

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 552-560(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.552>

## 펄스 데토네이션 엔진 이론 성능 예측 프로그램

김태영, 김지훈, 최정열\*

Theoretical Performance Prediction Program  
of Pulse Detonation Engines

Tae-Young Kim, Ji-Hoon Kim and Jeong-Yeol Choi\*

Aerospace Engineering, Busan National University, Korea

## ABSTRACT

Pulse Detonation Engine(PDE) has been investigated as a next generation propulsion system with the advantages of the higher thermal efficiency by the compression effect and the wide operation ranges from zero speed at ground. In the present study, an efficient theoretical PDE performance prediction program was developed for realistic propellants based on the Endo's theory combining the Chapman-Jouguet detonation theory and expansion process of burnt gas in a constant area tube. The program was validated through the comparison with the experimental data obtained by a ballistic pendulum measurement. PDE performance analyses were carried out for various hydrocarbon fuels and oxidizer compositions by changing the mixture equivalence ratio and initial conditions. Theoretical PDE performance database could be established as a result of the analyses.

## 초 록

Pulse Detonation Engine (PDE)는 압축 효과에 따른 효율 증가와 정지 상태에서부터 높은 초음속구간까지 작동가능하다는 등의 장점으로 인해 차세대 고속추진기관으로 많은 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 Chapman-Jouguet 데토네이션 이론과 일정 단면적의 관내 압축성 기연 가스 팽창과정을 연계한 Endo 이론을 바탕으로 실제 추진제에 대한 효율적인 PDE 이론 성능 예측 프로그램을 개발하였다. 성능 예측 프로그램은 탄도진자 측정을 통하여 얻은 실험 결과와 비교를 통하여 검증하였다. 이 프로그램을 이용하여 당량비, 초기압력 및 초기 온도 및 압력에 대한 성능 특성을 살펴보고 다양한 탄화수소 연료, 산화제 조성에 대한 성능을 해석하여 PDE 이론 성능 데이터베이스를 구축하였다.

**Key Words** : Pulse Detonation Engine(펄스 데토네이션 엔진), Performance Prediction (성능 예측), Impulse(충격량), Specific Impulse(비추력)

## 1. 서 론

지난 수십 년간 데토네이션 파를 이용한 추진 기관에 대한 많은 연구가 진행되어 왔으며, 특히

지난 이십 년간 Pulse Detonation Engine(PDE)은 충격과 압축 효과에 따른 열효율 증가 및 지상 정지 상태에서부터 높은 초음속 영역에서도 높은 비추력으로 작동가능하다는 장점 때문에,

† Received: April 1, 2014 Accepted: June 11, 2014

\* Corresponding author, E-mail : [aerochoi@pusan.ac.kr](mailto:aerochoi@pusan.ac.kr)<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

미국을 비롯한 여러 나라에서 차세대 고속 추진 기관으로써 연구가 진행되어 왔다[1-5].

PDE는 주기적 작동 특성으로 인하여 기존의 정상상태 가정에 기초한 추력이론을 적용할 수 없기에 이론 성능 예측 방법에 대한 연구도 많이 진행되어 왔다. Heiser와 Pratt[6]은 PDE의 열역학적 사이클 해석 연구를 처음으로 제시하였으며, Wu[7]등은 전산유체역학을 활용한 사이클 해석 및 시스템 성능 연구를 수행하였다.

Wintenberger 등은 1차원 이론 및 전산 유체 해석에 기반 한 이론 성능 모델 연구를 수행하였으며[8,9], Wintenberger와 Shepherd는 공기 흡입 방식의 PDE 성능 해석으로 확장하였다[10]. Kasahara[11]등은 Endo-Fujiwara 이론[12]을 이용한 간단한 PDE 이론 성능 모델을 탄도진자(ballistic pendulum) 실험 결과와 비교하였다. 이후, Endo는 기연가스의 팽창과정에 대한 이론 해석을 통한 정교한 PDE 성능 해석 모델을 제시하였으며[13], 또한 부분 충전(partial fill) 효과를 고려한 모델로 성능 해석 모델을 보완하였다[14].

본 연구에서는 여러 성능 해석 모델 중 가장 간단하면서도 정교한 이론 성능 해석 모델로 여겨지는 Endo 이론을 NASA CEA[15] 코드와 접목하여 실제 추진제에 대한 PDE 성능 예측 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램은 CEA 코드를 통해 추출한 데토네이션 특성을 조건으로 데토네이션 후방의 팽창과를 Endo 이론으로 계산하여 최종적으로 PDE의 추력 및 비추력 등 성능지표를 추출할 수 있도록 하였다. 프로그램의 정확도는 Kasahara 연구 팀에서 수행된 실제 탄도진자 실험 결과와 비교함으로써 검증하였다 [11]. 이 프로그램을 사용하여 다양한 탄화수소 연료/산화제 조합에 대하여 초기압력, 온도 및 당량비를 변화시키며 해석을 수행함으로써 PDE의 이론 성능 데이터베이스를 구축하였다.

## II. PDE 추진 성능 예측 방법

### 2.1 PDE 작동과정 및 추진 성능

일반적인 형태의 PDE의 구동은 Fig. 1과 같이 ①연료 및 산화제 주입, ②점화, ③충격파 생성 및 데토네이션 파의 전이, ④팽창파의 전이, ⑤배출 (blow down) 및 퍼지가스 공급의 5가지 순차적 과정의 반복으로 진행된다.

끝 부분이 막혀있는 일전 단면적의 원통형 PDE에서 추력은 막힌 관 끝(headend)의 압력변화에 의해 얻어진다. 이러한 압력변화는 한 주기

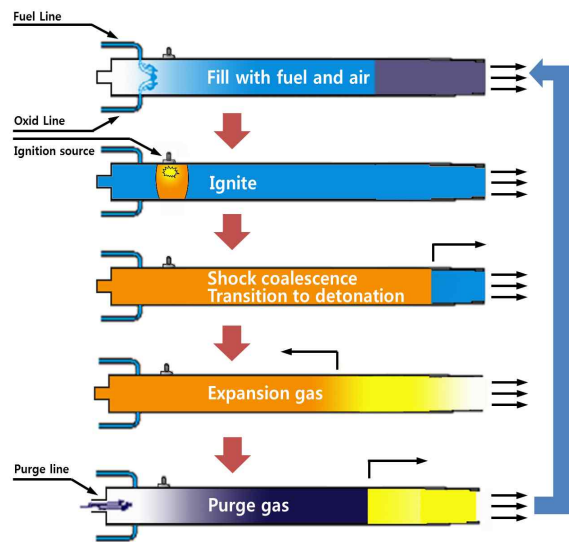


Fig. 1. PDE's operation sequence

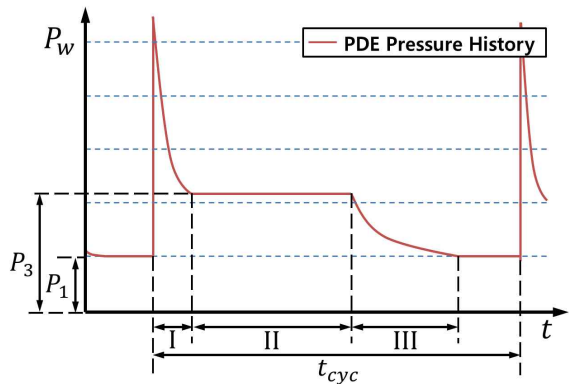


Fig. 2. Pressure-time variation in PDE

동안 Fig. 2와 같이 표시되며, ①Von Neumann spike, ②C-J 데토네이션 ③팽창파로 인한 압력 감소구간으로 구분할 수 있다.

데토네이션이 발생하는 I 구간에서는 충격파가 생성되어 headend 압력  $P_w$ 가 가장 높은 Von Neumann spike가 발생하며, 이후 혼합물의 반응 속도에 의하여 지배받는 ZND (Zel'dovich-Neumann-Döring)구조를 가지지만, 이 구간은 매우 짧기 때문에, PDE 성능에 크게 영향을 미치지 않는다. 따라서 전체적인 PDE의 추진성능을 예측하고자 Von Neumann spike 및 ZND 구조는 고려하지 않았으며 데토네이션 후방 Chapman-Jouguet(CJ) 조건의 화학평형만을 고려하였다.

데토네이션 파의 전이구간인 II 구간은 CJ 데토네이션 구간으로 실제 충격량의 80%이상이 생성되는 구간으로써, 정확한 성능 예측을 위해서는 팽창파의 headend 도달 시간을 예측하는 것이 중요하다. 마지막으로 III구간에서는 기연 가

스의 팽창과 전이로 인하여  $P_w$ 가 점차 감소한다. 이 구간의 정확한 예측은 간단히 예측하기 곤란하여 전산 유체 해석에 의존하는 경우가 많았는데, Endo 등은 기연가스의 팽창과정에 대한 정교한 이론 연구를 통하여 이론 성능 해석 모델을 제시하였다[13].

일반적인 정상상태 작동 추진기관은 배출 및 흡입 유량의 운동량과 압력 차이를 이용하여 추력을 예측하지만 측정하는 것이 일반적이지만, 비정상(unsteady) 작동에 의하여 추력을 얻는 PDE에서는 정상상태 이론을 적용할 수 없으며, 추진기관 각 부분에 작용하는 압력을 시간 적분하여 추력을 구하여야 한다. 일반적으로 일정 단면적의 관으로 이루어진 PDE에서는 비교적 간단히 headend 압력을 다음 식과 같이 시간 적분하는 것으로 같이 충격량, 비추력 및 추력 예측이 가능하다[14].

$$I = S \int_0^{t^*} P_w dt \quad (1)$$

$$I_{sp} = I / \dot{m}_p g \quad (2)$$

$$F = \left( \sum^N I \right) / \Delta t = I \cdot frequency \quad (3)$$

연속작동 PDE에서는 다음 사이클을 준비하면서 서 부분 충전 효과 등을 고려해야 하지만, 본 연구에서는 각 사이클이 동일하게 작동한다는 가정하에 가장 기초적인 PDE의 단발 추진성능에 대한 분석을 수행하였다.

### 2.2 간단한 성능예측 방법

간단한 성능예측 방법은 Endo-Fujiwara 이론을[12] 이용하여 C-J 데토네이션 상태에서의 시간에 따른 압력변화를 단순화하여 나타낸 성능예측 방법으로써, Fig. 3에서와 같이  $t_{II}$ ,  $t_{III}$ ,  $P_3$ ,  $T_{cyc}$  값을 이용한 세 가지 상태만을 사용하여 압력변화를 표현한다. 따라서 팽창과와 같은 부분은 고려하지 않고,  $t_{II}$ 에서  $t_{III}$ 까지 선형적 압력강하로 모델링한다.

간단한 성능예측 압력 강하 구간을 CJ구간에서 계산된 압력부터 외부조건에 이르는 압력까지 선형적으로 모델링함으로써 실제 보다 다소 높게 계산된다는 단점을 지니고 있다.

### 2.3 Endo 성능 예측 방법

Endo 성능 예측 방법은 CJ이론에 따른 마하수와 기연가스의 비열비인  $\gamma_2$  값을 기반으로 하여 일정 압력 유지구간 및 팽창과에 의한 압력 강하

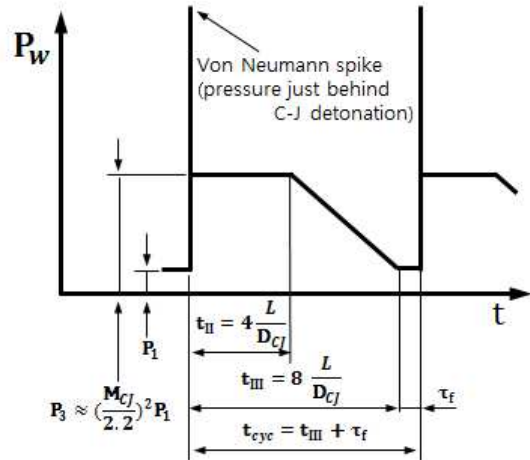


Fig. 3. Headend pressure profile of a PDE using a simplified theory[12]

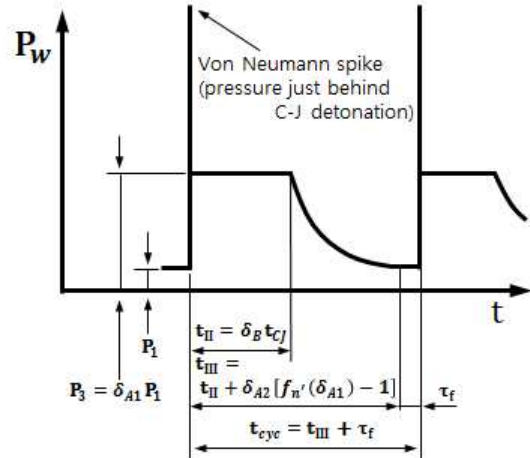


Fig. 4. Headend pressure profile of a PDE using Endo's theory[13]

를 상당히 정확하게 고려하였으며, Fig. 4와 같이 압력변화 곡선으로 표시할 수 있다[9]. Endo 등의 성능 예측 방법에 대한 자세한 내용은 참고 문헌[13]에 잘 정리되어 있으며, 본 논문에서 간단히 요약하면 다음과 같다.

일정 압력 구간의 headend 압력  $P_3$ 는 음속인 CJ 압력이 Taylor 팽창과에 의하여 정체 조건까지 감속되는 과정에서 구해지며 초기압력과 압력 비,  $\delta_{A1}$ 이 다음식과 같이 계산된다.

$$\delta_{A1} = \frac{\gamma_1 M_{CJ}^2 + \gamma_2}{2\gamma_2} \left( \frac{\gamma_1 M_{CJ}^2 + \gamma_2}{\gamma_1 M_{CJ}^2 + 1} \frac{\gamma_2 + 1}{2\gamma_2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \quad (4)$$

한편, 일정 압력 지속 시간  $t_{II}$ 는 출구의 팽창과가 CJ 조건을 시작으로 Taylor 파를 통과하여 headend에 도달하는 시간으로 다음과 같이 요약된다.

$$t_{II} = t^* + x_{rf}/a_3 = \delta_B t_{CJ} \quad (5)$$

여기서,  $t^*$ 는 Taylor 팽창파와 출구 팽창파가 만나는 시간이고,  $x_{rf}$ 는 일정 압력 지속 구간 길이이다. 테토네이션 파 출구 도달 시간,  $t_{CJ}$ 와 계수  $\delta_B$ 는 다음과 같다.

$$t_{CJ} = L/D_{CJ} \quad (6)$$

$$\delta_B = 2 \left( \frac{\gamma_1 M_{CJ}^2 + \gamma_2}{\gamma_1 M_{CJ}^2 + 1} \frac{\gamma_2 + 1}{2\gamma_2} \right)^{-(\gamma_2 + 1)/2(\gamma_2 - 1)} \quad (7)$$

여기서  $D_{CJ}$ 는 테토네이션 속도이고  $M_{CJ}$ 는 입구유동의 음속으로 무차원화한 테토네이션 마하수이다. 출구 팽창파가 headend에 도달한 이후에는  $P_w$ 은  $P_3$ 에서 점차 대기압력  $P_1$ 까지 감소한다. 이 과정은 기체의 비열비에 따라 각기 다른 거동을 보이는데, Endo 등은[13] 단위자 분자 기체로부터, 2, 3, 4, 6 및 10원자 분자상태일 때의 비열비 및 압력비에 따른 이상적인 압력 변화 함수,  $f_n$ 을 다항식의 형태로 구하였다. 기연 가스의 비열비를 아는 경우 실제 압력 변화 함수  $f_n$ 은  $f_n$ 으로부터 보간법을 이용하여 구한다. 본 연구에서 비열비는 CEA 해석으로 얻어진 CJ 조건의 비열비를 이용하였다. 이상의 과정을  $P_w$ 를  $P_1$ 까지 감소할 때 까지 시간을 증가시키며 반복한다. 이때  $P_w$ 이  $P_1$ 까지 감소하는 시간  $t_{III}$ 는 다음과 같이 얻어진다.

$$t_{III} = t_{II} + \delta_{A2} [f_n'(\delta_{A1}) - 1] + \delta_B t_{CJ} \quad (8)$$

여기서  $\delta_{A2}$ 는 다음과 같다.

$$\delta_{A2} = 2 \frac{\gamma_1 M_{CJ}^2}{\gamma_1 M_{CJ}^2 + \gamma_2} \quad (9)$$

### 2.4 성능 예측 프로그램

PDE 성능 예측 프로그램은 Fig. 5와 같은 순서로 진행된다. 프로그램은 연료, 산화제, 초기압력, 초기 온도 4가지의 변수를 초기변수로 설정하였고, 입력된 값을 NASA CEA코드의 CJ 테토네이션 해석 부프로그램을 통하여 PDE 성능 예측방법 계산에 필요한 미연가스와 기연가스의 비열비,  $\gamma_1, \gamma_2$ , 기연가스의 평균분자량,  $Mw_{burnt} D_{CJ} M_{CJ}$  등의 CJ 테토네이션 특성을 계산한다.

CJ 테토네이션 결과를 이용하여 압력 파형 계산에 필요한 주요 변수들을 계산하고, 이를 이용하여 압력 파형을 결정한다. 얻어진 압력 파형을

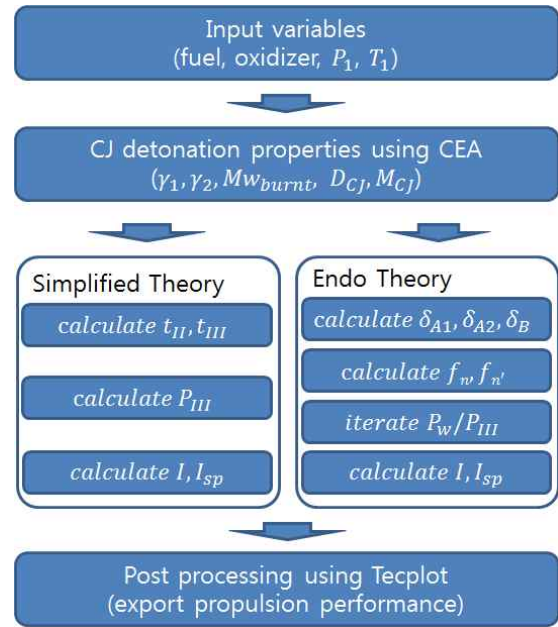


Fig. 5. Flow chart of PDE performance code

시간 적분하여 PDE의 충격량 및 비추력 등의 추진 성능을 구한다. 이상의 과정을 당량비 0.1부터 3.0까지 0.1 간격으로 증가시키며 추진 성능을 구하여 성능 변화를 구하였다.

### 2.5 성능 예측 프로그램 정확도 분석

PDE 데이터베이스 구축에 앞서 성능예측 프로그램에 대한 검증은 위하여 PDE 성능을 가장 정확하게 예측할 수 있는 탄도진자 실험측정 결과와 해석 결과와의 비교 검증을 수행하였다[11].

Figure 6과 Fig. 7은 각각 1 bar, 298.15 K에서 당량비 1.0일 때 산소-에틸렌을 사용한 실제 실험값과 성능 예측 프로그램을 사용하여 나온 값들을 비교한 그래프이다. 전반적으로 간단한 성능 예측 방법에서는 일정 압력 지속 시간  $t_{II}$ 를 너무 긴 값을 이용하여 오차가 크게 발생하는 것으로 보인다. 반면, Endo 방법의 압력 분포는 실험 측정 결과와 매우 유사한 경향을 나타내며 다소 크게 예측하고 있다. 이는 PDE 관 내벽을 통한 열전달 및 마찰에 의한 에너지 손실에 기인하는 것으로 여겨진다[11].

한편, 충격량 및 비추력 계산 결과 값을 나타내는 Fig. 7의 그래프에서 Endo 이론은 실험 결과에 비하여 5% 가량 작게 나오는 것을 확인할 수 있다. 실험 결과에 비하여 대체로 높게 예측되는 압력 변화에도 불구하고 낮은 성능을 보이는 이유는, 추진 성능 이론에서 무시한 von Neumann spike 부분에서의 압력 증가 때문으로 여겨진다. 결과적으로 이상의 두 가지 요인이 보

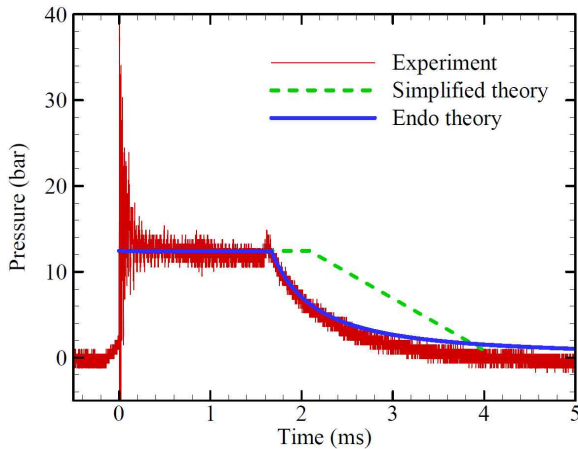


Fig. 6. Comparison of pressure history between theories and experiment ( $C_2H_4/O_2$ ,  $T_1=295.15$  K,  $P_1=1$  bar,  $\Phi=1.0$ )

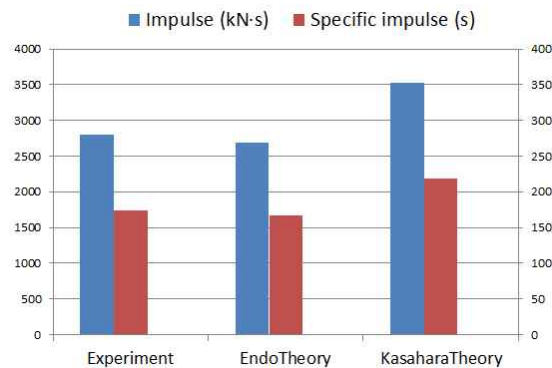


Fig. 7. Comparison of  $I$  and  $I_{sp}$  between theories and experiment ( $C_2H_4/O_2$ ,  $T_1=295.15$  K,  $P_1=1$  bar,  $\Phi=1.0$ )

완되어 실험 결과에 매우 근접한 결과를 보이는 것을 확인 할 수 있었으며, 해석에 이상의 요인을 고려하는 경우 더욱 정밀한 예측이 가능할 것으로 여겨지지만 이론의 복잡성을 고려할 때 현재 수준의 예측 결과는 실용적으로 충분한 정확도를 가지는 것으로 여겨진다.

### III. PDE 추진 성능

#### 3.1 추진 성능 해석 조건

개발된 성능 해석 프로그램을 이용하여 PDE 연구의 기초 자료로 활용하고자 여러 초기 조건 및 연료/산화제 조합에 대하여 본 연구실에서 실험을 수행중인 내경 5 cm, 길이 1.0 m PDE를 기준으로 성능해석을 수행하여 정리하였다. 본 연구에서는 CEA 코드에서 이용 가능한 탄화수소 연료 중,  $H_2$ ,  $CH_4$ ,  $C_2H_2$ ,  $C_2H_4$ , Jet-A 및

Table 1. Input variables Table

Oxidant	Fuel	P (bar)	T (K)	$\Phi$
$O_2$	$H_2$	0.1	298.15	0.1~3.0 (increment=0.1)
Air	$CH_4$	0.3	300	
	$C_2H_2$	1.0	400	
	$C_2H_4$	3.0	500	
	Jet-A	10.	600	
	JP-10	30.	700	
		100.		

JP-10 총 6종의 연료에 대하여 각각 공기와 산소를 산화제로 고려하여 여러 초기 압력, 온도 및 당량비에 대하여 총 15,120개 조건의 성능 결과를 구하여 정리하였다.

#### 3.2 에틸렌-산소 PDE의 추진 성능

초기 압력, 온도 및 당량비가 PDE 성능에 미치는 기본적인 영향을 살펴보기 위하여 에틸렌( $C_2H_4$ )-산소( $O_2$ ) PDE에 대한 성능 특성을 살펴보았다. 에틸렌은 케로신과 같은 일반적인 액체 연료와 수소-탄소 비가 유사한 가장 가벼운 기체 연료로써 추진기관의 기초 실험에 널리 이용된다. 이에 따라 본 연구에서는 에틸렌-산소 PDE의 당량비 및 초기압력, 초기온도에 따른 성능 해석을 수행하였다.

PDE의 성능은 충격량의 80%이상이 일정 압력 구간에서 생성되며, 이 구간의 압력은 초기압력과 (4)식의 압력비의 곱으로 나타난다. 이 압력비는 대략  $M_{CJ}^2$ 에 비례하고  $\gamma_2$ 에 반비례하므로 PDE의 성능은  $M_{CJ}$ 에 크게 의존함을 알 수 있다. Fig. 8은 300 K의 여러 압력에서  $M_{CJ}$ 와  $\gamma_2$ 를 당량비의 함수로 나타낸 그림이다.

이 그림에서  $M_{CJ}$ 가 당량비 2.0 이상의 높은 당량비 조건에서 최고값을 가짐을 알 수 있고, 압력이 높을수록 최고 마하수를 가지는 당량비가 작아짐을 알 수 있다. 이는  $M_{CJ}$ 가 열량, 분자량 및  $\gamma_2$ 의 함수인데, 높은 당량비 조건에서 열량의 변화는 크지 않지만 연료 성분의 분해 및 해리에 의하여 단원자 및 이원자 수소 성분이 많이 발생하여 비열비가 커지고 평균분자량이 감소하기 때문으로 여겨진다.

이에 따라 Fig. 9와 같이 PDE의 비추력은 당량비가 1.7에서 2.2의 연료 과농 조건에서 최대를 가지며, 이는 정압 연소 로켓과 공통된 특징이다. 한편 PDE의 최대 비추력 당량비는 로켓보다 상당히 높은 것으로 보이며, 이는 정적 연소 효과에 의한 생성물의 높은 온도 및 해리에 따라 분자량 감소 및 비열비 증가 효과가 크기 때문으로

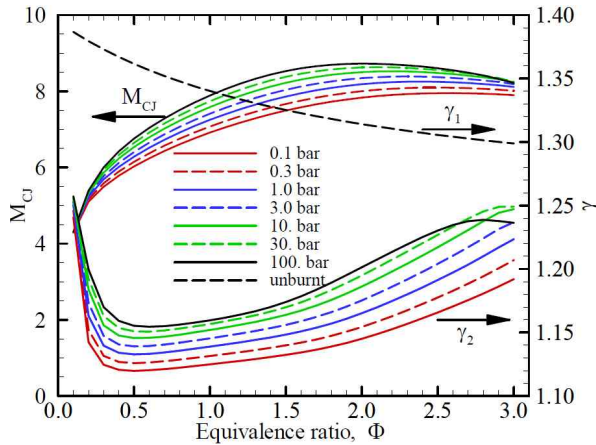


Fig. 8. CJ detonation Mach number and burnt gas specific heat ratio for various initial pressure

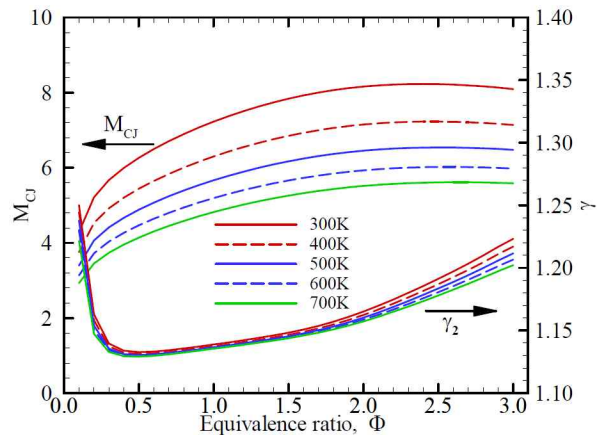


Fig. 10. CJ detonation Mach number and burnt gas specific heat ratio for various initial temperature

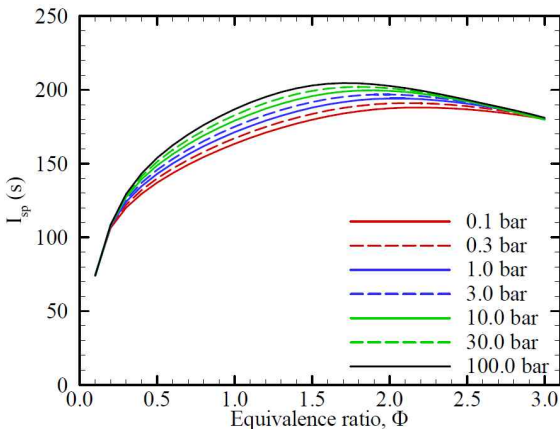


Fig. 9. Specific impulse of PDE with stoichiometric  $C_2H_4/O_2$  mixture for various initial pressures

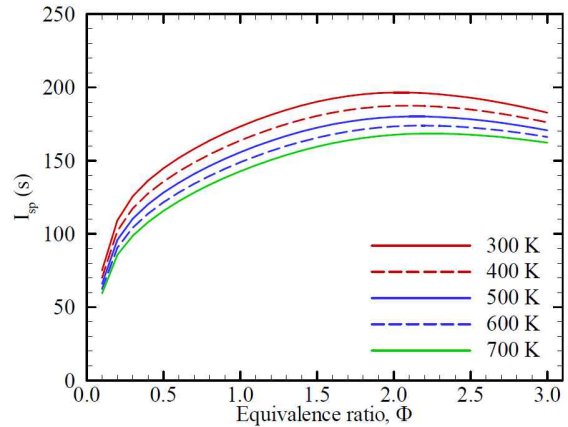


Fig. 11. Specific impulse of PDE with stoichiometric  $C_2H_4/O_2$  mixture for various initial temperatures

여겨진다. 그림에도 불구하고 비추력이 크지 않은 이유는 출구 및 외부의 압력차가 추력에 미치는 영향 및 노즐을 이용한 추력 최적화가 이루어지지 않았기 때문으로 여겨진다. 따라서 초기 압력과 외부 압력을 동일하게 설정하여야 하는 현재의 이론 해석 모델을 보완하고, 비정상 작동 상황에 대한 노즐 최적화가 가능하다면 로켓 수준의 비추력 이상을 기대할 수 있을 것으로 여겨진다.

여러 압력에 대한 추력 성능 해석에 더불어, 1.0 bar에서 여러 초기 온도에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 10에 나타난 것과 같이 초기 온도가 연소 생성물에 미치는 영향은 크지 않은 것으로 보이며, 높은 초기 온도는 초기 음속을 증가시켜  $M_{CJ}$ 를 크게 감소시키고, 결과적으로 Fig. 11과 같이 비추력을 감소시키는 것으로 보이지만, 마하수 감소에 비하여 감소폭이 크지는 않았다.

### 3.3 추진제에 따른 PDE 성능

추진제 조합에 따른 PDE 성능 특성을 파악하기 위하여 표준 대기 조건에서 기준 PDE 형상을 대상으로 성능 해석을 수행하였다. Fig. 12는 여러 연료/산화제 조합에 대한 테토네이션 속도를 정리한 그림이다. 이 그림에서 산소를 추진제로 하는 로켓 모드에서는 수소 연료가 높은 과농 조건에서 3 km/s 이상의 매우 큰 테토네이션 속도를 가지며 탄화수소 연료가 당량비 2.0 부근에서 2.5 km/s 내외의 최대 테토네이션 속도를 가짐을 확인할 수 있다. 반면 공기를 산화제로 하는 공기흡입 모드 경우 연료에 따른 경향은 대체로 유사하지만, 단위 질량 당 발열량이 낮으므로 낮은 테토네이션 속도를 가지며 대체로 탄화수소 연료에서 이론 당량비 조금 큰 과농 조건에서 2 km/s 이하의 최대 속도를 가짐을 알 수 있다.

Figure 13과 14는 연료/산화제 조합에 따른 데톤네이션 마하수,  $M_{CJ}$ 와 기연 가스의 비열비,  $\gamma_2$ 를 정리한 그림이다. 이 결과에서  $M_{CJ}$ 의 당량

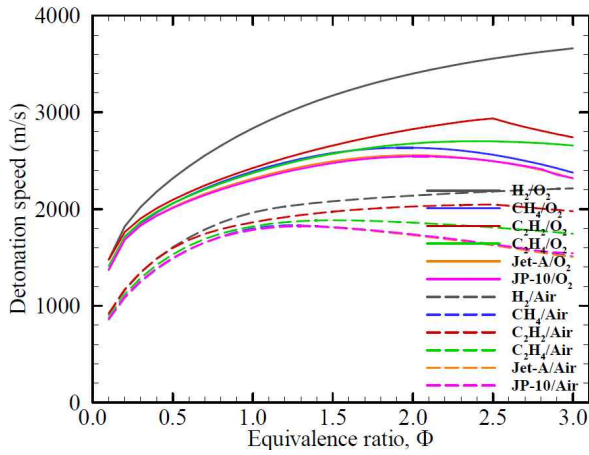


Fig. 12. Detonation speeds of various fuel/oxidizer compositions

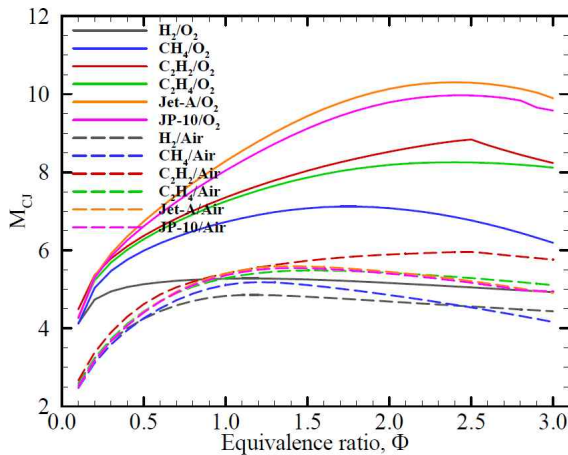


Fig. 13.  $M_{CJ}$  of various fuel/oxidizer compositions

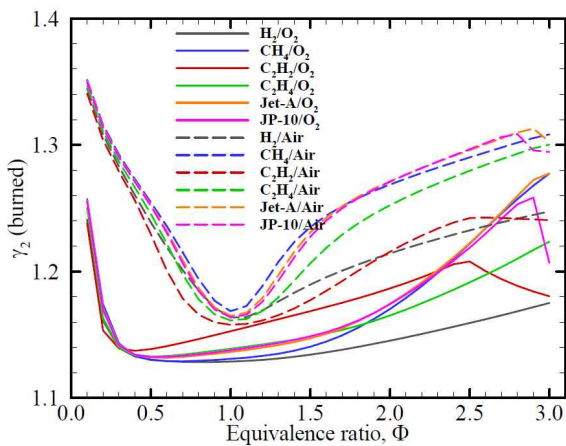


Fig. 14.  $\gamma_2$  of various fuel/oxidizer compositions

비에 따른 특성은 데톤네이션 속도와 유사하지만 음속이 혼합기체의 분자량에 반비례하므로 수소 연료의 경우 가장 작은 값을 가지고 고분자량 연료에서는 큰 값을 보인다. 한편 산소를 이용한 경우 비열비는 대체로 이론 당량비 근처의 넓은 범위에서 1.15 이하의 낮은 값을 가지고 당량비 1.5 이상의 과농 조건에서 크게 증가한다. 그러나 공기를 산화제로 하는 경우에는 이론 당량비보다 조금 큰 1.05 정도에서 1.17 정도의 최소 비열비를 가지며 희박 및 과농 조건에서 단조 증가한다. 당량비 2.5 이상의 높은 과농 조건에서 비열비가 급격히 감소하는 결과는 CEA 코드에서 열역학 데이터 등에 따른 문제점으로 여겨진다.

데톤네이션 특성치의 결과로 얻어지는 PDE의 추진성능인 충격량과 비추력을 Fig. 15와 16에 정리하였다. 충격량은 내경 5 cm, 길이 1 m의 PDE 관에 혼합기체가 1 bar 채워진 조건의 해석 결과이므로 추진제의 총 질량은 각기 다르다. 이

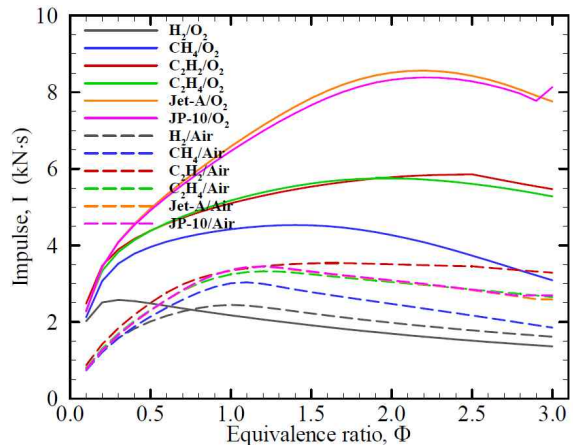


Fig. 15. Impulse of various fuel/oxidizer compositions

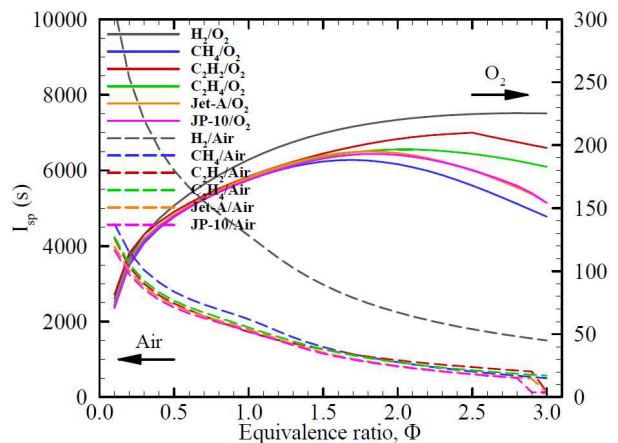


Fig. 16. Specific impulse of various fuel/oxidizer compositions

결과에서 PDE의 충격량은  $M_{CJ}$ 와 유사한 경향성을 보이는데, 공기흡입 모드의 경우 당량비 1.1 정도의 과농 조건에서 최대 충격량을 가진다. 한편 로켓 모드에서는 고 분자량 연료일수록 과농 영역에서 큰 충격량을 보이고, 수소는 희박영역에서 최대 충격량을 보이는데, 이는 초기 압력 1 bar 조건의 해석 결과이므로 이용된 추진제의 질량이 각기 다르기 때문으로 여겨진다. Fig. 16은 단위 질량의 추진제가 생성하는 비추력을 정리한 그림이다. 이 그림에서 로켓 모드에서는 모든 추진제에 대하여 당량비 1.7에서 3.0 사이의 연료 과농 영역에서 최대 비추력을 가지는 것을 알 수 있으며, 분자량이 작은 수소가 최대의 비추력을 나타냄을 확인 할 수 있다. 그러나 공기 흡입 모드에서는 비행체에 탑재하는 연료만을 대상으로 비추력을 계산하므로 모든 연료가 희박 영역에서 2,000 초 이상의 높은 비추력을 가진다. 특히 수소의 경우 당량비 0.5 조건에서 6,000 초의 비추력이 가능함을 확인할 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 CJ 데토네이션 이론과 일정 단면적의 관내 압축성 기연 가스 팽창과정을 연계한 Endo 이론을 바탕으로 실제 추진제에 대한 효율적인 PDE 이론 성능 예측 프로그램을 개발하였다. 성능 예측 프로그램은 탄도진자 측정을 통하여 얻은 실험 결과와 비교를 통하여 정확도를 검증하였다. 이 프로그램을 이용하여 다양한 탄화수소 연료, 산화제 조성에 대하여 초기압력, 당량비, 초기 온도 및 압력에 변화를 주며 성능을 해석하였고, 이로부터 PDE 이론 성능 데이터 베이스를 구축할 수 있었다.

해석의 결과 초기 압력, 온도 및 추진제 조성에 대한 PDE 비추력 특성은 기존의 추진기관에서 예측할 수 있는 바와 유사한 경향성을 보였다. 로켓 모드의 경우 정압 연소 로켓과 마찬가지로 과농 조건에서 최대 비추력을 보였으나, 최대 비추력 당량비가 2.0 이상의 수준으로 매우 높은 특징을 보였다. 이는 데토네이션의 정적 연소 효과에 의하여 연소 온도가 매우 높기 때문에 생성물의 해리에 의한 평균 분자량 감소 효과로 여겨진다.

본 연구의 이론 성능 모델에는 출구 배압 효과 및 비정상 팽창과정에 대한 노즐 면적 변화 효과를 포함할 수 없는 한계가 있으므로 전산 유체 해석 등을 통한 모델 보완 및 비정상 팽창 과정

에 대한 노즐 형상 최적화 연구가 수행된다면 정압연소 추진 기관 이상의 비추력을 기대할 수 있을 것으로 여겨진다.

#### 후 기

본 논문은 국방과학연구소 국제공동기초연구지원 (과제번호 ADD-12-70-05-01) 및 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업 (과제번호 2013M1A3A3A02042)의 지원으로 수행되었습니다.

#### References

- 1) Kailasanath, K., "Review of Propulsion Applications of Detonation Waves," *AIAA Journal*, Vol.38, No.9, pp.1698-1708, 2000.
- 2) Kailasanath, K., "Recent Developments in the Research on Pulse Detonation Engines," *AIAA Journal*, Vol.41, No.2, pp.145-159, 2003.
- 3) Roy, G.D., Frolov, S.M., Borisov, A.A., Netzer, D.W., "Pulse Detonation Propulsion: Challenges, Current Status, and Future Perspective," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol.30, pp.546-672, 2004.
- 4) Kailasanath, K., "Research on Pulse Detonation Combustion System - A Status Report," *42<sup>nd</sup> AIAA Aerospace Science Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009.
- 5) Wolanski, P., "Detonative propulsive," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol.34, PP.125-158, 2013.
- 6) 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.
- 7) Wu, Y., Ma F., Yang, V., "System Performance and Thermodynamic Cycle Analysis of Airbreathing Pulse Detonation Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.19, No.4, pp.556-567, 2003.
- 8) Wintenberger, E., M. Austin, J., Cooper, M., Jackson, S., Shepherd, J.E., "Impulse of a Single - Pulse Detonation Tube," *GALCIT Report*, FM 00-8, 2002.
- 9) Wintenberger, E., Austin, J.M., Cooper, M., Jackson, S., Shepherd, J.E., "Analytical



Model for the Impulse of Single Cycle Pulse Detonation Tube," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.19, No. 1, pp.22-38, 2004.

10) Wintenberger, E., Shepherd, J.E., "Model for the Performance of Airbreathing Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.22, No.3, pp.593-603, 2006.

11) Kasahara, J., Takazawa, K., Arai, T., Tanahashi, Y., Chiba, S., and Matsuo, A., "Experimental Investigations of Momentum and Heat Transfer in Pulse Detonation Engines," *Proceedings of the Combustion institute*, Vol.29, pp. 2849-285, 2002.

12) Endo, T., and Fujiwara, T., "A Simplified Analysis on a Pulse Detonation Engine Model," *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, Vol. 44, No.

146, pp. 217 - 222, 2002.

13) Endo, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Inaba, Sato, S., and Fujiwara, T., "Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine," *AIAA Journal*, Vol.42, No.9, pp.1921-1930, 2004.

14) Endo, T., Yatsufusa, T., Taki, S., Matsuo, A., Inaba, K., Kasahara, J., "Homogeneous Dilution Model of Partially Fueled Simplified Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.23, No.5, pp.1033-1041, 2008.

15) Gordon, S., McBride, B.J., "Computer program for Calculation of Complex Chemical equilibrium Compositions and Applications," *NASA RP-1411*, Part I, 1994.