

# RDE의 연소동역학 및 액체 로켓 연소 불안정과 연관성에 대한 고찰

최정열\*\*

## Discussions on the Combustion Dynamics of RDE with Relevance to the Liquid Rocket Combustion Instability

Jeong-Yeol Choi\*\*†

### ABSTRACT

Detonative combustion is considered as a promising combustion mechanism for improving thermodynamic efficiency of power generation systems as a PGC, as well as high-speed propulsion systems. Among the various types of detonative combustion, RDE is fascinated by many researchers because of the simplicity and continuous operation characteristics. Present paper is an introduction to the physical and operational concept of RDE with a brief history of RDE researches and recent development activities. Additional discussions will be devoted to the relevance to the tangential mode instabilities in liquid rocket engines and improvement of liquid rocket performance.

**Key Words** : Rotating Detonation Engine (RDE), Pressure Gain Combustors (PGC), Combustion Dynamics, Liquid Rocket Engine, Combustion Instability

데토네이션을 추진기관의 연소 메커니즘으로 이용하고자 하는 시도는 1950년대 후반부터 있었으나, PDE (Pulse Detonation Engine) 로 대표되는 실물 구현 연구가 시작된 것은 1990년대 중후반이며, 이후 폭발적으로 연구가 증가하였다. 그동안의 기초 연구를 기반으로 2008년 미국 DARPA 에서는 데토네이션기반으로 순항 마하수 4.0+ 의 실증 엔진 개발을 위하여 Vulcan 프로그램을 시작하였다.[1] 그러나 2010년부터의 2단계 개발에서는 많은 개발 비용과 위험 부담이 따르는 항공용 엔진보다는 발전 및 동력 생산 분야에서 실용성을 실증하는 것으로 목표 수정하였다.[2] PDE 기반으로 터빈을 이용한 동력 생산에는 100Hz 대의 펄스 모드 작동에 따른 필연적인 진동 문제와 비정상 상태 작동에 최적화된 새로운 터빈을 개발하여야 하는 문제가 수반된다. 따라서 PDE 나 Wave Rotor 등 펄스 모드로 작동하는 연소기가 아니라, 연속 작동이 가능한 RDE 에 대한 관심이 증대되어 최근 미국의 연구도 RDE에 집중되고 있다.

RDE는 기존의 가스터빈 연소기와 동일한 환형(annular) 연소기 형상을 가진다. 가스 터빈 연소기에서는 유동 방향의 예혼합 또는 비예혼합 화염에 의하여 정압 상태의 연소가 진행되는 반

면, RDE 에서는 원주 방향으로 회전하는 한 개 이상의 데토네이션 파에 의하여 연료와 산화제가 연소된다. 진행하는 데토네이션과 직후방의 분사기는 데토네이션과 후방의 고압에 의하여 분사가 일시 정지 되지만, 이후 기연 가스는 하류로 팽창하면서 압력은 감소하고 미연 가스가 다시 공급되며 일정 시간 후 새로운 데토네이션파에 의하여 다시 연소 된다. 즉, 미연 가스는 유입구와 데토네이션 파, 미연/기연 경계로 이루어진 삼각형 영역에 존재하며, 데토네이션 파는 유입속도와 데토네이션 속도의 벡터 합에 수직인 방향, 즉 유입 면 수직 방향에서 다소 전방으로 기울어진 각도로 진행한다.

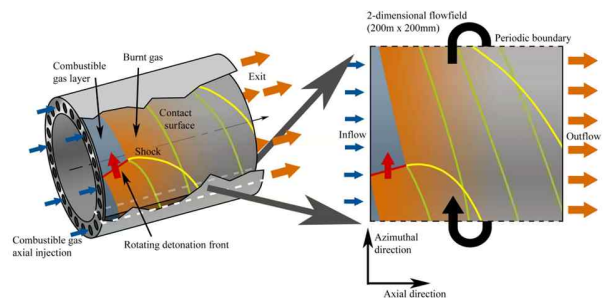


Fig. 1 Operation Concept of Rotating Detonation Engine[3]

따라서 RDE에서는 최초의 데토네이션 파 발생 이후 반복적 점화 과정의 필요 없이 연속적으로 연소가 진행된다. 즉 데토네이션 파는 연속적(continuous)으로 연소기를 순환하므로 PDE 와

\* 부산대학교 항공우주공학과  
† 연락처, [aerochoi@pusan.ac.kr](mailto:aerochoi@pusan.ac.kr)  
TEL : (051)510-2373 FAX : (051)513-3760

대비되는 개념으로, CDE(Continuous Detonation Engine)의 용어가 더 적합할 수 있으며, 데토네이션 파가 회전하는 것이 아니며, 연소기도 원형이 아닌 닫힌 형태의 channel 형태이면 되므로, RDE 용어는 혼동의 소지가 있을 수 있다. 그러나 CDE는 특정 형태에 제한되지 않는 좀더 포괄적 개념일 수 있으므로 있으므로 CRDE의 용어가 사용되기도 한다. 그러나 현재까지 모든 연구는 원형 단면을 이용하고 있으며, 최초의 연구에서[4] 제시된 “rotation” 용어를 차용하여 RDE라고 부르는 경우가 더 많은 것으로 보인다. 2000대에 러시아의 연구가 처음 서방에 소개되었을 때에는 “spin detonation” 용어도 사용하였지만[5], “spinning detonation”은 관내를 진행하는 데토네이션 파가 한 개의 회전하는 삼중점을 가지는 임계 현상을 지칭하는 경우에 오랫동안 사용되고 있으므로 더 이상 사용되지 않는다.

RDE 연소기에는 1개 이상의 다수의 데토네이션 파가 존재할 수 있으며, 데토네이션 파의 수는 아직 모호한 부분이 있기는 하지만, 유량과, 열량, 데토네이션 파의 속도로 결정되는 “detonation number”로 대략적으로 예측할 수 있으나, 파의 회전 방향은 현재까지 예측할 수 없으며 실용적으로도 필요하지 않다. 실험적 관찰에 의하면 초기에는 점화 초기에는 시계 방향 및 반시계 방향 진행하는 다수의 파들이 경쟁하다가 한 방향으로 합류되어 안정화 되는 것이 관찰된다. 한편 데토네이션 파의 속도가 수 km/s 대 이고, 다수의 파면이 존재함, 그리고 1 m 수준의 둘레를 가지는 RDE에서 회전 주파수는 수 kHz 대 임을 쉽게 예측할 수 있으며, 이는 가스 터빈 및 로켓 엔진에서 발견되는 고주파 진동에 해당되어 연속 작동으로 보기에 실용적으로도 문제없음을 알 수 있다.

RDE 연구는 1950년대 구소련에서 시작되었으나 동시대 미국에도 알려져 미시건 대학 Nicholls 그룹에서도 동일한 연구가 진행되었다.[6] 그러나 이후 중단 되었다가, 구소련 붕괴 후 러시아와 프랑스가 램제트/스크램제트 공동 연구를 진행하면서 서방에 알려져[5] 2000년대의 연구는 프랑스의 MBDA와 CNRS에서,[7,8] 그리고 동일한 시기에 폴란드에서 연구가 시작되었다.[9] 아울러 전산 해석에 의한 성능 연구에 의하여 정압 방식 연소에 비하여 상당한 효율 향상을 기대할 수 있음이 조여졌지만,[10] 초기의 연구 결과들에 대해서는 유동장의 상세한 구조를 가시적으로 파악할 수 없었기에, 많은 이들이 데토네이션 파의 존재 및 작동 기구에 대하여 확신하지 못하는 경향을 보였다. 그러나 정밀한 해석에 의하여 데토네이션 셀 구조가 존재하며, 셀 구조를 유지한 상태로 연속적인 작동이 가능함이

확인되어,[11] 이후에는 RDE에 대한 연구가 확대되는 계기가 되었다. 이 후의 연구에서는 RDE가 PDE에 비해서도 성능의 측면에서도 많은 장점을 가질 수 있음이 확인 되었다.[12]

RDE의 형상은 데토네이션 파의 구조 측면에서 연소기 폭으로 무차원화된 곡률반경으로 특징지을 수 있다.[13,14] 일반적인 원통형 로켓 연소실은 곡률 반경 0에 해당한다. Lee 등은 다양한 곡률 반경에 대한 수치해석을 통하여 환형 관내의 데토네이션 파가 안정화되는 임계 곡률 반경이 존재함을 보였다.[13,14] Fig.2는 여러 곡률 반경에 대하여 데토네이션 셀 구조를 보여주는 수치적 그늘음막인 최대 압력 분포 기록이며, Fig. 3은 바깥 벽면에서 최대 압력 분포도이다. 이 연구에서 곡률 반경 3.0 이하에서는 정상적인 셀 구조가 붕괴되는 것을 보여 주었으며, 이 조건에서는 데토네이션 파가 곡면 형태로 굽어지며 벽면 압력이 크게 증가하는 것을 보여 주었다.

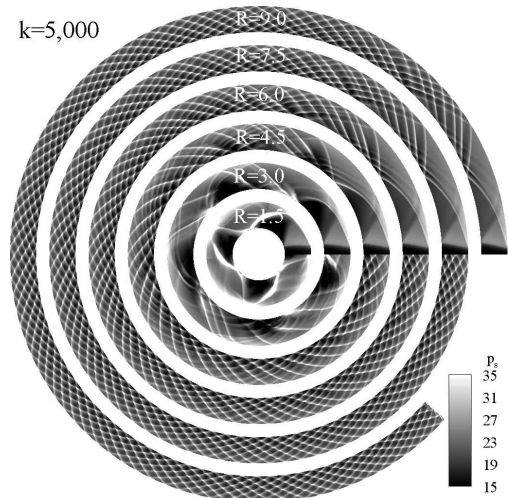


Fig. 2 Maximum pressure distribution showing detonation cell structures in annular channels of radius of curvature from 1.5 to 9.0,[13,14]

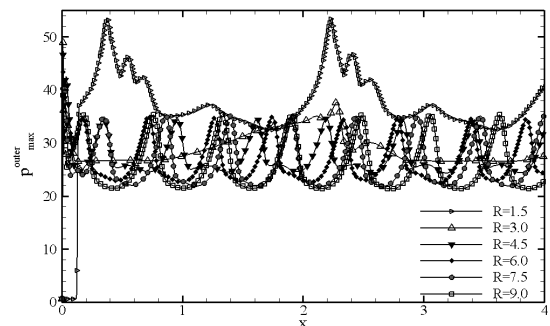


Fig. 3 Maximum pressure distribution along outer walls of annular channels of radius of curvature from 1.5 to 9.0,[13,14]

이 연구에서 발견된 결과는 최근 자세한 실험적 관찰에서도 확인되었는데, 곡률 반경이 작은 경우의 데토네이션 파는 수직 파가 아니라, 바깥쪽 벽에서는 경사 데토네이션 파의 특징을 가지는 곡면 데토네이션 파의 형태를 가짐이 확인되었으며, 조건에 따라 불안정한 구조를 가짐이 연구되었다.[15] 불안정한 데토네이션 파 구조에 대해서는 최근의 해석연구에서 관찰되었다.[16]

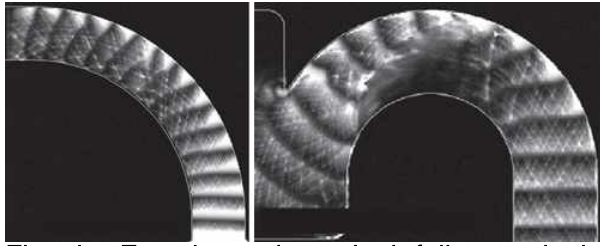


Fig. 4 Experimental smoked foil records in annular channels with different radius of curvature.[15]

한편 곡률 반경이 작은 경우, 굽어진 데토네이션 파가 발견되는 것은 3차원 해석에 의해서도 확인되었으며,[17,18] 특히 Wang의 연구는 환형 연소기가 아닌 로켓 연소기와 같은 원통형 연소기에서 내부의 원형 단면 일부에서만 추진제의 분사가 이루어지지 않아 기체역학적으로 환형 연소기를 유지하는 경우에도 동일한 파의 특징을 보여 주었다. 따라서, 곡률 반경이 0 인 액체 로켓 연소기에서도 데토네이션 파가 발생하거나 유지 될 수 있음을 암시하므로 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다고 여겨진다.

한편 액체 로켓 엔진 내부에서 tangential mode 의 연소 불안정이 발생하는 경우 데토네이션 파의 형태로 발전할 수 있어 오랜 액체 로켓 연구를 통하여 알려져 있다.[19] Fig. 6는 액체 로켓 내부의 분사기 면에서 서로 다른 반경 위치에서 압력 분포를 측정한 결과로써 바깥 벽면에서 전형적인 데토네이션 파의 압력 분포가 주기적으로 관찰되고 있어, 데토네이션 파가 로켓 내벽을 따라 회전하고 있음을 알 수 있다.

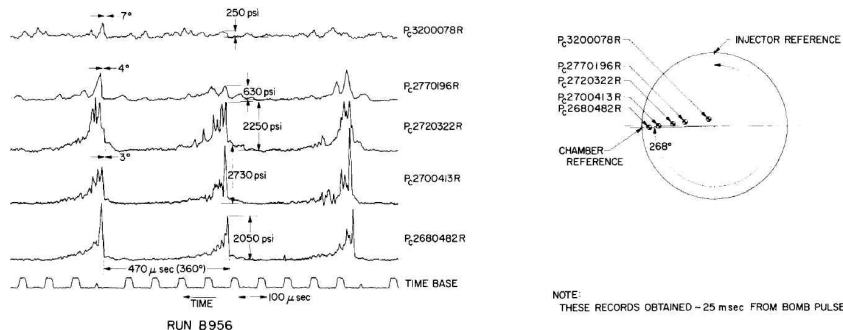


Fig. 6 Typical pressure distributions across the injector radius vs. time during resonant combustion, RIMM Injector No. 5 with SFNA plus Corporal fuel [19]

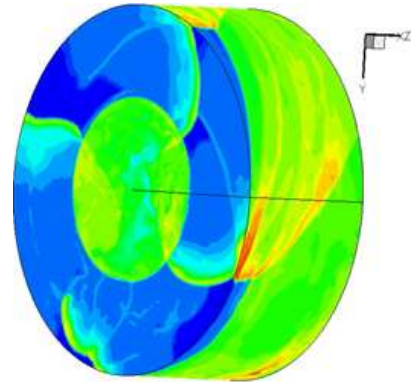


Fig. 5 3D simulation of rotating detonation in cylindrical combustor without injection at the center region.[15]

로켓 엔진에서 연소 불안정이 발생한 경우, 엔진의 연소 효율 및 추진 성능이 향상됨을 경험적으로 알고 있기도 하지만, 일반적으로 연소 불안정은 급격한 압력 상승을 유발하여 연소기의 손상 및 로켓의 폭파 상황까지 이어지므로 절대적으로 회피하여야 하는 상황으로 여겨지고 있다. 그러나 연소 불안정에 의하여 연소기에 손상이 발생하는 것은 연소기의 설계 압력이 연소 불안정이 발생한 경우의 최고 압력이 아니라 정압 연소를 기준으로 설계되어 있기 때문이다.

따라서 액체 로켓에서 발생하는 tangential mode 연소 불안정의 최종 형태인 회전 데토네이션 조건을 기준으로 연소기를 설계하는 경우, 정압조건의 연소 보다 증가된 연소 압력을 얻을 수 있어 기존에 비하여 훨씬 증가된 비추력 또는 추진 성능을 얻을 수 있을 것으로 기대된다. 한편, 연소기의 설계 압력을 동일하게 유지하는 경우 데토네이션에 의한 압축 효과를 고려하면 정압 연소기에 비하여 매우 낮은 공급압력으로도 동일한 연소 압력을 얻을 수 있으므로 추진제 탱크나 배관 및 터보 펌프 등 추진제 공급계의 압력 부하를 크게 줄이거나 구조물의 중량을 줄일 있어 발사체 시스템의 구조비를 크게 향상 시킬 수 있는 장점이 있다. 특히, Lee 등의 연구 및 이후의 연구에서 관찰된 결과들은[14-18] 안정된 데토네

이런 연소 방식의 액체 로켓 엔진 설계에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소 국제공동기초연구과제(ADD-12-70-05-01)로부터 지원 받았습니다.

## 참고 문헌

- [1] T. Bussing, "VULCAN Overview," VULCAN Industry Day Agenda, June 10 2008.
- [2] F. Schauer and A. Mabbett, "Vulcan Engine Demonstration Program," 2011 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP2011), Nov. 14-15, 2011, Busan, Korea
- [3] P. Wolanski, "Detonative propulsion," 34<sup>th</sup> Symposium (International) on Combustion, Jul.-Aug. 2012, Warsaw, Poland.
- [4] Voitsekhovskii, B. V., "Stationary Detonation," *Doklady Akademii Nauk UzSSR*, Vol. 129, No. 6, 1959, pp. 1254 - 1256.
- [5] Bykovskii, F. A., Zhdan, S. A., and Vedernikov, E. F., "Continuous Spin Detonations," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 6, 2006, pp.1204 - 1216. doi:10.2514/1.17656
- [6] Nicholls, J. A., Cullen, R. E., and Raglano, K.W., "Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 6, 1966, pp. 893 - 898. doi:10.2514/3.28557
- [7] Daniau, E., Falempin, F., and Zhdan, S., "Pulsed and Rotating Detonation Propulsion Systems: First Step Toward Operational Engines," AIAA Paper 2005-3233, 2005.
- [8] G. Canteins, Etude de la détonation continue rotative - Application à la propulsion, Thèse Pour Docteur de l'Université de POITIERS, Nov. 2006.
- [9] Wolanski, P., Kindracki, J., and Fujiwara, T., "An Experimental Study of Small Rotating Detonation Engine," Pulsed and Continuous Detonations, edited by G. D. Roy, S. M. Frolov, and J. Sinibali, Torus Press, Moscow, 2006, pp. 332 - 338.
- [10] Davidenko, D.M., Kudryavtsev, A.N., Gökalp, I., "Numerical Simulation of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Continuous Spin Detonation with a Detailed Chemical Mechanism," 21st ICDERS July 23-27, 2007 Poitiers, France
- [11] Hishida, M., Fujiwara, T., and Wolanski, P., "Fundamentals of Rotating Detonation," *Shock Waves*, Vol. 19, No. 1, 2009, pp. 1 - 10. doi:10.1007/s00193-008-0178-2
- [12] Yi, T.-H., Lou, J., Turangan, C., Choi, J.-Y., Wolanski, P., "Propulsive Performance of a Continuously Rotating Detonation Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 1, Jan-Feb. 2011. pp.171-171 doi:10.2514/1.46686
- [13] Lee, S-H., Cho, D.-R. and Choi, J.-Y., "Effect of Curvature on the Detonation Wave Propagation Characteristics in Annular Channels," AIAA 2008-0988, 46th AIAA Aerospace and Science Meeting and Exhibit, Jan. 7-10, 2008, Reno, NV.
- [14] 이수한, 조덕래, 최정열, "환형 관내의 데톤레이션 파 전파 특성 해석," 한국추진공학회지, 제12권 제2호, pp.66-73, 2008년 4월.
- [15] Nakayama, H., Kasahara, J., Matsuo, A., Funaki, I., "Front shock behavior of stable curved detonation waves in rectangular-cross-section curved channels." *Proceedings of the Combustion Institute*, 2012
- [16] Matsuo, A. and Sugiyama, Y., "Numerical Investigations on Stable Detonation Limit in Two-dimensional Curved Channel," 2012 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP2012), Sep.1-3, 2012, Tsukuba, Japan.
- [17] Schwer, D.A. and Kailasanath, K., "Numerical Study of the Effects of Engine Size on Rotating Detonation Engines," AIAA 2011-581, AIAA ASM, Orlando, FL, Jan 2011.
- [18] Wang, J.-P., "Numerical and Experimental Study on Continuously Rotating Detonation Engine at Peking University." 2012 International Workshop on Detonation for Propulsion (IWDP2012), Sep.1-3, 2012, Tsukuba, Japan.
- [19] R. M. Clayton and R. S., Rogero, "Experimental Measurements on a Rotating Detonation-Like Combustion," TR 32-788, Jet Propulsion Lab., Pasadena, CA, Aug. 1965