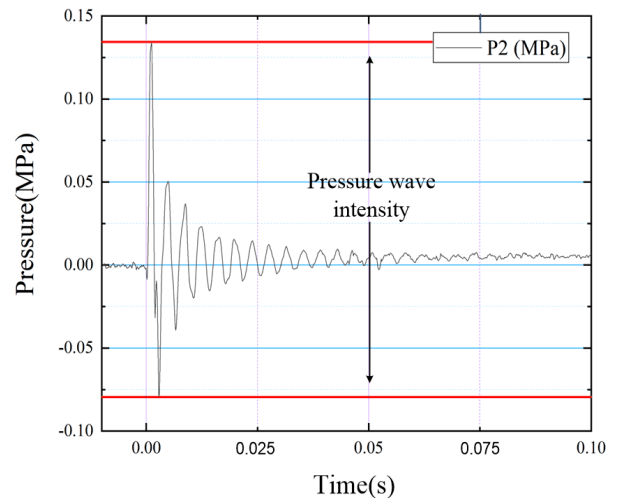


Fig. 4. Decision of pressure wave intensity

Table 5. Condition of Pulse gun test

test	Piston weight	Supplied pressure	Chamber pressure
1	3.22 g	6.32 MPa	1.35 MPa
2	3.22 g	5.9 MPa	1.36 MPa
3	0.53 g	6 MPa	1.4 MPa

Figure 4는 P2에서 측정된 동압을 보이며 측정된 압력의 고점과 저점을 통해 압력과 세기를 구하였다. 성능시험의 세 번째 목표는 ‘공급된 횡방향 압력과 챔버 내 횡방향 가진 교란 여부확인’이다. 펄스건의 횡단 압력파에 의한 연소기 내 횡단교란을 확인하기 위해 실험을 통한 FFT 분석을 진행하였다. FFT 분석을 위해 총 3번의 실험을 피스톤 무게와 공급압력 변화를 주며 실험을 진행하였다. 실험조건은 Table 5에 표기하였다. 전체 시스템 개략도는 Fig. 1과 같다. 펄스건 성능 시험과 같이 구성되었으며 압력교란을 강도를 확인하기 위해 P4 위치에 10kHz의 분해능을 가지는 동압계를 설치하였다. 인공적인 연소실 압력 조성을 위해 질소를 사용하여 가상연소압인 1.4MPa의 압력을 공급하였다.

III. 성능시험 결과 및 분석

3.1 다이아프램 파막압력 경향성 확인 및 분석

파막압력은 피스톤에 의해 생성되는 횡단압력파의 강도를 결정하는 중요한 변수가 된다. 이 때문에 100 μm 두께의 다이아프램을 사용하여 공급압력을 조절하였고, 파막압력이 공급압력에 따라 경향성을 가지는지 확인하였다. 파막압력 측정을 위해 P1 위치에 동압계를 설치하였다.

공급압력에 따른 100 μm 두께 다이아프램의 파막압력 변화를 Fig. 5에 나타내었다. 시험에 사용한 100 μm 두께의 다이아프램은 파막하는데 SP 조건에서 최저 3.0MPa, VP 조건에서 4.5MPa의 공급압력을 필요로 한다. 이로써 100 μm 두께 다이아프램은 상압에서 3.0MPa에서 파막 하며 상대적인 차압의 증가정도에 따라 공급압력이 증가되어야함을 확인하였다.

공급압력에 따른 파막압력 범위는 SP 조건에서 2.9 MPa - 3.8MPa이며, VP 조건에서 4.1MPa - 4.9 MPa이다. 공급압력이 증가함에 따라 파막압력이 SP 조건에서 일정하게 증가하는 경향을 보였다. VP 조건 역시 파막압력이 증가하는 경향을 보이고 약 0.15 - 0.21의 표준편차를 가진다. VP 조건에서 SP 조건에 비해 재현성이 떨어지는데 이는 VP 조건에서의 시험에서 차압을 위한 압력과 튜브의 고압기체가 피스톤

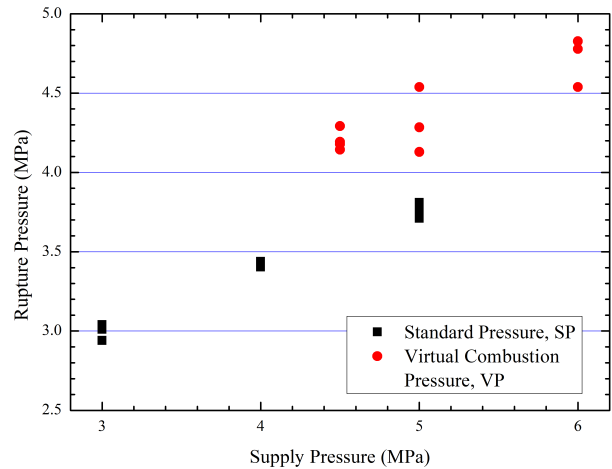


Fig. 5. Rupture pressure according to Supply pressure

에 의해 완전히 실링되지 못하고 역류하여 파막압력에 영향을 준다 판단된다.

파막압력 경향성 확인 결과, 다이아프램의 파막을 위해 SP 조건에서 3.0 MPa를 시작으로 VP 조건으로 증가함에 따라 차압만큼의 압력을 추가하여 공급하여야 파막된다는 것을 확인하였다. 또한 파막압력은 공급압력 증가에 따라 증가함을 보였고 실험간 파막압력 조절이 가능할 것으로 판단된다. 시험을 통해 얻어진 결과로 조정가능한 파막압력 범위를 저압 조건에서 2.9 MPa - 3.8 MPa, 고압 조건에서 4.1MPa - 4.9MPa로 설정하였다.

3.2 Case에 따른 성능시험 결과 및 분석

압력과 강도 변화 확인을 위한 시험은 Table 4의 조건과 같이 진행되었다.

성능시험을 통해 얻어진 P2, P3 압력 데이터를 통해 압력파의 속도를 계산하였고 압력과 속도 결과는 Table 6에 나타내었다.

Table 6. Results of $v_{P,w}$ as experimental conditions

Experimental conditions		Number of experiment	Standard deviation	Average velocity
Case A	VP	9	7.1	359 m/s
	SP	6	20.14	394 m/s
Case B	VP	8	0	378 m/s
	SP	6	15.3	415 m/s
Case C	VP	8	0.43	378 m/s
	SP	6	32.10	425 m/s

Table 6의 Case A와 B 실험 결과는 SP 조건과 VP 조건에서 동일한 피스톤 질량일 때, 피스톤 이동거리가 길어짐에 따라 압력파의 속도가 증가함을 보이고 있다. 이는 피스톤의 이동거리가 증가함에 따라 피스톤 최종속도도 증가하기 때문으로 분석할 수 있다. Case B와 C는 동일한 피스톤 이동거리에서 피스톤의 무게를 바꾸어 시험하였다. 피스톤 무게가 가벼워짐에 따라 피스톤의 가속도가 증가하게 되므로 SP 조건에선 압력파의 속도가 증가함을 보인다. 하지만 VP 조건에서는 압력파 속도가 동일한 결과를 보이는데 이는 압력파 튜브 내의 고압 기체에 의한 압력파 전파가 제한되기 때문으로 판단된다. 위와 같은 결과로 SP 조건의 압력파 속도 결과보다 VP 조건에서의 속도가 느리게 나타나는 현상을 설명할 수 있다. 또한 SP 조건에서 VP 조건에서보다 속도의 편차가 크게 나타남을 볼 수 있다. 고압 조건에서 피스톤 중심

축 방향으로 가해지는 고압기체에 의해 튜브와 피스톤과의 충돌이 줄어들어 이와 같은 결과가 나온다고 판단된다.

데이터 분석을 통해 얻은 압력과 강도는 각 Case 별 비교를 위해 Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8과 Fig. 9에 파막압력과 압력파 강도 그래프로 나타내었다. 피스톤 튜브 길이 변화에 따른 압력과 강도를 비교하기 위해 Fig. 6, Fig. 7에 각각 Case A와 B의 VP 조건, SP 조건 하의 그래프를 나타내었다. 또한 피스톤 무게에 따른 압력과 강도 비교를 위해 Fig. 8, Fig. 9에 각각 Case B와 C의 VP 조건, SP 조건 하의 그래프를 나타내었다.

SP 조건의 결과인 Fig. 7과 Fig. 9의 결과에선 Case C를 제외하곤 목표압력에 도달하지 못했다. 반면 Fig. 6과 Fig. 8의 결과와 같이 VP 조건의 모든 시험에서 기준 목표 압력인 0.15MPa를 초과한 것을 보인

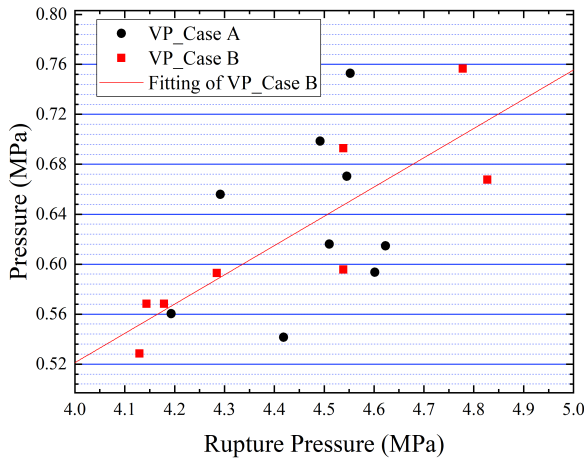


Fig. 6. Comparison pressure wave between case A(35mm) and case B(55mm) under the VP, 3.22g conditions

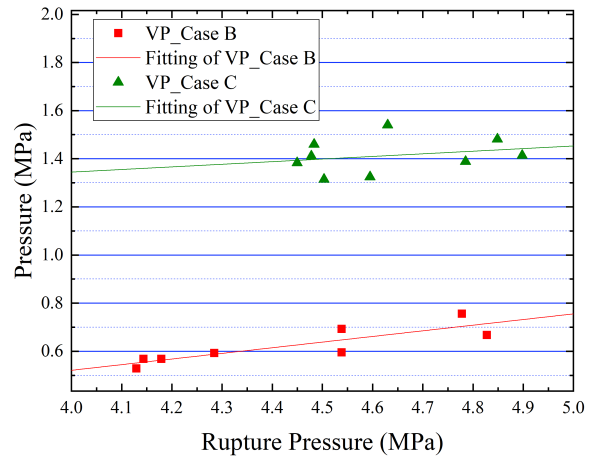


Fig. 8. Comparison pressure wave between case B(3.22g) and case C(0.53g) under the VP, 55mm conditions

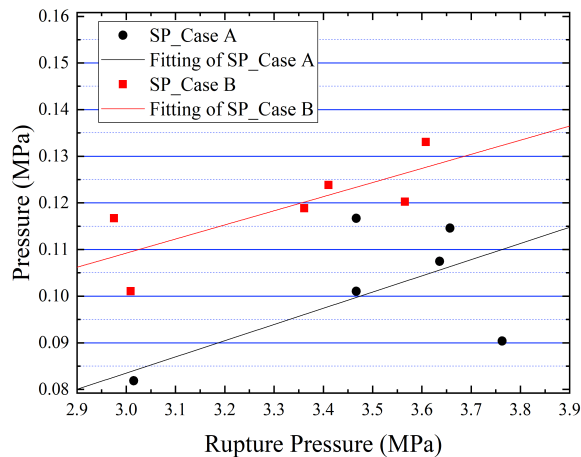


Fig. 7. Comparison pressure wave between case A(35mm) and case B(55mm) under the SP, 3.22g conditions

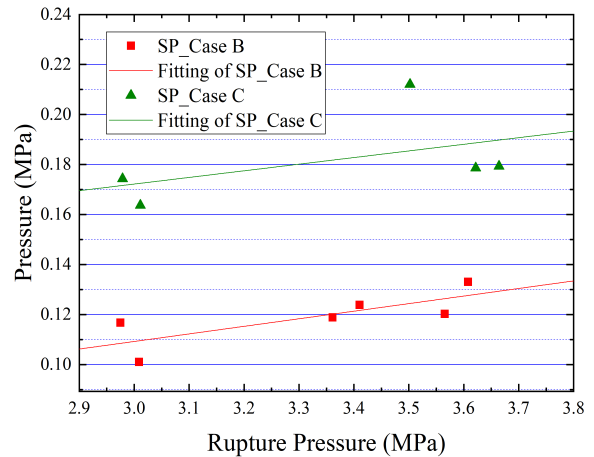


Fig. 9. Comparison pressure wave between case B(3.22g) and case C(0.53g) under the SP, 55mm conditions

다. 비교 SP 조건에서 목표 압력과 세기를 충족하지 못했지만 실제 적용할 챔버의 가상 연소압인 1.5MPa 조건에서 압력과 강도를 만족한 것을 확인 할 수 있다. SP 조건의 시험은 챔버 내에 상압의 압력의 조성됐을 때를 의미하므로 SP 조건은 실제 연소 조건과는 거리가 있다. 반면 실제 적용할 챔버의 가상연소압인 VP 조건에서 목표 압력과 세기를 충족하였으므로 교란장치의 압력조건을 충족했다 볼 수 있다.

Figure 6과 Fig. 8을 통해 VP 조건에서 펄스건의 압력과의 세기를 강하게 하기 위해 피스톤의 이동 거리를 바꾸기보다 피스톤 무게를 줄이는 것이 효과적임을 알 수 있다. Fig. 6의 경우 일정한 과막압력 하에 동일한 무게의 피스톤은 가속도가 동일하게 된다. 동일한 가속도를 가지는 피스톤의 이동 거리를 늘림에 따라 피스톤의 최종속도가 상승하게 되며 그에 따른 압력과 세기가 강해짐을 예상할 수 있다. 하지만 펄스건은 챔버 외벽에 부착되므로 피스톤이 이동하는 피스톤 튜브 길이를 늘이는 것에 한계가 있다. 위와 같은 이유로 Fig. 6과 같이 피스톤 튜브 길이가 미미하게 증가했을 때 압력과 강도 세기 증가에 효과적이지 않다. 반면 Fig. 8과 같이 피스톤 무게를 줄임으로써 가속도를 증가시키고 그에 따른 피스톤의 최종속도의 추가적인 상승을 가져올 수 있다. 이와 같은 이유에서 피스톤 무게의 감소가 펄스건 압력과 세기 상승에 더욱 효과적임을 설명할 수 있다. 하지만 Fig. 7, Fig. 9를 통해 알 수 있듯 챔버가 저압일 때 교란의 목표 세기에 만족하기 위해서 고압 조건과 같이 피스톤의 이동 거리를 증가시키는 것보다 피스톤 무게를 감소시키는 것이 효과적이라 판단된다.

3.3 FFT 분석에 따른 결과

FFT 분석은 펄스건으로부터 생성된 횡단 압력파가 연소실 내 횡단교란을 야기하는지 확인하기 위해 진행되었다. 실험조건은 Table 5에 나타내었다. 실험에 적용한 연소실의 특성길이는 Table 2에 나타내었다. 연소실의 공진주파수는 Eq. 2를 통해 구할 수 있다[9].

$$f = \frac{c}{2} \sqrt{\left(\frac{l}{L_x}\right)^2 + \left(\frac{m}{L_y}\right)^2 + \left(\frac{n}{L_z}\right)^2} \quad (2)$$

실험에 적용한 연소실의 특성길이는 Table 2에 나타내었다. 연소실의 공진주파수는 Eq. 2를 통해 구할 수 있다[9]. Eq. 2의 c는 음속이며 l, m, n은 각각 L_x , L_y , L_z 에 대한 양의 정수로 각 방향에 대한 고유진동수를 의미한다. Eq. 2를 통해 구한 1차 횡방향 (L_x) 고유진동수는 1072 Hz이다. 펄스건에 의한 횡방향 가진을 확인하기 위해 test 2와 test 3의 데이터 FFT 분석을 통해 얻어진 교란의 세기를 Fig. 10과 Fig. 11에 나타내었다.

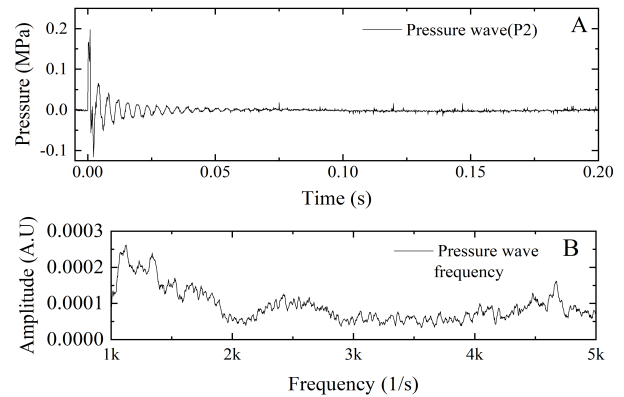


Fig. 10. Analysis of test 2

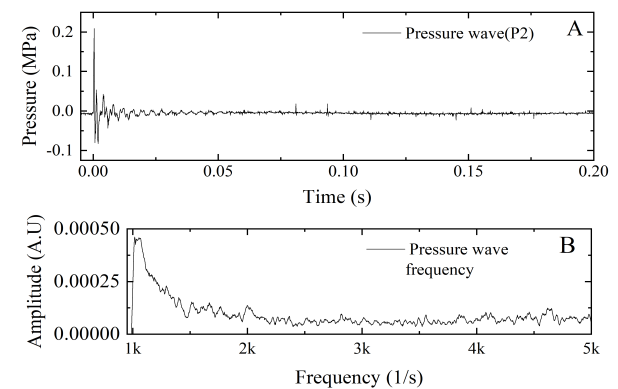


Fig. 11. Analysis of test 3

Test 1, test 2, test 3의 압력 교란은 각각 1079, 1056, 1052Hz에서 크게 나타났다. 이는 연소실의 1차 횡방향 공진주파인 1072Hz에서 각각 0.65%, 1.5%, 4.3%의 오차를 가진다. 위 결과를 통해 피스톤의 무게와 이동거리에 관계없이 펄스건은 횡방향 교란을 가져올 수 있음을 확인하였다. 하지만 Fig. 10과 Fig. 11과 같이 가진의 세기를 강하게 하기 위해 피스톤의 무게가 가벼운 것을 사용하는 것이 효율적임을 알 수 있었다. FFT 분석을 통해 펄스건을 통해 전개된 횡단 압력파는 연소실 내 공진주파수를 야기할 수 있다 판단된다.

IV. 결론

기존의 강제교란 가진 장치는 챔버 내에 연소불안정을 일으켜 구조적 배플을 통한 불안정 요소를 제거하는 데 목적이 있다. 하지만 챔버내의 횡방향 강제교란으로 인한 인젝터의 연소유동장 균열 및 횡단교란과 전파 메커니즘 규명에 대한 실험은 부족한 상황이다.

이와 같은 이유로 연소유동장에 직접적인 균열과 전파 메커니즘 규명을 위한 횡방향의 압력파를 생성할 수 있는 펄스건 장치를 제작하였다. 본 논문에서는 횡방향의 압력파를 생성하는 펄스건 장치의 연소 실험 적용 전 성능시험을 다루고 있다.

성능시험은 챔버 내에 가상 연소압과 상압이 조성되었을 때를 가정하여 수행되었다. 펄스건은 100 μm 두께의 다이아프램을 사용하고 있으며 VP조건과 SP 조건에서 공급압력이 증가함에 따라 파막압력이 증가하고 조절가능함을 확인하였다. 연소 시퀀스의 절차 수립을 위해 압력파의 속도를 측정하였으며 가상의 연소압이 조성됐을 경우, 359~378 m/s의 속도를 가짐을 확인하였다. 피스톤의 이동거리와 무게를 변수를 두어 성능시험을 수행한 결과 횡단압력파의 강도를 강하게 하기 위해 무게를 줄이는 것이 효과적임을 확인하였다. 시험간 가상 연소압이 조성되었을 때 압력파의 강도는 기준 목표인 챔버 압력의 $\pm 5\%$ 를 충족하였다. 또한 FFT 분석을 통해 횡방향 교란을 가져올 수 있는 압력파 생성여부를 확인하였다.

본 논문에서 수행된 펄스건의 성능수행 결과를 통해, 제작된 펄스건은 공급압력에 따른 압력파의 강도 조절이 가능하며 횡방향성을 띤 압력파를 생성할 수 있다 판단된다. 추후 제작된 펄스건의 연소실험 적용으로 다중 배열 연소기의 연소안정성 진단기법을 확보하고 횡단 방향 연소 교란 발생과 연소 성능 변화 관계를 규명할 수 있을 것이라 기대한다.

후 기

이 논문은 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(No. NRF-2017M1A3A4A02015233)과 2018년도 한국항공대학교 교비지원(도약과제) 연구비에 의하여 지원된 연구 결과입니다.

References

- 1) Khil, T. O., Im, J. H., and Yoon, Y. B., "Review of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 1, 2007, pp. 71~84.
- 2) Dranovsky, Mark L., *Combustion instabilities in liquid rocket engines: testing and development practices in Russia*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- 3) Harrje, D. T., and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972, pp. 451~596.
- 4) Yang, V., and Anderson, W. E.(eds), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 169, No. 3, 1995, pp. 377~399.
- 5) Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., 2010, pp. 352~363.
- 6) Lee, K. J., Seo, S. H., Han, Y. M., Moon, I. Y., Kim, J. G., Lim, B. J., and Choi, H. S., "The combustion stability rating evaluation test of full scale liquid rocket combustor," *Aerospace engineering and technology*, Vol. 5, No. 1, 2006, pp. 122~131.
- 7) Lee, K. J., Kim, H. J., Seo, S. H., Moon, I. Y., Kim, H. M., Lee, S. Y., and Ko, Y. S., "Experiments on development a pulse-gun pressure-wave inducing device for stability rating test technique," *Journal of the korean society for aeronautical and space science*, Vol. 33, No. 3, 2005, pp. 99~106.
- 8) Padhy, S., and Panigrahi, S., "Measuring Projectile Velocity using Shock Wave Pressure Sensors," *Defence Science Journal*, Vol. 64, No. 6, 2014, pp. 499~501.
- 9) Kuttruff, H., "Acoustics: an introduction," *CRC Press*, 2006, p. 170.
- 10) Hornung, H. G., "The Piston Motion in Free-Piston Driver for Shock Tubes and Tunnels," Graduate Aeronautical Laboratories California Institute of Technology Pasadena California 91125, 1998.
- 11) John, J., and Keith, T., *Gas Dynamics*, 3rd ed., Pearson International Edition, 2005.
- 12) Lukasiewicz, J., "Constant acceleration flows and applications to high-speed guns," *AIAA Journal*, Vol. 5, 1967, pp. 1955~1963.
- 13) Stalker, R. J., "A study of the free-piston shock tunnel," *AIAA Journal*, Vol. 5, 1967, pp. 2160~2165.
- 14) Jeon, J. H., "Experimental Study on Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 133, 2011, pp. 121303-1-121303-7.
- 15) Pomeroy, B., Sisco, J., Eckstein, J., and Anderson, W., "Characterization of Gas-Centered Swirl-Coaxial Injector Stability in a Subscale Multi-Element Combustor," *AIAA Journal*, 2008, p. 5249.
- 16) Bogdanoff, D. W., and Miller, R. J., "Improving the Performance of Two-stage Gas Guns by Adding a Diaphragm in the pump tube," *International journal of impact engineering*, Vol. 17, 1995, pp. 81~92.
- 17) Pain, H. J., and Rogers, H. J., "Shock Waves in Gases," *Reports on Progress in Physics*, Vol. 25, 1962, pp. 118~119.
- 18) Pik, R., Souto, C. A., Silveira, D. D., Souza, C. M., and Góes, L. C. S., "Liquid Rocket Combustion Chamber Acoustic Characterization," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 2, No. 3, 2010, pp. 269~278.