



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.3.081>

## 소형 펄스 데토네이션 엔진 저주파수 작동 특성 실험연구

한형석<sup>a</sup> · 김정민<sup>a</sup> · 오세종<sup>a</sup> · 최정열<sup>a,\*</sup>

### An Experimental Study on Characteristics of Small-scale PDE under Low-frequency Operating Conditions

Hyung-Seok Han<sup>a</sup> · Jung-Min Kim<sup>a</sup> · Sejong Oh<sup>a</sup> · Jeong-Yeol Choi<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [aerochoi@pusan.ac.kr](mailto:aerochoi@pusan.ac.kr)

#### ABSTRACT

In this study, the operating characteristics of a small-scale pulse detonation engine (PDE) were investigated experimentally for application as a small thruster and an igniter. The PDE was constructed using commercial gas tubes with an inner diameter of 4.22 mm. The operating and detonation propagation characteristics of the PDE were investigated over the ranges of equivalence ratios and operating frequencies. Measured detonation speed was close to 10% of the theoretical CJ values at 1 Hz and 5 Hz conditions. However, unstable propagation characteristics were shown at 20 Hz and lean conditions, where the velocity deficit was increased by 20~62%.

#### 초 록

본 연구에서는 소형 추력기 및 점화기로 활용 가능한 소형 PDE의 작동특성을 실험적으로 알아보았다. 4.22 mm의 내경을 갖는 상용 가스 튜브를 이용하여 소형 PDE를 구성하였으며, 당량비 및 작동 주파수 변화에 따른 PDE의 작동 및 데토네이션 전파 특성을 알아보았다. 측정된 데토네이션 속도는 1 Hz와 5 Hz 작동 조건에서는 희박 영역을 제외한 당량비 조건에 이론값과 10%이내의 오차를 가지는 비교적 정확한 값을 보였다. 그러나 20 Hz 조건의 희박 영역에서는 불안정한 전파 특성을 보였으며, 20~62%의 큰 속도 결손이 발생하였다.

Key Words: Pulse Detonation Engine(펄스 데토네이션 엔진), Constant Volume Combustion(정압연소), Small Thruster(소형 추력기), Igniter(점화기)

#### 1. 서 론

데토네이션은 높은 압축 효과와 열효율을 수반하며, 연소 과정에서 정적연소 (Constant Volume Combustion, CVC) 효과를 얻을 수 있는 연소방식으로써, 지난 20년간 추진기관 및 동

력장치에 활용하기 위한 연구들이 활발히 진행되었다[1~6]. 대표적 사례로는 개방계 (open system)에서 CVC 효과를 얻을 수 있는 펄스 데토네이션 엔진 (Pulse Detonation Engine, PDE) 연구를 들 수 있다. PDE는 직경에 비하여 길이가 상대적으로 긴 관에서 데토네이션 천이 (Deflagration to Detonation Transition, DDT) 현상에 의해 발생된 데토네이션 후방의 압력으로 추진력을 얻는 엔진이다. PDE의 작동 메커니즘은 Fig. 1과 같이 1)연료 및 산화제 주입, 2)점화, 3)DDT 및 데토네이션 전파, 4)퍼지 가스 (purge gas) 주입으로 주기적 작동을 하게 된다.

이 주기적인 작동 특성을 갖는 PDE의 현재까지 진행된 중요한 연구 결과, 기술 및 동향들을 Kailasanath[4], Wolański[5] 등이 소개하였으며, Roy 등[6]은 데토네이션 기반 열역학적 사이클 원리, 실제 PDE 구현에 있어서의 원리 및 제약에 대하여 기술하였다. 로켓 또는 가스터빈에 적용하고자 실제 실험 제작을 하여 시험에 시도한 사례로는, 2008년 미국에서 PDE를 유인 항공기에 장착하여 비행한 사례[7]가 있으며, 2014년 일본에서 단일 및 4개의 PDE로 구성된 Pulse Detonation Rocket (PDR)을 선보인 사례[8] 등이 있다.

현재까지 대부분의 PDE 연구는 가스터빈 엔진 및 발사체 엔진의 대체 및 보완과 같이 고추력 및 중, 대형 추력기에 초점을 맞추어 왔으며, 소형 PDE에 대한 연구는 그리 많지 않은 상황이다 [9,10]. 직경이 수 밀리미터(mm) 수준의 소형 PDE는 PDE 자체의 본래 특성 및 성능으로 인하여 인공위성 추력기나 로켓의 자세제어기 (Reaction Control System, RCS)와 같이 수 ~ 수십 뉴턴 (N)의 수준의 반복적 추력 발생을 요하는 시스템에 적용이 가능할 것으로 여겨진다[11].

한편 다수의 연소실을 가지는 액체 로켓 또는 공기 흡입 추진기관들은 개별적인 연소실의 동시 점화 시스템을 필요로 하게 되는데, 고에너지 원인 데토네이션을 이용하는 PDE를 다중으로 구성하여 점화장치로 사용할 경우 경제성, 안정된 빠른 동시 점화, 빠른 재점화성, 엔진과의 종합적인 체제 및 호환성이 우수할 것으로 판단된

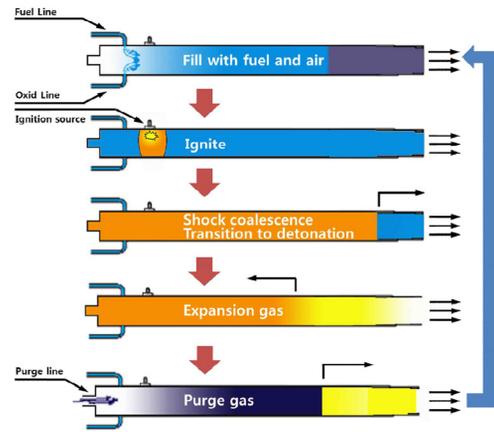


Fig. 1 Operating cycle of a PDE[2].

다[12].

본 연구에서는 소형 추력기 및 점화기로 활용 가능한 소형 PDE를 구성하여 작동특성을 살펴 보았다. 시중에서 쉽게 구할 수 있는 가스 배관용 상용튜브를 이용하여 내경 4.22 mm의 소형 PDE를 구성하였으며, 특정 당량비 및 작동 주파수에 따른 PDE 작동 및 데토네이션 전파 특성을 알아보았다. 도출된 PDE의 전파 특성 결과들은 이론적 계산 결과와 비교하였다.

## 2. 실험 장치 및 방법

### 2.1 실험 장치

Fig. 2에 전체적인 실험 장치의 개략도를 나타내었다. 사용된 연료와 산화제는 에틸렌 ( $C_2H_4$ )과 산소 ( $O_2$ )로, 이 가스들의 혼합 추진을 위해 대향류 (counterflow)로 주입되며, 퍼지 가스 (purge gas)로 사용된 질소 ( $N_2$ )는 PDE에 동축으로 주입된다. 공급되는 가스의 압력과 주기적으로 작동하는 PDE의 유동 제어에는 레귤레이터 및 솔레노이드 밸브를 사용하였으며, 각각의 유량 계수 (flow coefficient,  $C_v$ )는 0.06과 0.243이다. 그리고 programmable logic controller (PLC, Keyence 社 KV-N40AT)를 이용하여 Fig. 3에 나타난 PDE 시퀀스와 같이 작동을 제어하였다.

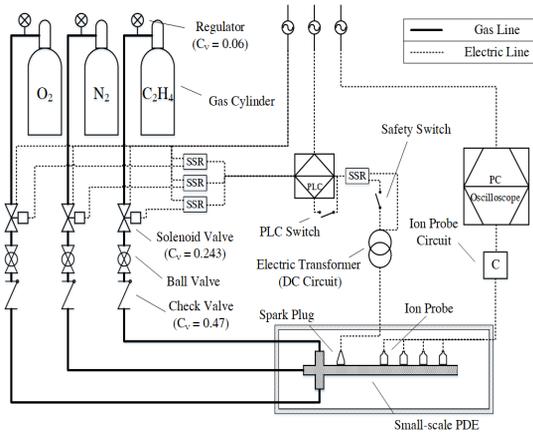


Fig. 2 Schematic of experimental system on the small-scale PDE.

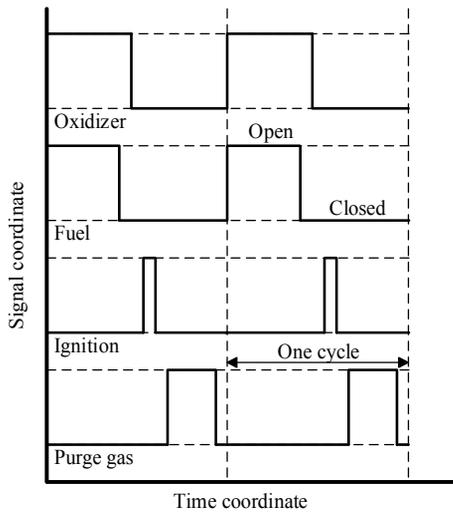


Fig. 3 operation sequence.

데토네이션 발생 여부를 판가름하기 위한 데토네이션 속도 측정에는 ion probe를 사용하여 오실로스코프 (LeCroy 社 WaveRunner 604Zi)로부터 데이터를 수집하였다. Ion probe[13]는 데토네이션 발생 순간 이온화된 연소 물질로 인해 전류가 흐를 수 있다는 점에서 착안하여 Fig. 4 출력 신호 예시와 같이 커패시터의 충전 시간 또는 트랜지스터의 출력을 이용하는 측정 원리이다. Ion probe를 이용한 속도 측정은 데토네이션 화염과 다르게 아음속 화염에서 그 측정 신

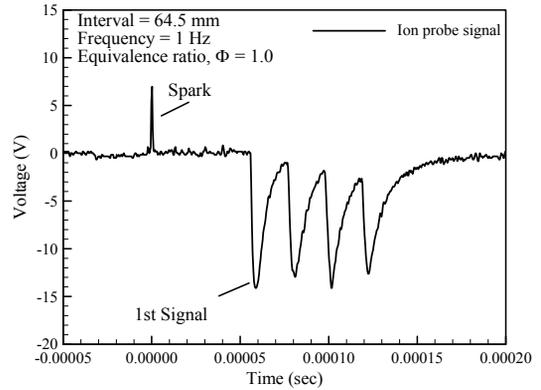


Fig. 4 Signal of ion probe device using the capacitor.

호 반응이 매우 미미하며, 저비용으로도 간단히 측정 가능하다는 점과 우수한 내구성 갖는다는 장점이 있다.

PDE는 외경 약 6.35 mm, 내경 4.22 mm를 갖는 상용 가스 튜브를 기본적으로 사용하여 Fig. 5와 같이 실험을 위한 장치를 구성하였다. 본 실험 장치는 모듈 방식으로써, 20 mm 등간격으로 설치가 가능한 ion probe를 spark plug 이후 DDT 구간에 4개 설치하였다. 이 DDT 구간 길이는 165 mm이며, 이 구간 이후 ion probe를 다시 설치하여 데토네이션 속도를 측정하였다. PDE의 총 길이는 400 mm이다.

### 2.2 실험 방법 및 조건

주기적으로 작동하는 PDE의 작동 특성은 밸브 및 제어 장치 응답 특성에 절대적으로 의존한다. 또한 수 Hz에서 수 백 Hz로 작동하는 특성 때문에 MFM (Mass Flow Meters), MFC (Mass Flow Controllers) 같은 장치를 이용한 질량 유량 측정은 불가능하며, 측정한다 해도 기계측기의 고유 응답 특성으로 인하여 그 측정 데이터를 신뢰하기에 어렵다고 판단된다. 따라서 본 연구에서는 고전적 측정 방법인 실험 전후의 가스 실린더 무게를 측정함에 따라 질량 유량을 도출하였다. 질량 유량 도출에는 kHz 압력 트랜스미터 (Keller 社 PAA-23), 분석 저울 (A&D 社 Weighing GP-20K), 내용적 3.4 L의 가스 실린더가 사용되었다.

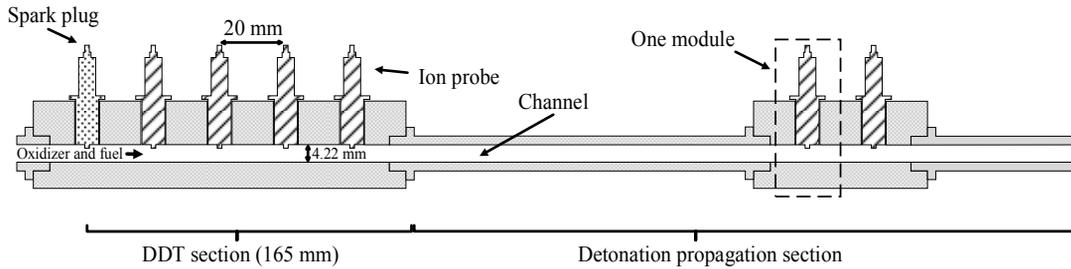


Fig. 5 Schematic of modular device for the experiment(sectional side view).

PDE의 주 구동 장치인 솔레노이드 밸브의 응답 특성으로 인한 PDE 작동 특성의 경우, 솔레노이드 밸브 하류 (downstream) 및 체크 밸브 상류 (upstream) 지점에 압력 트랜스미터를 설치하여 공급 압력에 따른 최소 작동 필요 시간, 즉 솔레노이드 밸브 개폐에 따른 설정 압력까지의 상승, 하강 시간과 지연시간인 솔레노이드 밸브로부터 PDE까지의 도달 시간을 알아보았다. 또한 PDE는 주기적으로 작동하기 때문에 공급 유량에 따라 한 사이클 당 연소실 내를 혼합물로 충분히 채울 수 있는지 알아볼 필요가 있다. 이에 Eq. 1과 같이 정의되는 충전율  $\psi$  (fill fraction) 관계식을 이용하여 공급 압력 및 작동 주파수에 따라 본 실험장치의 충전율을 산출하였다.

$$\psi = \frac{V_p}{V_{PDE}} = \frac{\dot{V}_p}{f V_{PDE}} \quad (1)$$

여기서  $\dot{V}_p$ 는 공급 연료와 산화제의 체적유량합을 뜻하며,  $V_{PDE}$ 는 PDE 내부 체적 그리고  $f$ 는 작동 주파수이다. 충전율  $\psi \geq 1.0$ 은 PDE 내를 완충 또는 과충전임을 의미한다.

PDE는 DDT 현상을 이용하는 엔진입에 따라 불필요한 PDE의 길이를 줄이는데 있어서 DDT 구간은 중요하다. DDT 구간의 길이는 공급되는 연료와 산화제의 종류, 유량, 당량비 그리고 PDE 직경에 따라 결정되며, 이 구간의 DDT 가속을 위하여 많은 연구가 진행되어 왔다. 대표적으로 잘 알려진 Shchelkin spiral 장치가 있다.

Table 1. Experimental conditions.

Number of each experiment	3
Equivalence ratio*, $\Phi$	0.5 ~ 3.0
Frequency*, (Hz)	1, 5, 20
Fixed oxygen pressure (MPa)	$0.22 \pm 0.014$

\*Parametric study

본 연구에서는 데토네이션을 발생시키기에 필요한 에너지가 적게 요구되는 산소를 사용하며, 본 실험 장치의 내경이 4.22 mm로 작기 때문에 Shchelkin spiral을 미설치하여도 짧은 DDT 길이에서 데토네이션이 발생할 것으로 판단된다 [14]. 본 논문에서는 간단히 구성된 장치를 이용하여 실험적으로 DDT 길이를 알아보았던 이전 결과가 있기 때문에 자세한 언급은 하지 않겠다 [15]. 이 결과는 PDE의 작은 내경으로 인하여 DDT 구간에 Shchelkin spiral 또는 다른 장애물을 설치하기에 상당한 어려움이 있어 Shchelkin spiral 미설치를 조건으로 하였으며, 에틸렌과 산소 가스, 내경 4.22 mm 그리고 특정 당량비 조건에서 실험한 결과로 DDT는 대략 90 mm 내외에서 이루어진다.

PDE의 작동 특성을 알아보기 위한 실험 조건은 Table 1과 같이 당량비  $\Phi = 0.5 \sim 3.0$  구간과 작동 주파수 3개의 조건을 변수로 설정하여 각 실험 당 3회 수행하였다. 여기서 산소 공급 압력을  $0.22 \pm 0.014$  MPa로 고정시켰으며, 에틸렌의 압력 및 작동 시퀀스를 조절함으로써 당량비 조건을 만족시켰다. 실험 이후에 도출된 결과들은

NASA CEA 코드[16]의 Chapman-Jouquet (CJ) 데토네이션 이론 결과와 비교 검증하였다.

### 3. 결 과

#### 3.1 PDE 작동 특성 및 fill fraction

Fig. 6은 본 실험 장치의 작동 특성인 공급 압력에 따른 밸브 최소 개방시간 및 지연시간의 관계를 보여준다. 최소 개방시간은 밸브를 작동 시키고 동시에 PDE 입구에서 공급 압력이 설정 압력까지 도달하는데 걸리는 시간을 나타내며, 측정 범위 내 상승 시간을 100% 고려한다면, 압력에 따라 약 0.05 ~ 0.09 초의 시간을 필요로 한다. 상승 시간의 90%를 고려할 경우에는 0.03 ~ 0.05 초 정도의 시간을 요구하게 되는데, 이는 PDE 입구까지 도달하는데 걸리는 시간 0.03 초 내외를 제외한다면, 밸브 제조사에서 제공한 상승 시간 90% 고려할 경우의 응답 시간 0.010 ~ 0.015 초와 유사한 결과를 보여준다.

지연시간은 PDE 내로 모든 가스가 주입되는데 필요한 시간이며, Fig. 6과 같이 압력에 따라 측정 범위 내에서 0.025 ~ 0.085 초의 시간이 필요하다. 연료와 산화제 주입 시간을 포함한 이 지연시간 직후가 점화 타이밍이다. 본 연구의 실험 조건인 고정된 산화제의 압력은 0.22 MPa로, 요구된 밸브 최소 개방 시간과 지연시간은 약 0.076 초와 0.045 초이다. 즉, 한 사이클 당 최소 0.121 초의 시간이 필요하다. 이 최소 개방 시간과 지연시간을 비추어 보면, 밸브의 최대 작동 주파수가 50 ~ 60 Hz임에도 불구하고 작동 주파수 7 Hz (0.143 sec/cycle 요구) 정도 이상부터 원활한 연료와 산화제의 공급이 이루어지지 않을 것이다. 또한 6 Hz (0.167 sec/cycle 요구) 이상부터는 미연에 점화가 이루어질 것으로 판단된다.

Fig. 7은 PDE 내 공급 압력에 따른 질량 유량의 관계를 보여준다. 동일 압력에 따라 산화제와 연료의 질량 유량 차는 0.24 ~ 0.40 g/s 로 소량의 차이를 보였다. 이 소량의 질량 유량 차로 인하여 단순 공급 압력 차로만 당량비 조건을 만

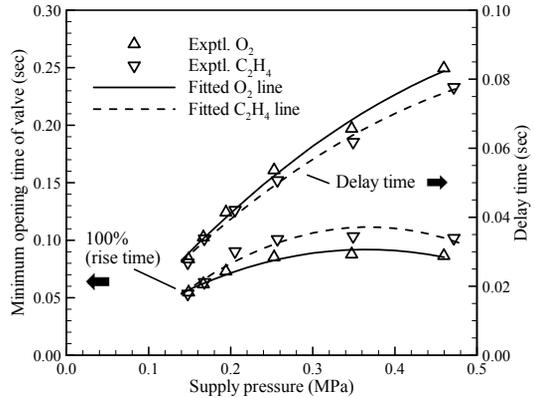


Fig. 6 Characteristics of the main valve for operating the PDE.

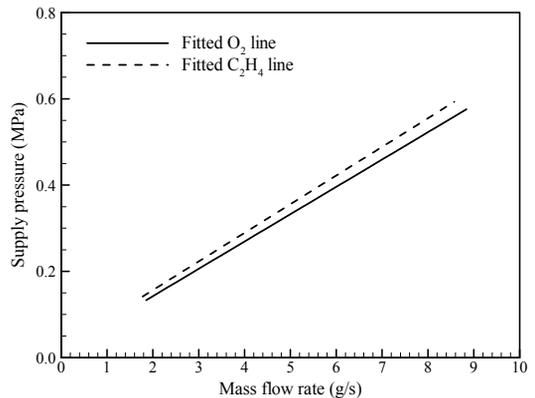


Fig. 7 Relationship between supply pressure and mass flow rate.

족시키기에는 큰 무리가 존재함에 따라 '2.2 실험 방법 및 조건'에서 언급한 바와 같이 PDE 내부로 공급되는 연료와 산화제의 질량비로 당량비 조건을 만족시켰다.

종합적으로 PDE 내로 공급되는 가스의 작동 타이밍, 압력, 유량을 고려한 실시간 작동 시퀀스 예시를 Fig. 8에 나타내었다. 보여주는 그림은 작동 주파수 1 Hz 조건이며, 0.26 초 이후로 연료 공급 제어 밸브가 닫힘에 따라 연료와 산화제의 압력 감쇄가 나타나는 것을 볼 수 있다. 또한 밸브의 작동 특성 및 압력 손실로 인한 지연 시간을 고려했음에도 불구하고 산화제 공급 압력 기준, 압력 하강 약 80% 지점에서 점화가

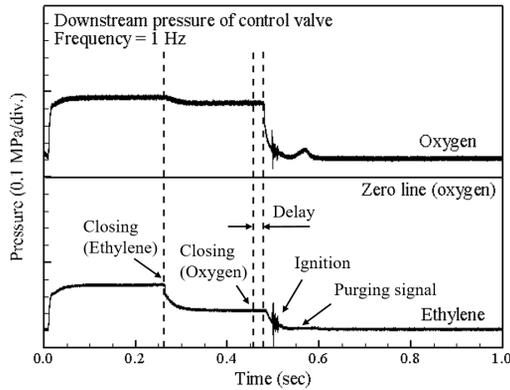


Fig. 8 Pressure history under the condition of 1 Hz.

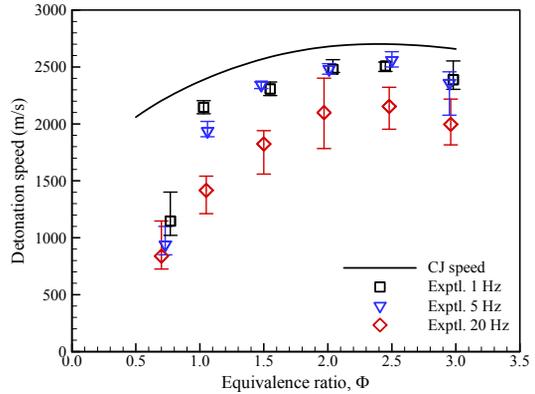


Fig. 10 Detonation speed with error.

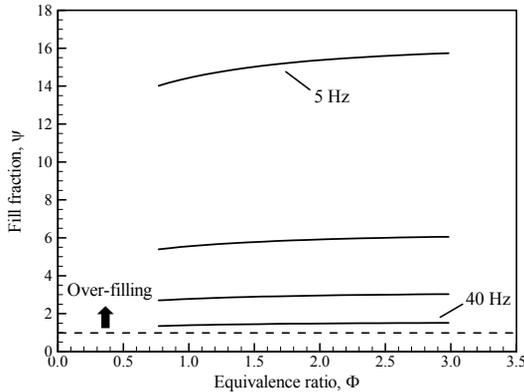


Fig. 9 Relationship among fill fraction, equivalence ratio, and frequency.

이루어져 Fig. 8에 보여주는 압력 조건에서 예상 점화 시간보다 약 0.03 초 빠른 점화를 보였다. 이는 현재 PDE의 직경 및 체적에 비해 공급 되는 유량이 과도하여 발생하는 상호 간섭에 의한 현상이라 판단되며, 더욱이 상대적으로 고압으로 주입되는 산화제가 연료 쪽의 체크 밸브를 막아 원활한 공급이 이루어지고 있지 않는 것을 확인하였다.

Fig. 9는 관계식 Eq. 1을 이용하여 계산된 본 실험 장치의 당량비에 따른 충전율  $\psi$ 를 보여준다. 충전율  $\psi = 1.0$  은 PDE에 완충되었음을 의미하며, 그 이상은 과충전됨에 따라 가스가 대기로 배출되었음을 의미한다. 따라서 현재 PDE 설계는 직경과 길이에 비하여 작동 주파수 약 40

Table 2. Summary of maximum detonation speed.

Frequency (Hz)	1	5	20
Equivalence ratio, $\Phi$	2.45	2.50	2.48
Theoretical detonation speed (m/s)	2,701	2,700	2,701
Measured detonation speed (m/s)	2,508	2,559	2,153
Velocity deficit (%)	7.2	5.2	20.3

Hz까지는 공급되는 총 유량이 과도하다는 것을 알 수 있다.

### 3.2 데토네이션 전파 특성

Fig. 10은 NASA CEA 코드를 이용하여 계산된 CJ 이론 데토네이션 속도와 측정된 데토네이션 속도를 비교한 그림이다. CJ 이론 속도는 초기 조건, 압력  $p = 0.1$  MPa, 온도  $T = 298$  K에서 수행한 계산 결과이며, 당량비  $\Phi = 2.41$ 에서 2,701.8 m/s로 가장 빠른 전파 속도를 보였다. CJ 이론 속도와 실험값의 비교 결과, 전체적으로 유사한 경향성을 보였으며, Table 2에 보이는 바와 같이 평균적으로 최대 속도를 보이는 1 Hz,  $\Phi = 2.45$  조건에서 7.2% (193.0 m/s), 5 Hz,  $\Phi = 2.5$  조건에서 5.2% (140.9 m/s) 그리고 20 Hz,  $\Phi = 2.48$  조건에서 20.3% (547.6 m/s)의 속도 결손을 보였다. 1 Hz와 5 Hz는 높은 정확도를 보이는 반면, 20 Hz는 모든 당량비 조건에 걸쳐

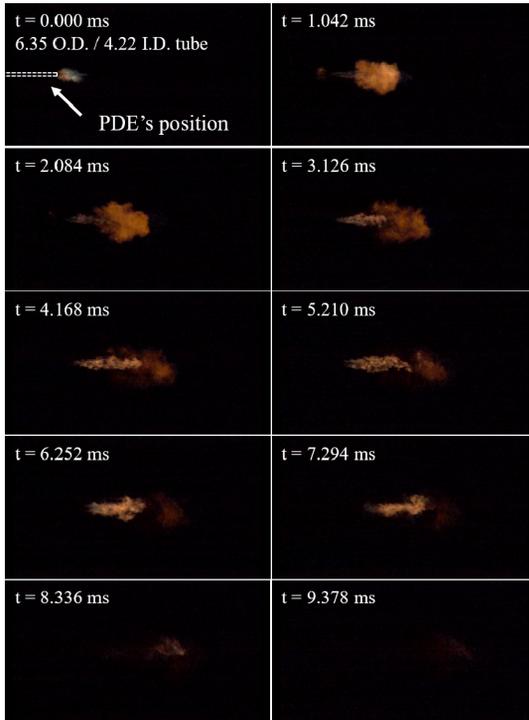


Fig. 11 Sequential snapshots of detonation for one complete cycle at  $\Phi = 2.45$ , 1 Hz (resolution of 1,244 x 420, frame rate of 960 fps, time step of 1.042 msec).

낮은 전파 속도를 보이는데, 이는 Fig. 6에서 언급한 밸브 최소 개방 시간 및 지연 시간으로 인하여 연료와 산화제의 원활한 공급이 이루어지지 않아 발생한 속도 결손이라 판단된다. 또한 희박 영역으로 갈수록 속도 결손이 증가하며, 작동 주파수에 관계없이 불안정한 전파 특성을 보였다. 이는 희박 영역으로 갈수록 데토네이션을 발생시키기 위해서는 더 높은 에너지가 요구됨에 따라 발생하는 현상이라고 판단된다. 실제 실험 시에도 10 ~ 20% (10 회 중 1 ~ 2 회)의 낮은 확률로 데토네이션이 발생했으며, 데토네이션이 발생했다하여도 불안정한 전파 특성을 보였다. 또한 당량비에 따른 각 실험 결과의 오차 범위를 보았을 때, 희박 영역과 20 Hz에서 상대적으로 불안정한 전파를 보였으며, 20 Hz,  $\Phi = 2.48$  조건에서 평균 전파 속도는 2,153.2 m/s로 최소값과 199.4 m/s, 최대값과 168.5 m/s의 차

이를 보였다. 각 주파수 대역의 데토네이션 전파 속도는 CJ 값에서 1 Hz의 경우 4.7 ~ 49.0%, 5 Hz의 경우 5.2 ~ 58.0% 그리고 20 Hz의 경우 20.2 ~ 62.0%의 결손을 보였다. 특히 1 Hz와 5 Hz의 경우  $\Phi = 1.00$  이상부터 이상적 결과인 CJ 값과의 약 10% 차이에 대해서는 몇 가지 가능성을 들 수 있다. 첫째로는 heat loss의 의한 결손이며, 단열화염온도로 계산된 이상적인 CJ 값과의 차이 발생 가능성이다. 둘째로는 ion probe 측정 구간 전후의 일정하지 않은 직경 조건, 즉 상용 튜브와 ion probe 간의 체결 및 설치에 있어 불가피하게 발생한 형상 조건에 의해 압축과 팽창과정을 연속적으로 거치게 되면서 발생한 결손 가능성이다. 셋째로는 ion probe의 측정 한계로 인한 결손이다. ion probe 회로의 접지 라인을 통한 회로 간의 간섭을 확인하였으며, 이로 인하여 측정 신호에 영향을 끼쳤을 것으로 판단된다.

Fig. 11은 PDE 출구에서 분출되는 데토네이션을 보여준다. 사용된 카메라는 Sony 社 DSC-RX100M5이며, 1,244 x 420 해상도에 960 fps의 속도로 촬영하였다. 보여주는 그림의 시간 간격은 1.042 msec이며, 실험 조건은 1 Hz,  $\Phi = 2.45$ 이다. 단순 그림만으로 보았을 때, 데토네이션 분출 과정은 9.378msec 이내에 완료된다.

#### 4. 결 론

내경 4.22 mm를 갖는 상용 가스 튜브를 활용하여 소형 PDE를 구성하였으며, 특정 당량비, 작동 주파수에 따라 주기적인 작동으로 인한 시험 장치의 작동 및 데토네이션의 전파 특성을 살펴보았다. 1 Hz와 5 Hz 작동 조건에서 데토네이션 속도는 CJ 값에 희박 영역을 제외한 모든 당량비 조건에 걸쳐 10%이내의 유사한 경향 및 높은 정확도를 보였으나, 20 Hz 조건에서는 20.2 ~ 62.0%의 큰 속도 결손이 발생하였다. 이는 구성된 주 밸브인 솔레노이드 밸브의 작동 특성 및 한계로 인하여 원활한 연료, 산화제 공급이 이루어지지 않아 약한 데토네이션 발생 및

불안정한 전파 특성을 보인 것으로 판단된다. 더불어 ion probe 전후 연소실의 형상 조건 및 측정 한계, 그리고 이상적인 CJ 값과 비교하여 heat loss 발생으로 인하여 전파 속도에 영향을 끼쳤을 것으로 판단된다. 또한 본 시험 장치인 PDE의 내경에 비하여 공급되는 유량이 다소 크에 따라 연료와 산화제 주입구 간의 상호 간섭을 확인하였으며, 이 사항은 공급 압력, 충전율, PDE 제어 밸브 특성 관계와 같이 향후 극복해야 할 문제라고 판단된다.

## 후 기

본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업 (NRF-2013M1A3A3A02042430), (NRF-2017M1A3A3A03015993) 및 선도연구센터지원사업 (NRF-2013R1A5A1073861)에 의한 서울대학교 “차세대 우주추진 연구센터”의 지원으로 작성되었습니다.

## References

- Kim, J.-H., Kim, T.-Y., Jin, W.-S. and Choi, J.-Y., “Research Activities on PGC Propulsion Systems based on PDE,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 10, pp. 858-869, 2014.
- Jin, W.-S., Kim, J.-H., Hwang, W.-S., Kim, J.-M. and Choi, J.-Y., “Research Activities on Subsystem Technologies of PDE Propulsions,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 8, pp. 712-721, 2015.
- Heiser, W.H. and Pratt, D.T., “Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 1, pp. 68-76, 2002.
- Kailasanath, K., “Review of Propulsion Applications of Detonation Waves,” *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 9, pp. 1698-1708, 2000.
- Wolański, P., “Detonative propulsion,” *Proceedings of the combustion Institute*, Vol. 34, No. 1, pp. 125-158, 2013.
- Roy, G.D., Frolov, S.M., Borisov, A.A. and Netzer, D.W., “Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective,” *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 30, Issue 6, pp. 545-672, 2004.
- Barr, L., “Pulsed detonation engine flies into history,” *U.S. Air Force News*, May 2008.
- Kasahara, J., Hasegawa, A., Nemoto, T., Yamaguchi, H., Yajima, T. and Kojima, T., “Performance Validation of a Single-Tube Pulse Detonation Rocket System,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 173-180, 2009.
- Wu, M.-H., Burke, M.P., Son, S.F. and Yetter, R.A., “Flame acceleration and the transition to detonation of stoichiometric ethylene/oxygen in microscale tubes,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 31, Issue 2, pp. 2429-2436, 2007.
- Wu, M.-H. and Kuo, W.-C. “Transmission of near-limit detonation wave through a planar sudden expansion in a narrow channel,” *Combustion and Flame*, Vol. 159, Issue 11, pp. 3414-3422, 2012.
- Eidelman, S., “Pulsed detonation engines for reaction control systems,” US20080099627A1, 1 May 2008.
- Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Revised, Subsequent ed., AIAA, Washington, D.C., U.S.A., Ch. 4.7, 1992.
- Yoshiyama, S., Tomita, E. and Hamamoto, Y., “Fundamental Study on Combustion

- Diagnostics Using a Spark Plug as Ion Probe," SAE Paper 2000-01-2828, 2000.
14. Tucker, K.C., "A Flash Vaporization System for Detonation of Hydrocarbon Fuels in a Pulse Detonation Engine," Ph.D. Dissertation, Graduate School of Engineering and Management, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson A.F.B., O.H., U.S.A., 2005.
  15. Han, H.-S., Kim, J.-M., Oh, S.J. and Choi, J.-Y., "Small-scale Detonation Initiator for Ignition of Rotating Detonation Engine(RDE)," *KSAS 2017 Spring Conference*, Samcheok, Korea, pp. 637-638, Apr. 2017.
  16. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications," NASA, Cleveland, O.H., U.S.A., NASA RP-1311, 1994.