

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 712-721(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.712

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

PDE 추진기관 부체계 기술 연구 동향

진완성, 김지훈, 황원섭, 김정민, 최정열*

Research Activities on Subsystem Technologies of PDE Propulsions

Wan-Sung Jin, Ji-Hoon Kim, Won-Sub Hwang, Jeong-Min Kim and Jeong-Yeol Choi*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

ABSTRACT

Pulse Detonation Engine (PDE) has been considered as a future propulsion system for broad range of operation and higher thermal efficiency. Various subsystem technologies have been studied for more than decade to improve the performance of the potential system. New valve systems has been developed for the stable operation at high frequency including inflow-driven valve, rotary valve and valveless system. To foster the detonation initiation with a little ignition energy, plasma ignition method and DDT (deflagration to detonation transition) acceleration method such as swept ramp mechanism have been studied. Fluidic nozzle system and other nozzle system are the ongoing research topics to maximize the propulsion performance of the PDE. Present paper introduces the state of the art of PDE subsystem technologies developed in recent years.

초 록

펄스데토네이션엔진은 넓은 작동 범위와 높은 열효율로 인하여 잠재력 있는 미래 추진기관 시스템으로 연구되어왔다. 이러한 잠재력을 개선하기 위하여 지난 10여 년간 다양한 요소 기술들에 대한 연구가 진행되었다. 고주파수의 환경에서 PDE를 안정적으로 작동시키기 위하여, inflow-driven 밸브, 회전 밸브 등을 포함하는 새로운 밸브 시스템과 무밸브 시스템이 개발되었다. 작은 점화 에너지로 빠르게 데토네이션을 발생시키기 위하여 플라즈마 점화 방법과 경사 장애물 기술과 같은 DDT 가속 방법이 연구되었다. 또한 PDE 추진 성능 극대화를 위하여 유체노즐 등의 노즐 시스템도 진행 중인 연구 주제의 하나이다. 본 논문에서는 지난 수년간 개발된 PDE의 최신 부체계 핵심 기술에 대하여 소개하고자 한다.

Key Words : Pulse Detonation Engine(PDE, 펄스 데토네이션 엔진), Subsystem(부체계), Valve System(밸브 시스템), Detonation Initiation(데토네이션 발생), PDE nozzle(PDE 노즐)

1. 서 론

PDE는 넓은 작동 범위와 높은 열효율로 인하

여 잠재력 있는 미래 추진기관 시스템으로 연구되어왔다. PDE는 기본적으로 원형 튜브에 한쪽 면이 막혀있는 구조로 되어있고, 데토네이션 파를

† Received : March 1, 2015 Revised : July 8, 2015 Accepted : July 14, 2015

* Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

주기적으로 생성하는 방식으로 추력을 얻는다[1]. 또한 정적 초음속 연소 반응을 이용한 연소 과정으로 인해 Humphrey 사이클과 Brayton 사이클에 비하여 높은 성능을 얻을 수 있다[2]. 지난 10여 년간 PDE 를 공기흡입 추진기관, 로켓 추진기관 및 동력 및 전력 생산 체계에 이용하기 위한 여러 연구가 진행되었으며, 앞서 Kim 등의 논문에서[3] 소개한 바 있다.

최근의 PDE 연구는 성능을 향상시키기 위한 밸브, 점화, 소형화, 터빈과의 병합 등의 요소 기술에 대하여 많은 연구가 진행되고 있다. PDE의 실용적 이용을 위해서는 고주파 작동이 가장 핵심 사항이기에 회전형 밸브 혹은 무밸브(valveless) 기술 등 고주파 공급계에 대한 연구가 진행되고 있다. 또한 작은 점화에너지로 빠르게 데토네이션을 발생시키기 위하여 플라즈마 점화 방식이나 DDT 가속 기술에 대한 연구도 진행되고 있으며, 또한 PDE 추진 성능 극대화를 위하여 유체노즐 등의 노즐 시스템도 진행 중인 연구 주제의 하나이다. PDE 시스템 연구에 대해서 앞서 다룬바 있으므로 본 논문에서는 지난 수년간 개발된 PDE의 최신 부체계 핵심 기술에 대한 소개하고자 한다.

II. PDE 작동 메커니즘과 요소기술

2.1 PDE 작동 메커니즘과 응용

PDE는 데토네이션 파가 한쪽 면이 닫힌 원형의 관을 통해 전파되면서 추력을 발생시키는 추진 기관으로, 데토네이션 파를 고주파수로 안정적으로 발생시키는 것이 이 추진기관의 핵심이다. PDE의 사이클은 Fig. 1과 같이 먼저 연료와 산화제가 연소실 내부로 주입이 된다. 추진제의 공급이 이루어진 후 튜브에 설치된 점화기를 통해 점화가 이루어지면 화염이 발생하여 PDE 튜브 내부에서 전파가 되면서 데토네이션으로의 천이(DDT)가 진행된다. 데토네이션 파와 연소된 기연 가스가 튜브 외부로 배출되고 난 후 헬륨이나 질소와 같은 비활성 기체를 연소실에 주입시켜 튜브 내부를 환기한다. 이 과정들을 높은 주파수로 안정적으로 반복 작동할 수 있도록 하는 요소 기술이 PDE의 높은 추력을 얻기 위한 중요한 요소라고 할 수 있다.

Figure 1에서 알 수 있듯이 PDE는 기존의 추진기관들에 존재하는 압축기가 필요하지 않기 때문에 상대적으로 단순한 구조로 이루어져있다. 따라서 엔진 중량 측면에서 이득을 기대할 수 있으며, 데토네이션 자체의 압축 효과로 인하여 높은 추력 대 중량비를 기대할 수 있다. PDE는 적용

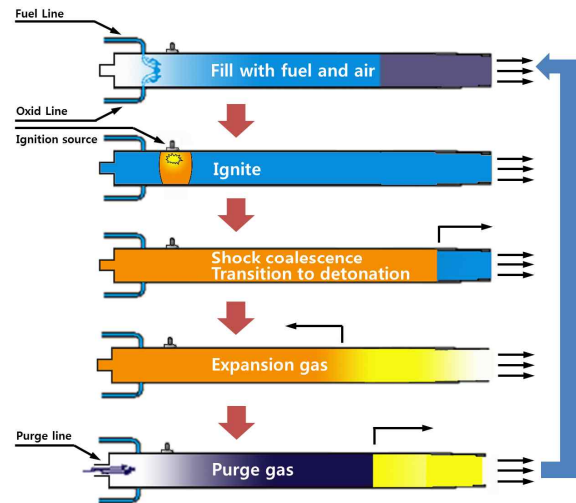


Fig. 1. Operation cycle of a PDE

분야에 따라 다양한 크기로 연구되고 있으며, 여러 가지의 추진제로 단발부터 150Hz 이상의 고주파수까지 다양한 주파수 작동이 연구되었다. PDE에 대한 연구는 독자적인 추진기관으로의 연구뿐 아니라, 현존하는 가스 터빈엔진과의 통합을 통해 엔진 내부의 주 연소기 또는 이차 연소 장치의 역할로써 복합추진기관 구성에 관한 연구도 진행되고 있다.

PDE의 성능을 향상시키기 위한 요소 기술에 대한 연구는 PDE의 발전과 함께 진행되어 왔다. PDE의 가장 큰 관점인 고 주파수 달성과 안정적인 작동 환경 구축을 위한 밸브 시스템 구축, DDT를 촉진시키기 위한 연소기 내부의 장애물 설치 기술, 노즐 등은 PDE 요소 기술의 주요 연구 분야이다.

2.2 PDE 요소 기술의 분류

PDE의 성능을 향상시키기 위한 요소 기술로는 고주파수 환경에서 안정적인 가스 공급을 위한 밸브 관련 기술, 데토네이션 점화 에너지 충족을 위한 점화 기술, 관 내부 장애물 설치 기술, 노즐 설치 및 기존 터빈 기관과의 병합 등이 존재한다. 이러한 요소 기술의 적용을 통하여 PDE의 핵심 도전 과제인 안정적인 고주파수 작동, DDT 가속, 데토네이션의 열 제어 등을 효과적으로 해결할 수 있는 돌파구를 만들 수 있을 것이라 전망되고 있다.

III. 추진제 공급 계통 연구

3.1 반복 작동 기구

PDE는 연료와 산화제, 그리고 퍼지가스를 매

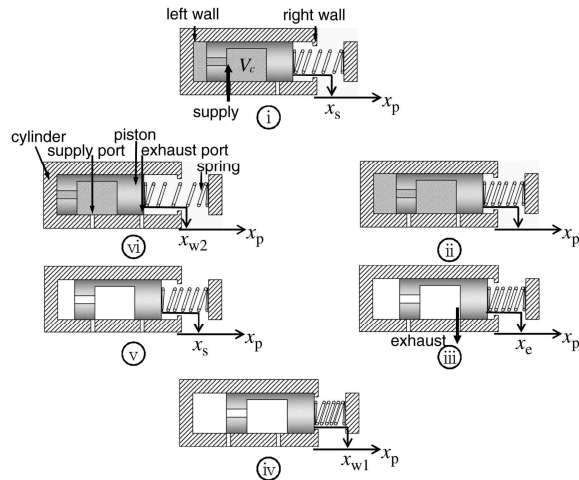


Fig. 2. Operation conceptual diagram of an IDV[4]

사이클마다 반복적으로 주입해야하는 과제를 가지고 있다. 이것을 해결하기 위하여 기존에는 일반적인 솔레노이드 밸브와 내연기관 등을 이용하여 추진제 공급 시스템을 구축하였다.

Matsuoka 등은 PDE의 추진제 공급 밸브를 개선시키기 위한 연구의 일환으로 IDV(Inflow-Driven Valve)에 관한 연구를 수행하였다[4]. 이 밸브는 피스톤, 실린더, 그리고 스프링의 세 부분으로 구성이 되어있다. Fig. 2에 밸브의 작동 사이클이 묘사되어있다. 밸브 내부에 기체가 공급되면서 압력이 올라가고, 이로 인해 실린더가 밖으로 밀려나가 공급포트를 통해 기체가 빠져나가면 다시 스프링에 의해 실린더가 안으로 밀려들어와 기체를 공급받는 형태이다. 이들은 연료, 산화제, 그리고 퍼지가스에 각각 밸브를 설치하여 공급압력을 조절하면서 13 ~ 18 Hz의 연발 시험을 수행하였다. 이들은 이 결과가 이론적인 계산을 통해 얻어낸 주파수와 거의 일치하고, 또한 유량의 경우도 이론적인 값과 실험 결과가 거의 일치하는 것을 보인 바 있다. IDV는 공급 유량만으로 솔레노이드 밸브 이상의 작동 주파수를 얻을 수 있는 장점이 있으나 기계적인 한계로 매우 높은 주파수를 얻기에는 한계가 있는 것으로 보인다.

3.2 회전식 밸브

회전 밸브(rotary valve)는 내부에 홈이 파진 디스크가 회전하며 추진제를 공급하는 형태의 밸브 시스템으로, 이에 대한 선행연구로는 Bussing의 회전하는 형태의 밸브를 이용한 다중 PDE에 관하여 연구와[5] Hinkey 등의 회전 밸브를 이용한 실험적 PDE 구현 등이 존재한다[6]. 그러나

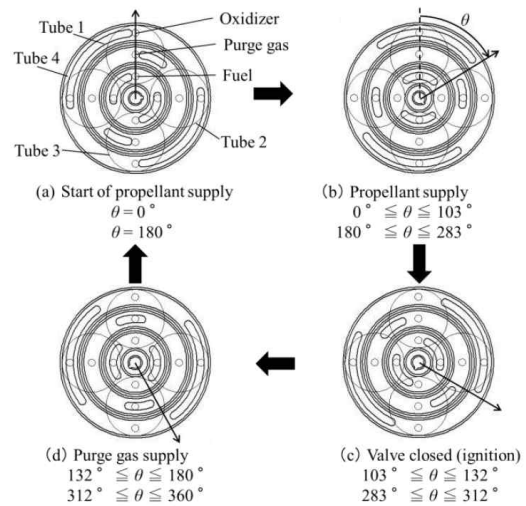


Fig. 3. One cycle of CRV for a quad-cylinder PDRE[7]

특히에 보호되어 자세한 설계는 알려지지 않았으며, 최신의 기술에 비하면 다소 낮은 12 Hz의 작동 주파수를 보였다.

Mastuoka 등은 IDV 외에도 CRV (Coaxial Rotary Valve)를 개발하여 160 Hz의 고주파 작동 PDE를 구현하였다[7]. CRV는 원형 디스크가 빠르게 회전하면서 기체의 주입과 점화의 타이밍을 조절하는 시스템이다. 이 시스템은 프로세서를 이용하여 기체의 주입 주파수를 조절하는 것이 아니라 디스크의 RPM만으로 조절이 가능하며 고주파수 도달에 매우 용이하다. Fig. 3과 같이 디스크 면에 홈을 기체 별로 다르게 가공하여 한 사이클에 유입되는 기체의 양을 조절할 수 있다. 이들은 이 시스템을 이용하여 다중 튜브 PDE를 구성하였으며 비행 시험까지 수행한 바가 있다[1]. CRV의 기술적 문제점으로는 회전 디스크와 고정부 사이의 기계적 마찰에 의한 마모와 기밀유지(sealing)의 문제로 Mastuoka 등은 폴리브텐 오일을 이용하여 문제에 대처하였다.

3.3. 무밸브 PDE

무밸브 (valveless) PDE는 퍼지가스, 연료, 산화제의 압력을 다르게 설정하는 방식으로 별다른 제어 없이 압력의 차이로 기체 주입 시기를 조절하는 방식이다. 주로 기체 간의 압력차를 이용하여 PDE를 작동시키는 방식을 사용한다. 무밸브 PDE에 대한 연구로는 Naval Postgraduate School(NPS)의 Brophy 등에 의해 진행된 연구를 꼽을 수 있다[8]. 이들은 연소 과정에서 발생하는 압력의 차이를 이용하여 무밸브 PDE 시스템을 Fig. 4와 같이 구축하였다. 먼저 이전 사이클로부

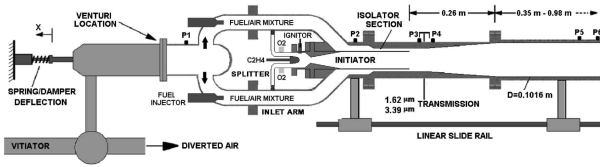


Fig. 4. Schematic of NPS-valveless PDE[8]

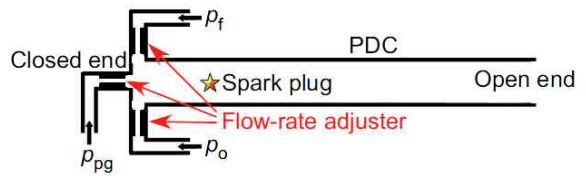


Fig. 6. Schematic of valveless PDE[10]

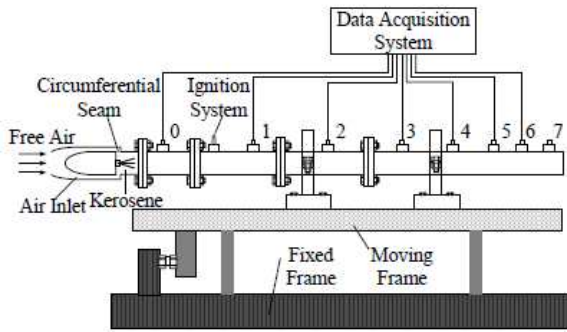


Fig. 5. Schematic of air-breathing PDE experimental setup[9]

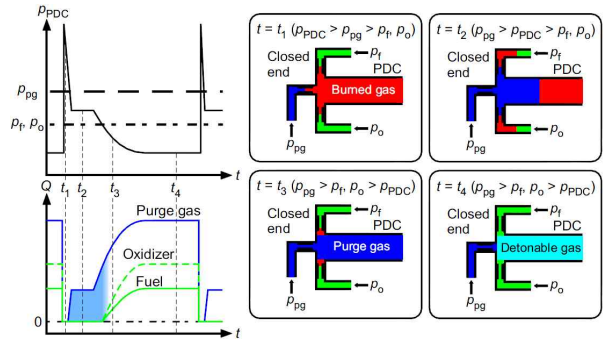


Fig. 7. Pressure history and cycle analysis of valveless PDE[10]

터 잔류하는 연소 생성물을 공기로 환기시키는 것으로 새로운 사이클을 시작한다. 연료가 유입되는 공기 속으로 주입되어 연소기 내부로 들어간다. 연료 분사 후반부에, 고 폭발성 혼합물을 initiator 내부로 주입시킨다. 그 후 점화를 시켜 데토네이션 파가 생성이 된다. 데토네이션 파가 initiator를 빠져나가 연소기에 유입되어있는 공기와 연료 혼합물에 연소를 발생시킨다. 데토네이션 파가 빠져나간 후, 일련의 회박파가 연소기 내부의 압력을 감소시키고, 같은 과정이 반복된다. 이들은 이 시스템을 통해 단발 시험 및 연발 시험을 수행하였고 20 Hz 연발 시험의 총 충격량은 222.49 N-s, 즉 한 데토네이션 파 당 약 11.12 N의 추력을 발생시켰다고 보고하였다.

중국의 서북공업대학 (Northwestern Polytechnical University)의 Wang 등은 등유 (kerosene)와 공기를 사용하는 무밸브 PDE에 대해 연구하였다[9]. 이들은 Fig. 5와 같이 시스템을 구성하고 내경이 50 mm와 120 mm인 경우로 나누어 실험을 진행하였고, 등유와 공기의 낮은 데토네이션 폭발성으로 인해 플래시 증류 (flash vaporization) 방식을 이용하였다고 보고하였다. 또한 원심 노즐과 이류체 (twin-fluid) 공기보조 분무기가 이용되어 연료의 물방울 크기가 데토네이션 발생 성능에 미치는 영향을 분석하였다.

이들은 점화 에너지와 연료 온도를 높이는 것은 빠른 점화와 화염 가속에 도움이 되지만 원심 노즐이 사용되었을 경우 데토네이션이 발생되지 않았다고 보고하였다. 또한 공기보조 분무기가 사용되었을 경우 연료가 가열 여부에 상관없이

데토네이션이 발생하였고, 데토네이션은 점화 에너지가 4 J에 이를 때 까지 발생하지 않았으며 PDE의 내경이 증가할수록 데토네이션 발생 시간 또한 증가하였다고 보고하였다.

히로시마 대학의 Endo 등[10]도 솔레노이드 밸브를 장착하지 않은 무밸브 형태의 PDE를 구현하여 기록적인 고주파 작동을 구현하였다. Fig. 6과 Fig. 7은 각각 무밸브 PDE의 개요도와 한 사이클의 타이밍 구성을 나타낸 그림이다. p_{pg} , p_f , p_o 는 각각 퍼지가스, 연료, 그리고 산화제의 공급압력이다. 압력은 퍼지가스의 압력이 가장 높고, 연료와 산화제는 동일한 압력으로 설정되었다. 이들은 데토네이션 발생 직후, 모든 가스의 공급을 잠시 멈추고, PDE 연소기 내부의 압력이 점차적으로 떨어질 때 퍼지가스를 주입하여 연소기를 환기시킨 후, 연료와 산화제를 동시에 주입시킨다. 튜브 내부가 연료와 산화제로 채워지면 다시 점화하여 데토네이션을 발생시킨다. 이러한 시스템으로 이들은 150 Hz, 250 Hz의 고주파수를 얻어내었으며 작동시간 또한 150 Hz의 경우 15분, 250 Hz의 경우 20초로 상당히 긴 시간동안 작동을 하였음을 보고하였다.

무밸브 PDE는 높은 주파수의 우수한 작동 성능에도 불구하고 데토네이션 발생에 의한 압력보다 공급 압력이 높아야 하는 한계로 인하여, 추진기관에 적용하기에는 원칙적인 문제가 있는 것으로 보이며, 추진기관 내열 코팅 등에 필요한 금속 분말의 열 분무기 (thermal spray)의 용도

등, 산업 현장 필요에 따른 활용에는 많은 장점이 있는 것으로 여겨진다.

IV. PDE 점화 부체계 연구

4.1 데토네이션 발생 에너지

Figure 8은 몇 가지 탄화수소 연료와 산화제에 대한 데토네이션 셀 크기와 데토네이션 직접발생 에너지를 도식화한 그림이다. 에틸렌(C_2H_4)의 경우를 살펴보면 산화제로 산소를 사용할 경우 0.1 J 이지만, 공기를 사용하는 경우는 10^5 J로 매우 큰 에너지가 필요한 것을 알 수 있다. 일반적으로 공기를 사용하는 경우, 데토네이션 직접발생에너지는 폭발물에 의한 에너지 공급 수준의 매우 큰 에너지를 필요로 해서 반복적으로 작동 가능한 특수 점화 계통을 만들어도 실용적으로 문제가 있다. 따라서 작은 에너지로 데토네이션을 발생시키는 기술은 PDE 연구의 초기부터 큰 관심사였다.

4.2 데토네이션 발생 기술

데토네이션을 발생시키는 방법으로는 크게 직접 발생(direct initiation)와 DDT를 이용하는 방법이 존재한다. 직접 발생은 데토네이션 발생에 필요한 에너지를 한 번에 공급하여 데토네이션을 즉각 발생시키는 방법인 반면, DDT는 통상의 점화에 의하여 아음속화염을 발생 시킨 후, 관내에서 화염 가속을 통하여 데토네이션으로 천이가

발생하도록 하는 방법이다.

그러나 직접 발생은 매우 큰 에너지를 필요로 하여 비현실적이기 때문에 산소를 이용한 데토네이션 발생기 (pre-detonator)를 사용하여 주 연소기에 점화를 시키는 방법, 충격내과(shock-implosion) 방법 등 다양한 방법이 개발되었다 [12]. Jackson 등은 PDE 내벽을 따라 다수의 작은 관에서 연소과를 발생시켜 내과 (implosion)에 의한 데토네이션 발생장치를 개발하였으며 [13], Frolov 등은 여러 개의 약한 에너지원에 의한 데토네이션 발생 기술을 실험적으로 검증하였다[14]. 이들은 직경 2 in의 관내에서 이론당량비의 프로판-공기 혼합물을 사용하였을 때 0.6~0.7m의 거리에서 데토네이션이 발생하는 것을 확인하였다. 총 임계 데토네이션 발생에너지는 단일 에너지원에 의한 데토네이션 직접 발생보다 상당히 적다는 것이 발견되었다. 이 외에도 다양한 데토네이션 발생 장치가 연구되었지만, 이전에 상세히 다루어진 바 있기 때문에 생략한다 [15].

한편 DDT를 이용하는 경우, 탄화수소-공기 혼합기에 대하여 일정 단면적 관내에서 DDT에 필요한 길이는 매우 길기 때문에 데토네이션 발생 장치로는 실용적이지 않다. 그러나 관내에 장애물이 있는 경우, 압력과, 연소과 및 충격과 등의 섭동과 간섭에 의하여 DDT 천이 길이가 현격히 단축됨이 알려져 있어 장애물의 적절한 배치를 통한 DDT 가속 방법에 대한 연구가 많이 진행되어 왔다. Kagan 등은 폭이 좁은 관에서의 DDT에 관한 수치적 연구를 수행한 바 있으며 [16], Schultz 등은 DDT에 관한 실험적인 연구를 수행하였다[17]. DDT 가속 방법에 대한 연구도 이전에 많이 다루어 졌기에 상세한 내용은 생략한다[15].

NPS에서는 DDT 가속을 위해 사용되는 Shchelkin Spiral에 대해서 연구를 수행하였다 [18]. 기존의 스프링 형태의 Shchelkin Spiral은 DDT를 활성화시키는 역할은 잘 수행하지만, 데토네이션 파에 큰 손실이 생기고 스프링 자체의 내구도 관련 문제가 있다. 이들은 이러한 단점을 보완하기 위해 Fig. 9와 같이 스프링 대신 경사면을 장애물로 활용하는 방법에 대해 연구를 수행하였다. 전산해석 결과와 실험 결과로부터 이

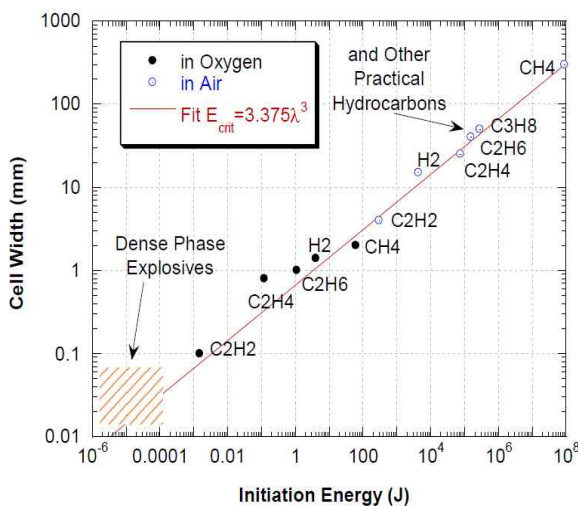


Fig. 8. Direct detonation initiation energy and detonation cell width for hydrocarbon fuel-oxidizer combinations[11]

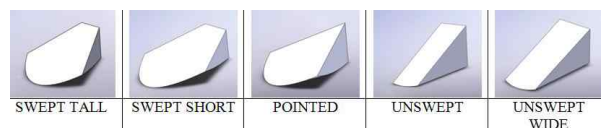


Fig. 9. Swept ramp obstacles by NPS[18]

들은 경사면 장애물을 연소기에 적용시키는 방법이 Shchelkin Spiral에 비해 DDT 거리를 줄이고 압력 손실 또한 최소화 한다고 보고하였다.

4.3 연료 분사 및 점화장치

PDE는 반복적이고 지속적으로 작동하기 때문에 이에 필요한 연료 분사와 점화 기술은 실용적 PDE 구현에 있어서 중요한 요소이다. 러시아의 Frolov 등은 액체 연료를 사용하는 PDE를 설계하고 실험적 연구를 수행하였다[19]. 이들은 10~15 마이크로 크기의 n-hexane 또는 n-heptane 액체 연료와 공기를 지속적으로 공급하면서 전자 점화장치 등을 통해 8 Hz의 작동 주파수에 도달하였다. 연료 분사에 대한 이전의 연구는 이중 연료 분사방법과 성층연소 방법 등이 개발되었다[20,21]. 연료 분사와 관련한 연구는 이전의 종설 논문 등에서 상세히 다루어진 바 있다[15,22].

NPS는 1998년을 시작으로 현재까지 펄스데토네이션 엔진 및 연소에 관한 연구를 진행하여왔다. 1998년에는 단일 사이클 실험 및 모델링을 수행하였으며 2002년 까지 데토네이션 파의 회절과 100 Hz 고주파수 발생기에 관한 연구를 수행하였다. 그 후 TPI(Transient Plasma Ignition), v 무밸브 시스템, TPI를 적용시킨 PDE 기관, 장애물 및 유체 노즐에 관한 연구를 현재까지 수행하였다[18]. 이들의 연구 중 주목할 만한 부분은 플라즈마를 이용한 새로운 점화 방법이다. 이 장치의 원리는 저온에 높은 에너지를 보유하고 있는 플라즈마의 전자들이 급속도로 오존 및 수소 활성기를 생성하여 반응을 가속화 시키는 것이다. Fig. 10은 TPI의 실험 사진이며, 스파크 점화와 비교한 사진에서 TPI의 경우가 연소기 내부가

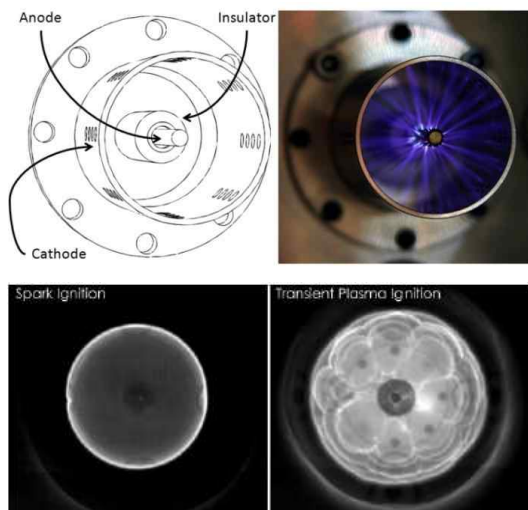


Fig. 10. Experimental images of TPI in NPS[20]

활발한 반응이 진행되고 있는 것을 볼 수 있으며, 기존의 스파크 점화에 비해 점화 지연이 상당히 작았다고 보고하였다.

V. 배기 계통 연구

5.1 PDE 노즐

PDE의 가스 공급, DDT 가속 이외에 PDE 관의 출구에 노즐을 설치하여 추진 성능을 높이고

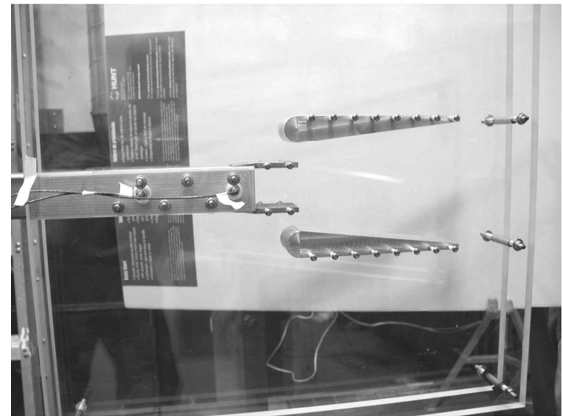


Fig. 11. Two-dimensional PDE-ejector with optical access[24]

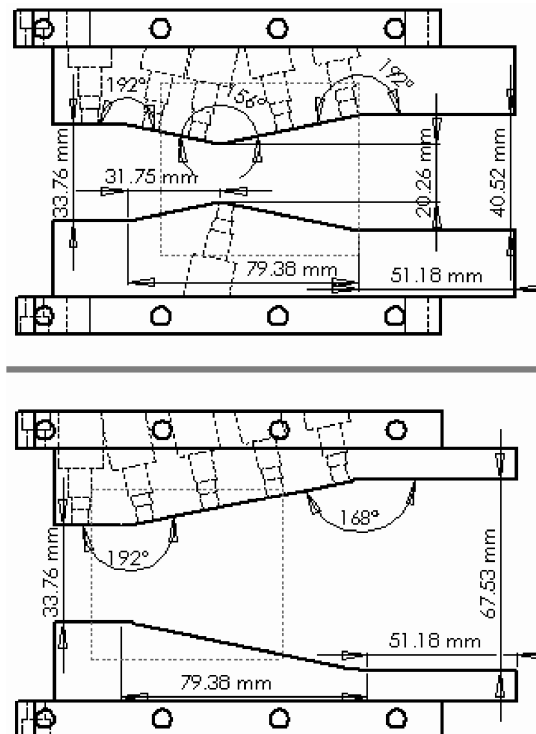


Fig. 12. Geometry for CD nozzle and diverging nozzle[25]

자하는 연구도 진행되었다. PDE에서 발생한 데토네이션 파는 관 내부를 빠져나오면서 회절(diffraction)되어 팽창하며 소산되므로, 출구에 노즐을 설치함으로써 이 에너지를 추가적인 추력을 생성할 수 있다. 이와 관련하여 Yungster는 노즐이 PDE의 성능에 미치는 영향을 수치적인 분석을 통하여 해석하였다[23]. Allgood 등은 PDE 전방에 2차원 형태의 이젝터를 설치하여 실험적 성능 분석을 하였다[24]. 이들은 Fig. 11과 같은 실험 환경을 제작하여 이젝터를 직선, 수렴 및 발산의 형태로 설정하여 이젝터가 관을 빠져나온 데토네이션 파와 추력에 미치는 영향을 연구하였다. Owens와 Hanson은 단발 작동 PDE에 노즐을 설치하였을 때의 효과에 대해 연구하였다[25]. Fig. 12와 같은 이차원 축소확대 노즐과 발산 노즐 형태에 시각화를 위한 쉐리렌(Scihilieren) 이미지 촬영을 위한 구간들을 제작하여 실험을 수행하였다.

5.2 유체 노즐 (Fluidic Nozzle)

PDE에 노즐을 설치하는 경우의 문제점은 고압가스가 비정상(unsteady) 펄스 형태로 팽창하기

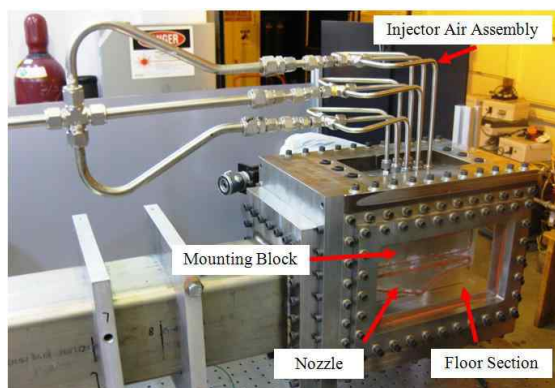
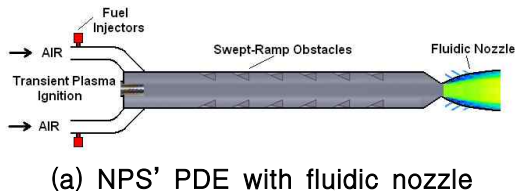


Fig. 13. Fluidic nozzle of NPS's PDE and its 2D experimental setup

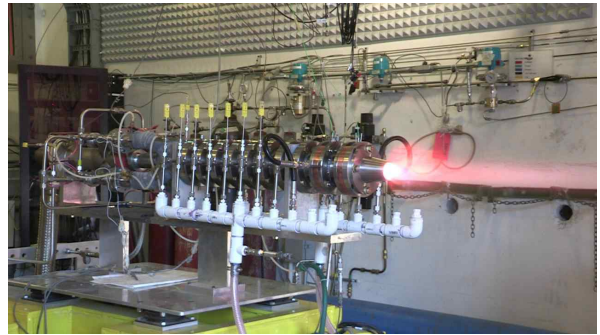


Fig. 14. View of NPS' PDE test [18,26]

때문에 고정 형상의 노즐로는 추력 최적화가 곤란하다는 것이다. NPS 연구 그룹은 이 문제에 대처하기 PDE에 수축확산 유체 노즐을 도입하였다[26]. Fig. 13a는 유체 노즐이 설치된 PDE의 개략도이고, Fig. 13b는 실험에 사용된 실제 모델이며 Fig. 13c는 노즐이 설치되고 장치 구성이 완료된 형태이다. Fig. 13b의 유체노즐에는 보조 주입구를 통하여 작동 시 기체를 추가 주입시켜 아음속 구간을 생성할 수 있다. 이 아음속 구간은 노즐의 작동 넓이 비를 감소시켜 노즐의 추력 계수 제어 및 최적화에 유용하다. 이들은 전산해석 기법과 실험적 결과를 비교하여 유체 노즐을 적용하는 방법에 관한 신뢰성을 더욱 높였다.

NPS에서는 앞서 언급된 플라즈마 점화방식, 경사진 장애물과 유체 노즐 등의 요소 기술들을 접합시켜 Fig. 14와 같이 최신 기술이 집적된 PDE를 제작하여 시연하였다.

5.3 데토네이션-터빈 상호작용

Wortman에 의해 가스 터빈엔진에서 데토네이션과 이용이 제기된 이후[27], PDE와 가스터빈을 병합하는 하이브리드 시스템에 대한 연구가 진행되었으며, 이에 따라 데토네이션 파와 터빈의 상호작용에 관한 연구도 여러 연구자에 의하여 수행되었다. Rasheed 등은 CFD와 고속 유동 가시화를 이용하여 연소기와 이차원 터빈 블레이드의 비정상유동의 상호작용을 관찰하였다[28]. 이들은 상대적으로 강한 충격파가 터빈 익렬을 통과할 때, 약한 파동이 상류로 반사됨을 보여주었으며, 시간에 따른 압력 변화가 터빈 작동에 직접적인 영향을 주는 것을 보였다. Kojima 등은 PDE를 주 연소기로 사용하는 가스터빈 엔진의 설계에 대해 연구하였다[29]. 이들은 데토네이션 파 후방의 고온 연소 가스가 배출되면서 PDE 출구에서 65%의 엔탈피 강하가 일어난다고 보고하였다. 또한 터빈을 통해 발생하는 엔탈피 강하 중 51~80%를 터빈 동력으로 사용할 수 있다고 보고

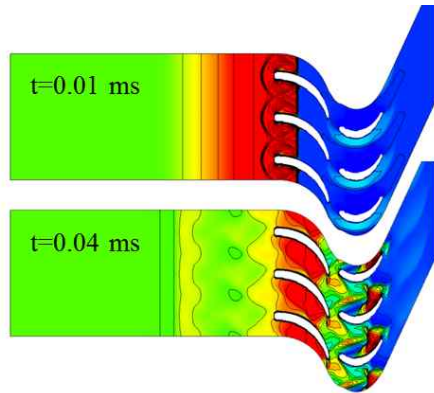


Fig. 15. Static pressure distribution of turbine-detonation wave interaction[32]

하였다. Deng 등은 원심 터빈과 PDE를 병합시켜 압축기와 터빈이 PDE의 강한 펄스 파에 사용이 가능한지에 관하여 연구를 수행하였으며, 당량비가 병합기관의 출구 압력에 미치는 영향에 대해서도 연구를 수행하였다[30]. 이들의 결과는 터빈 입구에 12,000회의 데토네이션과 충격이 가해졌음에도 불구하고 기관이 잘 작동한다는 것을 보여 주었다. Nango 등은 비정상 CFD 를 이용하여 데토네이션과 터빈의 상호작용을 연구하였으며 터빈 성능 분석 및 최적화 연구를 수행하였다[31~33]. Fig. 15는 이들의 결과에서 보여진 터빈-데토네이션 상호작용의 한 예이다. Sakurai 등은 1 kW 급의 소형 가스 터빈의 열효율을 높이기 위하여 수소 연료의 PDE 연소기에 대한 연구를 수행하였다[34].

VI. 결 론

PDE는 잠재적인 미래 추진기관으로서만이 아니라 고속 고온 분사가 필요한 열 코팅 등의 산업 현장에서도 응용될 수 있음을 살펴보았다. 본 논문에서는 PDE의 성능을 향상시키고 실용화를 앞당기기 위한 최신의 부체계 요소 기술에 대하여 소개하였다. 회전밸브, 무밸브 시스템 등 공급계통 요소기술에 대하여 살펴보았으며, 플라즈마 점화기, 경사 장애물 등 DDT 가속을 위한 점화계통, 유체 노즐 등 추진 성능 최적화를 위한 배기 계통에 대하여 살펴보았다.

그동안 개발된 성과를 바탕으로 지속적으로 PDE 요소 기술에 대한 연구가 이루어지고 있어 앞으로 더욱 높은 수준의 기술이 개발될 것으로 전망된다. 아울러 PDE 시스템은 지난 십여 년간의 집중적인 연구를 통하여 많은 발전을 이루었지만, 데토네이션 연소 방식의 열제어 문제, 고

온 재료 및 터빈 엔진과 체계 통합 시 간헐성 문제 및 성능 최적화 등 상용화를 위한 연구 주제와 개발의 기회가 여전히 열려있는 것으로 보인다.

후 기

논문은 국방과학연구소 국제공동기초연구과제(ADD-12-70-05-01)와 정부(미래창조과학부)의 지원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(2013 M13A3A02042442)의 지원을 받았습니다. 본 문헌에 이용된 그림은 해당 참고문헌의 전자문서에서 인용하였습니다.

Reference

- 1) Nicholls, J. A., Wilkinson, H. R., and Morrison, R. B., "Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism," *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 5, May, 1957, pp. 534-541.
- 2) Bussing, T. R. A., and Pappas, G., "Pulse Detonation Engine Theory and Concepts," *Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems: Progress on Astronautics and Aeronautics*, AIAA, vol. 165, 1996, pp.421-472.
- 3) Kim, J.-H., Kim, T.-Y., Jin, W.-S., and Choi, J.-Y., "Research Activities on PGC Propulsion Systems based on PDE", *KSAS Journal*, Vol. 42, No. 10, October, 2014, pp.858-869.
- 4) Matsuoka, K., Yageta, Jun, Nakamichi, T., and Kasahara, J., "Inflow-Driven Valve System for Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3, 2011, pp. 597-607.
- 5) Bussing, T.R.A., "A Rotary Valved Multiple Pulse Detonation Engine," AIAA 95-2577, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- 6) Hinkey, J., Williams, J., Henderson, S., and Bussing, T.R.A., "Rotary-Valved, Multiple-Cycle, Pulse Detonation Engine Experimental Demonstration," AIAA 97-2746, 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.
- 7) Matsuoka, K., Esumi, M., Ikeguchi, K. B., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I.,

"Optical and Thrust Measurement of a Pulse Detonation Combustor with a Coaxial Rotary Valve," *Combustion and Flame*, Vol. 159, 2012, pp.1321~132.

8) Brophy, C. M., Werner, LT S., and Sinibaldi, J. O., "Performance Characterization of a Valveless Pulse Detonation Engine," AIAA 2003-1344, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 2003.

9) Wang, Z., Yan, C., Fan, W., Zheng, L., and Qiu, H., "Experimental Study of Kerosene/air Valveless Air-Breathing Pulse Detonation Engines," AIAA 2009-1066, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan. 2009.

10) Endo, T., Thermal Spary by Pulsed Detonations," 2013 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP2013), Jul. 2013.

11) Schauer, F., "Detonation Initiation and Fuels," AIAA PDE short course material, 2010.

12) Roy, G. D., Frolov, S. M., Santoro, R. J., and Tsyganov, S. A., *Confined Detonations and Pulse Detonation Engines*, Semenov Institute of Chemical Physics, Moscow, Russia, 2003.

13) Jackson, S. and Shepherd J., "Initiation Systems for Pulse Detonation Engines," AIAA 2002-3627, 38st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.

14) Frolov, S. M., Basevich, V. Y., Aksenov, V. S., and Polikhov, S. A., "Detonation initiation by controlled triggering of electric discharges," *Journal of propulsion and power*, 2003. Vol. 19, No. 4, pp.573-580.

15) 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, May. 2004, pp. 545-672.

16) Kagan, L., and Sivashinsky, G., "The Transition from Deflagration to Detonation in Thin Channels," *Combustion and Flame*, Vol. 134, Issue 4, Sep. 2003, pp. 398~397.

17) Schultz, E., Wintenberger, E, and Shepherd J, "Investigation of deflagration to detonation transition for application to pulse detonation engine ignition systems." Proceedings

of the 16th JANNAF Propulsion Symposium. 1999.

18) Brophy, C. M., Dausen, D., and Wright, R., "Advancements in the Ignition, Initiation, and Nozzle Design for Pulse Detonation Engines," 2011 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP2011), Nov. 2011.

19) Frolov, S. M., Aksenov, V. S., and Basevich, V. Ya., "Air-Breathing Liquid-Fueled Pulse Detonation Engine Demonstrator," *Doklady Physical Chemistry*, Vol. 401, Pt. 2, 2005, pp.29-31.

20) Higgins, A. J., Pinard, P., Yoshinaka, A. C., Lee, J. H., Roy, G., Frolov, S., and Borisov, A., "Highspeed Deflagration and Detonation : Fundamentals and Control," *ELEX-KM Publ*, 2001. pp.45-62.

21) Roy, G. D., Frolov, S. M., Kailasanath, K., and Smirnov, N. N., "Gaseous and Heterogeneous Detonations : Science to Applications," ENAS Publishers LTD. Russia, 1999.

22) Kailasanath, K. "Research on pulse detonation combustion systems - a status report." AIAA 2009-631, 47th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 2009.

23) Yungster, S., "Analysis of Nozzle and Ejector Effects on Pulse Detonation Engine Performance," 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-1316, Jan. 2003.

24) Allgood, D. C., Gutmark, E., Rasheed, A., and Dean, A., "Experimental Investigation of a Pulse Detonation Engine with a Two-Dimensional Ejector," *AIAA Journal*, Vol. 43, No.2, Feb. 2005, pp. 390~398.

25) Owens, Z. C., and Hanson, R. K., "Single-Cycle Unsteady Nozzle Phenomena in Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No.2, 2007, pp.325~337.

26) Brophy, C. M., Dausen, D. F., Smith, L. R., and Wright, R. G., "Fluidic Nozzles for Pulse Detonation Combustors," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan. 2012.

27) Wortman, A., "Detonation Wave Augmentation of Gas Turbines," AIAA 84-1266, 20th Joint Propulsion Conference, 1984.

28) Rasheed, A., Tangirala, V. E., Vandervort, C. L., Dean, A. J., and Haubert, C., "Interactions of a Pulsed Detonation Engine with a 2D Turbine Blade Cascade," AIAA 2004-1207, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan, 2004.

29) Kojima, T., Tsuboi, N., Taguchi, H., Kobayashi, H., "Design Study of Turbine for Pulse Detonation Combustor," AIAA 2007-5081, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Jul. 2007.

30) Deng, J.-X., Zheng, L.-X., Yan, C.-J., Jlang, L.-Y., Xiong, C., and Li, Na, "Experimental Investigations of a Pulsed Detonation Combustor-Turbine Hybrid System," AIAA 2009-506, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan. 2009.

31) Nango, A., Inaba, K., Kojima, T. and Yamamoto, M., "Aerodynamic Effect of Turbine

Blade Geometry in Pulse Detonation Combustor," AIAA 2007-1176, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.

32) Nango, A., Inaba, K., Kojima, T. and Yamamoto, M., "Numerical Study of Detonation Interaction with a Single-Stage Axial Turbine," AIAA 2008-985, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.

33) Nango, A., Inaba, K., Kojima, T. and Yamamoto, M., "Numerical Study on Single-Stage Axial Turbine with Pulse Detonation Combustor," AIAA 2009-294, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.

34) Sakurai, T., Yuasa, S., "Development of a Hydrogen-fueled Pulse Detonation Combustor for 1 kW-class Micro Gas Turbine," AIAA 2010-6881, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Jul. 2010.