



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.5.097>

## RDE 기반 PGC 추진기관 연구 동향, Part I: 기초연구

김정민<sup>a</sup> · Mohammed Niyasdeen<sup>a,b</sup> · 한형석<sup>a</sup> · 오세중<sup>a</sup> · 최정열<sup>a,\*</sup>

### Research Activities on PGC Propulsion based on RDE, Part I: Basic Studies

Jung-Min Kim<sup>a</sup> · Mohammed Niyasdeen<sup>a,b</sup> · Hyung-Seok Han<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

<sup>b</sup>Aerospace Engineering Department, King Fahd University of Petroleum and Minerals, Saudi Arabia

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

#### ABSTRACT

Fluid dynamic constant volume combustion technology detonation has been paid attention as a “game-changing” technology to overcome the efficiency and performance limitation of the present constant pressure combustion systems. For the past several years, a number of experimental and CFD-based theoretical studies have been conducted for the basic operation tests of RDE’s. Present paper include a comprehensive survey on the research activities on RDE and its core technologies comprehensively to provide a direction for the future RDE researches, yet unfamiliar domestically.

#### 초 록

데토네이션을 이용한 유체역학적 정적연소 기술은 현재의 정압연소 시스템의 효율 및 성능 한계를 극복할 수 있는 획기적 미래 추진 기술로 주목받고 있다. 지난 수년간 RDE의 기초적인 작동 실험과 CFD를 이용한 이론 분석 등 수많은 연구가 진행되었다. 본 논문에서는 아직 부족한 국내 RDE 연구에 참고가 되고자하는 목적으로 근래의 세계 각지에서 수행되고 있는 RDE 연구의 동향 및 핵심 기술에 대한 포괄적 고찰을 수행하였다.

Key Words: Rotating Detonation Engine(RDE, 회전 데토네이션 엔진), Constant Volume Combustion (CVC, 정적연소), Pressure Gain Combustion(PGC, 압력증가연소)

#### 1. 서 론

Received 29 December 2016 / Revised 4 May 2017 / Accepted 10 May 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Brayton 사이클에 기반을 두는 정압연소 방식의 항공우주 추진기관의 성능은 압력비에 의존한다. 그러나 개방형 연소기를 가진 동력장치에

서 압력비 증가는 기계적 한계로 어려움을 겪고 있어, 데토네이션 파를 이용하여 유체역학적으로 CVC를 구현하여 연소과정에서 압력 상승을 얻을 수 있는 PGC 방식에 대한 연구가 근래에 들어 많은 관심을 얻고 있다. PGC는 추진기관의 사이클 효율을 15~30% 가량 증가시킬 수 있는 “Game-Changing” 기술로 여겨져 지난 십여 년간 해외에서 활발한 연구가 진행되고 있으나 국내에서는 관련 기초연구 일부와 PDE 방식의 실험 연구가 일부 진행 중이다[1]. PDE 방식의 PGC 연구에 대해서는 이전의 동향 고찰에서 살펴본 바 있으며[1], 본 논문에서는 최근 활발하게 진행되고 있는 RDE 방식의 PGC 추진기관의 연구 동향에 대하여 살펴보고자 한다.

동력장치의 효율을 높이기 위한 CVC 방식에 대한 연구는 오래전부터 진행되었다. 1900년대 초반의 Holzwarth 가스터빈이나 1950년대의 Napier Nomad 엔진이 기계적 방법으로 CVC를 구현한 초기의 개발 사례로 여겨지지만, 복잡한 시스템과 무거운 중량으로 인하여 추력 대 중량비가 중요한 항공 엔진 분야에서 가스터빈에 비해 경쟁력이 떨어져 사장되었다[2,3]. 근래에 들어서는 복잡하고 무거운 기계장치 없이 데토네이션 파를 이용하여 유체역학적 방법으로 CVC를 구현하는 방법이 주목을 받고 있다. 이를 이용한 방법들 가운데에는 PDE, Wave Rotor 및 RDE 등의 개념이 존재하며, 1990년대 후반 PDE의 실증모델 연구가 본격적으로 진행되었으나, PDE는 낮은 작동 주파수와 소음, 진동 등의 문제로 인하여 체계 종합에 어려움을 겪고 있어[4], 최근에는 연속적으로 작동하는 RDE에 대한 연구가 중점적으로 진행되고 있다. RDE 연구에 대한 국제적 관심은 2011년 개최된 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP) 등의 학술대회를 통하여 지속적인 연구 교류로 이어지고 있다.

본 논문에서는 RDE 연구에 대한 세계 각지에서 진행된 연구 동향 분석을 소개함으로써, 아직 활발하지 않은 국내의 관심을 환기하고자 한다. 논문의 분량에 따라 불가피하게 Part I, II로 나누어, Part I에서는 2장에서 데토네이션 엔진의

기본적인 특징과 작동 원리, 그리고 3장에서는 초기에 진행된 연구에 대하여 소개한다. Part I 마지막에 4장에서는 최근 2000년 들어서 진행된 RDE의 기초 지상시험을 소개하며 마무리 한다. 이어 Part II에서는 2010년 이후의 최근 진행된 이론과 실험 관련 내용을 다루도록 하겠다.

## 2. PGC 추진기관의 개요와 작동 메커니즘

### 2.1 정적연소 사이클의 효율

데토네이션 추진기관의 열효율에 대해서는 이전에 보다 구체적으로 기술한 바 있어[1], 본 논문에서는 다음과 같이 간략히 요약한다. Fig. 1은 여러 열역학적 사이클들을 비교하기 위하여 도식화한 P-V 선도이다. Humphrey 사이클은 Fig. 1과 같이 압축 후, CVC 과정을 포함하여 Brayton 사이클에 비해 높은 열역학적 효율을 얻을 수 있다. 데토네이션 파를 이용한 연소 방식의 열역학적 사이클은 Humphrey 사이클과 매우 유사하며, 데토네이션 파의 압축효과로 인하여, 별도의 압축기 없이 작동 가능하며, 압축기를 장착하는 경우 추가적인 효율 향상이 가능하다.

### 2.2 작동 메커니즘 비교

통상의 정압연소와 유체역학적으로 PGC를 구현하는 대표적인 방법인 PDE와 RDE를 비교하

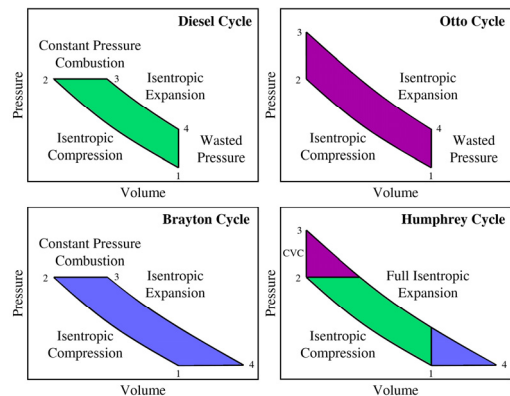


Fig. 1 Humphrey cycle(left), Brayton cycle(right)[3].

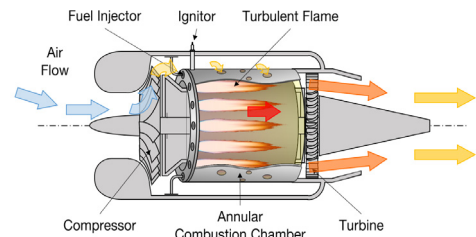
기 위하여 각 연소 방식을 마이크로 가스터빈에 적용한 개념도를 Fig. 2에 도시하였다.

통상의 가스터빈 엔진 Fig. 2(a)에서는 압축기와 터빈 사이의 연소기에서 환형으로 규칙적으로 배열된 연료분사기에서 분사된 연료가 공기와 혼합되어 정압연소로 연속적으로 작동한다. 가스터빈 연소기를 PDE로 대체한 Fig.2(b)의 PDE-가스터빈은 관형태의 다수의 PDE를 엔진 내에 환형으로 배치하며, 각 PDE에서는 연료 분사와, 혼합에 이어, 점화와 DDT (Deflagration to Detonation Transition)를 거쳐 데토네이션이 관내를 전파한 후, 연소가스가 터빈을 통하여 팽창한다. 이후 압축공기로 연소가스를 배기 후 다시 연료를 분사하는 과정이 반복된다. 이때 터빈은 불연속적인 반복 하중을 받는 상태에 놓이며, 이러한 불연속 작동 특성은 기계적인 복잡도와 신뢰도에 문제를 가져와 체계 통합의 난제로 작용하고 있다. PDE의 불연속 작동 특성을 완화하고 유효 추력을 향상시키기 위해서는 높은 작동 주파수가 필요하지만, 반복적인 연료공급과 연소의 작동 특성상 단일 PDE에서는 100~200 Hz 정도가 구현 가능한 최대 주파수로 여겨지고 있다.

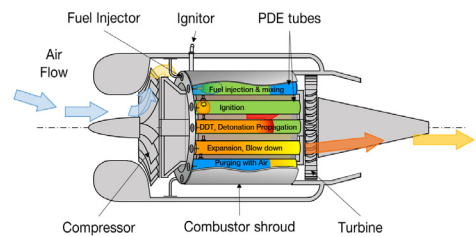
Fig. 2(c)는 RDE로 가스터빈의 환형 연소기를 대체한 개념도이다. 이러한 방법으로 환형 연소기에서 발생한 데토네이션 파는 원주 방향으로 선회하며 연료-공기 혼합 기체를 압축-연소시키고 하류로 팽창한다. 데토네이션 파의 후방에 발생한 고압영역의 부분에는 연료-공기의 공급이 일시 중단 되지만, 연소가스가 팽창한 이후에는 미연 연료-공기 혼합 기체가 기연 가스를 밀어내고 삼각형 모양의 공간을 차지한다. 이후 새로운 데토네이션 파가 혼합기체를 연소시키는 과정이 반복된다. 데토네이션 파가 주기적으로 연소한다는 면에서는 PDE와 유사할 수도 있지만, 데토네이션 파는 환형의 연소기를 약 수 km/s 의 데토네이션 전파속도로 이동하므로 작동 주파수는 수 kHz에 이른다. 수 kHz의 작동 주파수는 통상의 가스터빈엔진에서 소음, 진동에 의한 주파수와 같은 정도의 수준이므로 실질적으로는 연속적인 작동 특성을 가진다고 볼 수 있다.

일반적으로 RDE에서 점화는 소형 PDE 등을

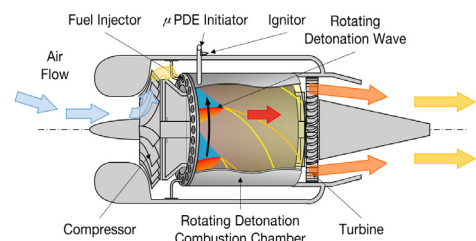
점화기로 활용하여 데토네이션을 직접 발생 (direct initiation)시키는 방식을 이용하며, 이후 연료가 공급되는 한 재점화 없이 연속적으로 작동한다. 따라서 RDE는 가스터빈 연소기와 형상 및 운용의 측면에서 매우 유사한 특징을 가지며, 이러한 유사성은 PDE보다 RDE가 기존 가스터빈을 대체하여 산업 저변에 적용되기에 보다 유용한 장점과 기존 가스터빈에 적용되는 각종 기술과 연구를 RDE에 쉽게 적용시킬 수 있는 장점으로 여겨지고 있다[5,6]. RDE에서는 기계적으로 회전하는 부분이 없으며 데토네이션 파가 연소실을 선회하는 것이기 때문에 “rotating” 이라는 용어에는 오해의 소지가 있다. 이 때문에 이전의 초기 연구에서는 Continuous Detonation



(a) Ordinary (constant pressure combustion) Gas Turbine



(b) PDE - Gas Turbine



(c) RDE - Gas Turbine

Fig. 2 Schematics of PDE and RDE integrated into micro-gas turbine.

Engine (CDE), Continuously Rotating Detonation Engine (CRDE) 또는 “spin” 데토네이션 등의 용어가 혼용되어 사용된바 있다. 그러나 CDE는 “standing” 데토네이션을 이용하는 다른 개념까지 포괄하는 너무나 일반적인 용어일 수 있고, “spinning” 데토네이션은 임계조건에서 데토네이션 파면 삼중점이 회전하는 경우를 일컫는 용어이므로 혼돈을 가져올 수 있어 사용이 기피되고 있다.

용어의 정확도면에서는 CRDE가 가장 나은 용어로 여겨지지만, 데토네이션파가 환형 연소기 내를 연속적으로 선회하는 것이므로 연소기 단면이 반드시 원형일 필요는 없으므로 “rotating” 용어가 가장 적합한 것은 아니다. 그러나 가장 기본적인 형상이 원형 단면의 환형 연소기이므로 RDE 용어가 지배적으로 가장 널리 받아들여지고 있다. 아울러, PDE나 RDE는 다른 부가장치 없이 자체적으로 추진력을 낼 수 있기 때문에 “엔진(engine)”으로 지칭되며, 압축기와 터빈을 연계하여 연소기로 이용되는 경우에도 PDC, RDC와 같이 연소기(combustor)로 지칭하는 경우도 있지만 일반적으로는 PDE 또는 RDE로 부르는 것이 보편적이다.

### 3. 초기의 RDE 연구

#### 3.1 1970~80년대의 초기 RDE 연구

최초의 RDE 연구는 러시아의 Novosibirsk Institute of Hydrodynamics (NIH)에서 시작되었다. Voitsekhovskii 등은 연소실의 형상, 유량의 공급 조건이 데토네이션 형성과 안정화에 미치는 영향에 대해 다양한 조건에서 소형 RDE의 데토네이션 발생과 안정성을 연구하였다. 실험은 연소실 축 방향을 따라 나란히 설치된 카메라 6대와 압력센서를 통하여 연소실 내부의 데토네이션 촬영과 압력을 측정하였다. 실험 결과 횡방향의 데토네이션 속도가 이론적으로 예상된  $1.84c$  ( $c$ : sound of speed)와 비슷하게 나왔고 연소실의 벽면에 보다 고온, 고압이 형성되는 것을 확인하였다. 또한 연소실 면적이 변하는 형태,

환형이 아닌 여러 형태의 연소실에서도 데토네이션 발생을 실험하였다[7-16].

이후 1980년대에는 Lavrentyev Institute of Technology(LIT)와 공동 연구로 진행하였다. Bykovskii 등은 연소실로 공급되는 연료의 마하수가 3 이상에선 데토네이션 발생이 불안정하거나 형성되지 않는 것을 실험결과 확인하였다. 또한 면적이 일정한 연소실의 데토네이션은 압축 과정에 의해 후류에서 천음속이 천이되는 것과 다양한 범위의 연료-산화제 비율에서 데토네이션이 안정되는 것을 실험결과 확인하였다. 그리고 실험을 통하여 촬영한 데토네이션 충격파 사진을 이용해 이 당시 이론적으로 계산한 결과와 비교하였다. 그 결과 데토네이션과 압력 등 수치적 결과는 비슷하지만 충격파 전면부의 크기와 모양이 대체적으로 다르게 나타났다[12-22].

미국에서는 초기의 PDE 연구를 수행하였던 Michigan 대학의 Nicholls 등이 러시아의 연구를 재현하기 위한 연구를 수행하였다. Nicholls

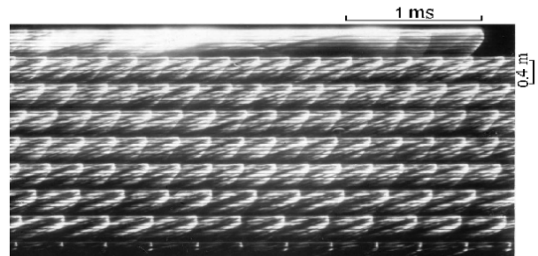


Fig. 3 Fragments of TDW photographic records in  $H_2$ -air mixture[16].

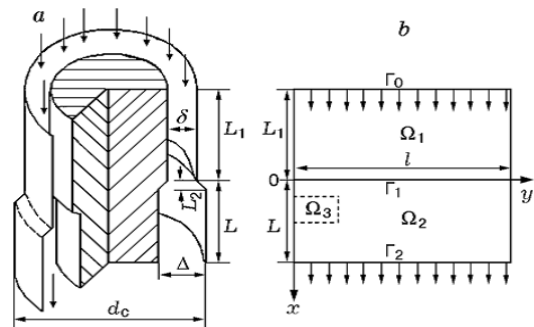


Fig. 4 Sketch of an annular detonation and domain of the numerical solution of the problem[21].

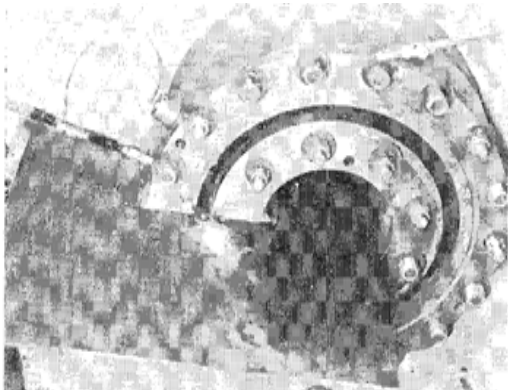


Fig. 5 Photographs showing diaphragm holder in annular motor[23].

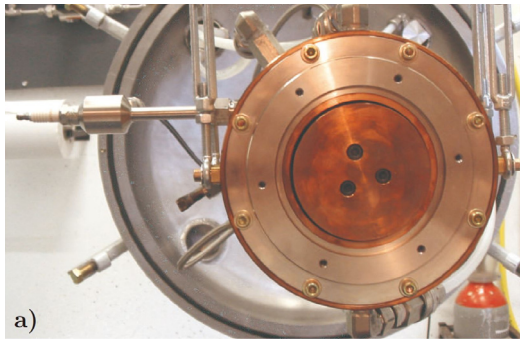


Fig. 6 RDE by University of Poitiers[28].

등은 Fig. 5와 같은 소형 RDE를 제작하여 실험 및 이론 연구를 병행하였다. 이론 연구를 통해 이전까지 계산에서 진행방향을 한 방향으로 고정 후 계산했지만, 방향 고정 없이 양 방향의 데토네이션의 이론 계산 결과를 얻었다. 실험 연구는 환형 연소실을 가지는 소형 RDE를 제작하여 분사기의 형태와 초기 공급유량의 난류정도, 초기 점화에 관한 실험을 수행하였다. 그러나 안정된 연속작동이 실패함에 따라 전체적인 성능과 여러 중요한 문제는 미결 상태로 남게 되었다 [23-25].

### 3.2 2000년대 중반의 RDE 연구

러시아의 RDE 연구가 서방에 전해지게 된 계기는 Falempin 등이 주도하는 MBDA (Matra BAe Dynamics Alenia Marconi Systems)의 프랑스 연구팀이 극초음속 비행체 개발을 위하여

LIH와 협력하면서 부터이다. Bykovskii 등은 상단로켓용 RDE를 공동연구하면서 0.4, 1.1, 2.15 m 크기의 동일한 연소실 외경과 내압 조건의 RDE와 소형액체로켓을 제작하고 실험하여 성능을 비교하였다. 실험을 통하여 RDE가 로켓엔진에 비해 비추력이 최대 10% 높은 결과를 보였다. 이 밖에 연소실 외벽을 통한 열전달과 열부하에 의한 피로 파괴를 고려한 탄소/실리콘 복합재료의 호환성과 추력 방향 조절 등의 연구를 진행하였다[26,27]. 아울러 FLUCEPA 전산유체역학 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석 코드와  $H_2-O_2$ 의 9 step 화학모델을 이용한 전산 해석으로 전방 데토네이션 속도 및 압력구배를 동일 조건의 PDE와 비교하여 질량유량과 T/W가 증가하고 상대적으로 낮은 연소실 압력과 넓은 당량비 영역에서 작동이 가능하단 결론을 얻었다. 하지만 일부 조건에서 데토네이션이 일정하지 않은 결과를 보였으며, 이 원인을 연소 혼합물의 혼합 정도, 연소실 형상과 질량유량의 영향으로 판단하였다[27].

이들의 공동연구는 이후 Poitiers 대학에서 실험용 소형 RDE를 제작하여 실험하는 위탁연구로 이어졌다. 이때 제작된 RDE는 미국과 러시아와 같이 많은 수의 작은 분사기 구멍을 가공하는 방식이 아니라, 연소기 부품이 일정 유격을 가지고 환형의 분사기를 형성하도록 설계하였다. 또한 내부와 외부 벽면에 물을 순환시키는 냉각 장치를 설계해 이전과 비교하여 장시간 작동이 가능하였다. 점화는 소형 PDE를 점화 장치로 사용하였으며 다양한 당량비 및 공급 압력 등 조건을 변화시키며 연소실의 압력, 온도를 측정하였다[28]. 또한 Davidenko 등은 “unwrapping” 방법과 주기경계조건 적용으로 환형 RDE를 이차원으로 모델링하는 방법을 적용하여 다양한 조건에서의 성능을 CFD 해석을 통하여 연구하였다[29].

같은 시기 Warsaw University of Technology (WUT)의 Wolanski 등도 Nagoya 대학의 Fujiwara 등과 함께 RDE 연구를 시작하였다[30]. 한편, 이전의 CFD해석 연구에서는 수치해의 해상도가 낮아 데토네이션 셀 구조를 포착하지 못

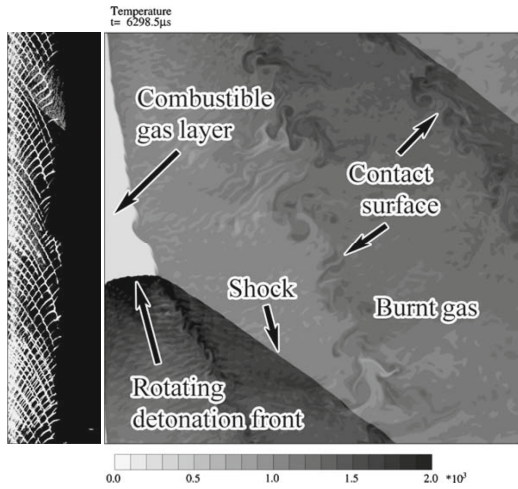


Fig. 7 Numerical smoked-foil record(left) and temperature distribution(right) in RDE [34].

하였다. 이 때문에 RDE의 연소현상에 대하여 데토네이션 현상인지 일부 회의적 의견이 있었다. Hishida 등은 RDE 유동의 고해상도 해석을 통하여 데토네이션 셀 구조를 포착함으로써, RDE의 연소현상이 데토네이션 현상임을 명확히 하였다[34]. 이들은 수소-산소-아르곤 혼합기체를 0.2 MPa, 300 K 조건으로 공급하여 상세한 데토네이션 구조를 파악하였으며, 4,700 s의 비추력을 얻을 수 있었다.

#### 4. 2010년대 초반 각국의 실험 연구

2008년 DARPA는 가스터빈 엔진에 CVC를 결합하여 마하수 4까지 작동하는 엔진을 개발하는 Vulcan 프로그램을 착수하였다. 이 시기 미국 내에서 알려진 CVC 기술은 PDE나 Wave Rotor 기술이었으나, 두 기술 모두 저주파 작동 특성으로 인하여 체계통합에 어려움을 겪은 것으로 보인다[1]. 2010년 Vulcan 프로그램의 2단계에 진입하면서 목표를 축소하여 함정용 엔진에서 열효율 향상을 증명하는 것으로 사업의 목표를 전환하였으며, PDE나 Wave Rotor의 한계를 극복할 수 있는 RDE에 새로이 관심을 가지게 되었다[35].

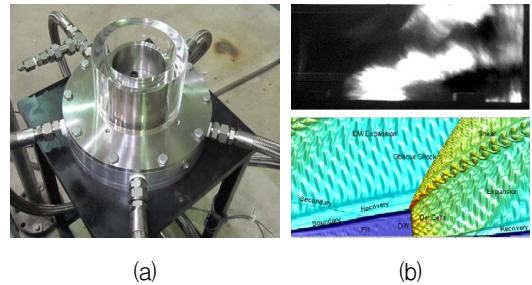


Fig. 8 Optically accessible RDE(a) and comparison of experiment and simulation(b)[35].

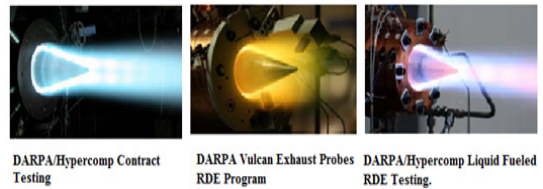


Fig. 9 Recent progress in Rotating Detonation Engine Development at Aerojet Rocketdyne[39].

Fig. 9는 Air Force Research Laboratory (AFRL)에서 제작한 RDE 및 가시화 사진과 CFD 해석 결과이다. AFRL의 실험은 산소와 공기를 산화제로 사용해 실험하여 수 십초 안정적으로 진행되어 이전에 비하여 장시간 작동 실험 결과를 얻었으며, 이를 바탕으로 이전에 진행된 이론 연구를 검증하였다. 연소실 외벽을 석영(quartz)로 제작하여 데토네이션 가시화를 수행함으로써, 이차원 CFD의 결과와 비교하였으며[35], 연소실 외벽에 열전대를 설치하여 외벽을 통한 열유량을 측정하는 실험을 수행하였다[36]. 외벽의 열유량 자료는 이후 Roy A. 등에 의해서 수치적 분석을 통해 RDE 연소실의 냉각 문제를 연구하는 자료가 되었다[37]. 이때 제작된 RDE의 연소실 외경은 이전의 연구에 비하여 다소 큰, 3, 6, 20 in(76.2, 152.4, 508 mm)로써, 연소실 크기에 따른 성능 영향을 확인할 수 있었다[35,38].

Fig. 10은 Aerojet-Rocketdyne의 RDE 실험 사진이다. 이들은 모듈화한 시스템 설계로 2010년에 200회 이상의 실험을 성공적으로 수행하였다[39]. Purdue 대학과 Pennsylvania 주립대도 개별적으로 RDE를 제작해 실험을 진행 중에 있다.

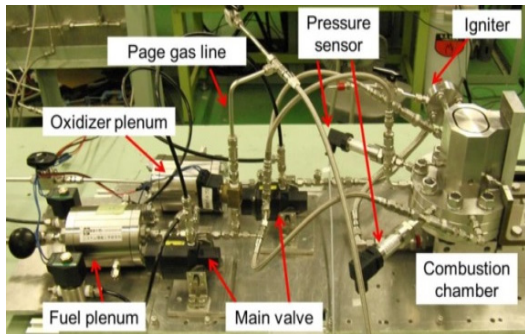


Fig. 10 The schematic photograph of the research stand[41].

특히 Purdue 대학의 경우 최근 액체 산소를 사용한 작동 실험을 성공해 액체연료를 이용한 RDE 작동 특성을 실험 중에 있다[40]. Aerojet Rocketdyne의 이후 실험은 실용화를 염두에 두고 효율적인 작동을 위하여 플라즈마를 이용한 점화시스템과 복합 액체연료, 교환 가능한 인젝터와 다양한 형태의 노즐 등 다양한 연구를 진행 중에 있다[40].

Wolanski 등은 2000년 중엽부터 RDE를 제작하여 일본 등 각국의 연구자와 공동연구를 진행하였다. 실험과 2D, 3D CFD를 이용한 이론 연구를 병행하여 RDE를 이용한 추진기관 개발을 위하여 메탄, 에탄, 프로판, 산소와 공기 등의 다양한 기체를 다양한 고도 조건을 모사한 실험조건에서 연구를 진행하여 기본적인 기체 연료와 산화제를 사용한 데토네이션의 특성을 확인하였다[31,32]. 용이한 데토네이션 발생을 위하여 기체 수소를 혼합한 케로신과 공기를 사용한 실험에서 기체 수소와 액체 케로신의 비율에 관계없이 C-J 데토네이션 속도보다 20~25% 감소된 전파속도를 관측하였으며 이를 여러 연료가 혼합된 케로신의 특성으로 분석하였다[33].

일본은 Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)를 중심으로 Nagoya 대학, Tsukuba 대학, Aoyama Gakuin 대학 등에서 RDE를 연구하고 진행하고 있다. Kasahara 등은 소형 RDE를 제작하여 작동과 데토네이션 전파 특성 등을 실험하였다[41]. 초기에는 데토네이션의 전파 특성 파악에 초점을 맞추어 짧은 시간 동안 작동 실험

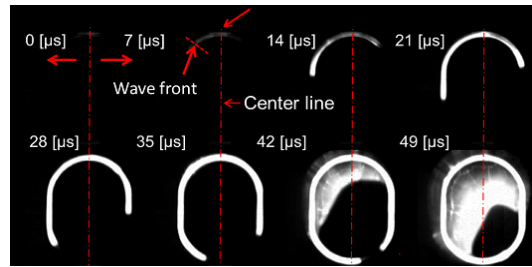


Fig. 11 Sequence of photographs while the wave front to go around from the incidence of blast[41].

험을 진행하였으며, 이후 RDE의 성능 측정을 위하여 탄동 진자(ballistic pendulum)와 레이저 변위 측정을 통하여 정밀한 추력 측정을 수행하였다[42,43].

현재 일본과 미국은 상대적으로 짧은 연구 이력에도 불구하고, PDE 등의 데토네이션 추진기관에 대한 축적된 경험을 바탕으로 매우 높은 수준의 시제품을 시험하는 수준에 이른 것으로 여겨진다. Fig. 11은 효과적인 가시화를 위하여 원형이 아닌 트랙형상 단면으로 제작된 RDE의 시험장치 구성을 보여주고 있으며, Fig. 12는 출구면에서 점화 후 데토네이션의 전파 과정을 가시화한 사진이다.

중국은 북경대(Peking University)와 남경대(Nanjing University), 북서공업대(Northwestern Polytechnical University, NPU) 국방과학기술대(NUDT) 등에서 RDE 연구를 진행 중이다. 이 중 주목할 만한 연구는 NUDT의 Wei 등이 연소실 형태를 환형 연소실이 아니라, 일반적인 액체 로켓 연소실과 같은 원통형 연소실로 RDE 연구를 수행한 결과이다. 원통형 연소실은 환형 연소실을 형성하기 위한 중앙 구조물(center body)에 열이 응집되는 문제와 중량을 줄일 수 있다는 점에서 장점으로 판단되며, 일반적인 액체로켓연소실 형상에서 RDE를 구현한다는 점이 주목할 만하다. 실제 실험에서 중심부에서의 데토네이션 파간 간섭은 그리 크지 않아 데토네이션 발생에 문제는 나타나지 않았지만 간섭에 의해 비추력 등 일부 성능 손실이 발생하는 것은 확인되었다 [44].

## 5. 결 론

데토네이션 현상을 이용하여 열효율 및 추진 성능을 획기적으로 향상시킬 수 있을 것으로 기대되는 PGC 개념의 추진기관 연소기인 RDE에 대한 연구가 세계적으로 활발히 진행되고 있다. 본 Part I 논문에서는 국내의 RDE 연구를 수행하기에 앞서 과거와 최근 진행된 핵심적인 연구들에 대하여 살펴보았다. 1900년대 초반의 미국과 러시아의 연구 성과는 데토네이션 현상의 이해와 그 가능성을 보여주었다. 뒤를 이어 미국, 일본, 유럽 그리고 중국의 연구는 한층 발전되어 이론과 실험적으로 상세한 분석이 이루어졌으며 실제 실험을 통하여 다양한 방면으로 활용 가능성을 보여주었다. 이러한 활발한 연구 속에서 최근 연구는 실제 로켓의 형태 혹은 기존 추진 기관과의 결합을 통한 복합 추진 기관으로 개발되어 앞으로의 발전 가능성을 보여 주고 있다. 이와 관련된 자세한 내용은 이어 Part II에서 자세하게 다루도록 하겠다.

## 후 기

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

## References

1. 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.
2. First Holzwarth Experiment Gas Turbine, 1908, Deutsches Museum, 31 Jan. 2017 from <http://www.deutsches-museum.de/en/collections/machines/power-engines/gas-turbines/holzwarth-gas-turbine-1908/>.
3. Gunston, B., “Napier Nomad: An engine of outstanding efficiency,” *Flight*, Apr. 1954, pp. 543-551, Retrieved 18 Dec. 2009.
4. Paxson, D., “Pressure-Gain Combustion for the Gas Turbine,” University Turbine Systems Research Workshop, Pennsylvania State University, P.A., U.S.A., 2010.
5. Kindracki, J., Kobiera, A. and Wolański, P., “Experimental and numerical research on rotating detonation in a small rocket engine model,” *Silniki Spalinowe*, Vol. 48, pp. 392-400, 2009.
6. Kindracki, J., Institute of Heat Engineering, WUT, project no. UMO-2012/05/D/ST8/02308, granted by National Science Centre, Poland.
7. Soloukhin, R.I., “Detonation Waves in Gases,” *Soviet Physics Uspekhi*, Vol. 6, No. 4, pp. 523-539 1964.
8. Voitsekhovskii, B.V., Mitrofanov, V.V. and Topchiyan, M.E., “Fizika Goreniya i Vzryva,” *Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences*, Vol. 5, No.3, pp. 385-395, 1969.
9. Voitsekhovskii, B.V., Mitrofanov, V.V. and Topchiyan, M. E., “Structure of the detonation front in gases (survey),” *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 5, No. 3, pp. 267-273, 1969.
10. Bykovskii, F.A. and Mitrofanov, V.V., “Detonation combustion of a gas mixture in a cylindrical chamber,” *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 16, No. 5, pp. 570-578, 1980.
11. Bykovskii, F.A., Vasil’ev, A.A., Vedernikov, E.F. and Mitrofanov, V.V., “Explosive combustion of a gas mixture in radial



- annular chambers," *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 30, No. 4, pp. 510-516, 1994.
12. Bykovskii, F.A., Mitrofanov, V.V. and Vedernikov, E.F., "Continuous detonation combustion of fuel-air mixtures," *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 33, No. 3, pp. 344-353, 1997.
  13. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Continuous spin detonation in ducted annular combustors," *Application of Detonation to Propulsion*, pp. 174-179, 2004.
  14. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Spin detonation of fuel-air mixtures in a cylindrical combustor," *Doklady Physics*, Vol. 50, No. 1, pp. 56-58, 2005.
  15. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Continuous spin detonation in annular combustors," *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 41, No. 4, pp. 449-459, 2005.
  16. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Continuous spin detonations," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 6, pp. 1204-1216, 2006.
  17. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Continuous spin detonation of fuel-air mixtures," *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 42, No. 4, pp. 463-471, 2006.
  18. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, E.F., "Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures. 1. Annular cylindrical combustors," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 44, No. 2, pp. 150-162, 2008.
  19. Bykovskii, F.A., Zhdan, S.A. and Vedernikov, F.F., "Continuous spin and pulse detonation of hydrogen-air mixtures in supersonic flow generated by a detonation wave," 22<sup>nd</sup> ICDEERS, Minsk, Belarus, ICDES 2009-0024, Jul. 2009.
  20. Bykovskii, F.A. and Zhdan, S.A., "Continuous Spin Detonation of a Hydrogen - Air Mixture in the Air Ejection Mode," *Detonation Wave Propulsion Workshop 2011*, Bourges, France, pp. 11-13, 2011.
  21. Zhdan, S.A., "Mathematical model of continuous detonation in an annular combustor with a supersonic flow velocity," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 44, No. 6, pp. 690-697, 2008.
  22. Zhdan, S.A., Bykovskii, F.A. and Vedernikov, E.F., "Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 43, No. 4, pp. 449-459, 2007.
  23. Cullen, R.E., Nicholls, J.A. and Ragland, K. W., "Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 6, pp. 893-898, 1966.
  24. Nicholls, J.A., Wilkinson, H.R. and MORRISON, R.B., "Intermittent detonation as a thrust-producing mechanism," *Journal of Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 5, pp. 534-541, 1957.
  25. Adamson, T.C. and Olsson, G.R., "Performance analysis of a rotating detonation wave rocket engine," *Astronautica Acta*, Vol. 13, No. 4, pp. 405, 1967.
  26. Lentsch, A., Bec, R., Serre, L., Falempin, F., Daniau, E., Piton, D., Prigent, A., Canteins, G., Zitoun, R., Desbordes, D., Jouot, F. and Gokalp, I., "Overview of current French activities on PDRE and continuous detonation wave rocket engines," CIRA,

- International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, Capua, Italy, AIAA 2005-3232, 2005.
27. Falempin, F., Daniau, E., Getin, N., Bykovskii, F. and Zhdan, S., "Toward a continuous detonation wave rocket engine demonstrator," *14th AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Canberra, Australia, AIAA 2006-7959, 2006.
  28. Canteins, G., "Etude de la detonation continue rotative - Application a la propulsion," Ph. D. Dissertation, Faculté des Sciences Fondamentales et Appliquées, University of Poitiers, Poitiers, France, 2006.
  29. Davidenko, D., Gokalp, I. and Kudryavtsev, A., "Numerical Simulation of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Continuous Spin Detonation with a Detailed Chemical Mechanism," *21st ICDERS*, Poitiers, France, Jul. 2007.
  30. Wolanski, P., Kindracki, J., Fujiwara, T., Oka, Y. and Shima-uchi, K., "An Experimental Study of Rotating Detonation Engine," *Proc. 20th ICDERS*, Montreal, Canada, ICDERS 2005-107, Jul. 2005.
  31. Wolanski, P., Kindracki, J. and Gut, Z., "Experimental Research on The Rotating Detonation in Gaseous Fuel-Oxygen Mixture," *Shock Waves*, Vol. 21, pp. 75-84, 2011.
  32. Kindracki, J., Kobiera, A., Wolanski, P., Gut, Z., Folsusiak, M. and Swiderski, K., "Experimental And Numerical Study of The Rotating Detonation Engine in Hydrogen-Air Mixture," *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 2, pp. 555-582, 2011.
  33. Kindracki, J., "Experimental Research on Rotating Detonation in Liquid Fuel-Gaseous Air Mixture," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 43, pp. 445-453, 2015.
  34. Hishida, M., Fujiwara, T. and Wolanski, P., "Fundamentals of rotating detonation," *Shock Waves*, Vol. 19, pp. 1-10, 2009.
  35. Naples, A., "Recent Progress in Detonation," *IWDP*, 2011.
  36. Theuerkauf, S.W., "Heat Exchanger Design and Testing for a 6-inch Rotating Detonation Engine," MS Thesis, AFIT - ENY - 13-M33, Air Force Institute of Technology, 2013.
  37. Roy, A., Bedick, C., Strakey, P., Sidwell, T., Ferguson, D., Sisler, A. and Nix, A., "Development of a Three-dimensional Transient Wall Heat Transfer Model of a Rotating Detonation Combustor," *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2016-0902, Jan. 2016.
  38. Fievisohn, R., "Rotating Detonation Engine Research at AFRL," *IWDP*, 2012.
  39. Claflin, S., "Recent Progress in Continuous Detonation Engine Development at Pratt & Whitney Rocketdyne," *IWDP*, 2013.
  40. Heister, S. and Slabaugh, C., "Advancing Pressure Gain Combustion in Terrestrial Turbine Systems," *University Turbine Systems Workshop*, Atlanta, G.A., U.S.A., Nov. 2015.
  41. Gawahara, K., Nakayama, H., Kasahara, J., Matsuoka, K., Tomioka, S., Hiraiwa, T., Matsuo, A. and Funaki, I., "Detonation engine development for reaction control systems of a spacecraft," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., U.S.A., Jul. 2013.
  42. Kato, Y., Gawahara, K., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., Funaki, I., Nakata, D., Higashino, K. and Tanatsugu, N., "Thrust measurement of rotating detonation engine by sled test," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, O.H., U.S.A., AIAA

- 2014-4034, Jul. 2014.
43. Ashida, T. and Kasahara, J., "Study on Detonation Engine Momentum and Thrust loss Measurement by Ballistic Pendulum and Laser Displacement Method," *52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum*, Harbor, M.D., U.S.A., AIAA 2014-1016, Jan. 2014.
44. Wei, L., Jin, Z., Shijie, L. and Zhiyong, L., "An Experimental Study on  $CH_4/O_2$  Continuously Rotating Detonation Wave in a Hollow Combustion Chamber," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 62, pp. 122-130, 2015.