

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.009>나선형 난류고리가 아세틸렌-산소 혼합기의
데토네이션과 성능에 미치는 영향

손 민* · 서찬우** · 이진웅** · 구자예***† · N. N. Smirnov****

Effect of Spiral Turbulent Ring on
Detonation Performances of Acetylene-Oxygen Mixture

Min Son* · Chanwoo Seo** · Keon Woong Lee** · Jaye Koo***† · N. N. Smirnov****

ABSTRACT

An effect of a spiral turbulent ring, so-called Shchelkin spiral, on a detonation performance was studied experimentally for acetylene and oxygen mixture. A couple of dynamic pressure transducers were used to calculate a detonation wave velocity by a time difference between two pressure peaks. In addition, impulse was measured by a load cell and the impulse was used to analyze the spiral effect on the detonation performance. A CFD analysis was adopted to calculate mass flow rates of the propellants and the minimum filling time. The maximum velocity and pressure were measured at the equivalence ratio of 2.4, and the measured values showed similar trend to C-J conditions calculated from CEA. For the shorter chamber with the short spiral, the maximum detonation velocity was appeared. In contrast, the longer chamber without the spiral showed the maximum thrust performance.

초 록

Shchelkin 나선으로 알려진 나선형 난류고리가 아세틸렌-산소 혼합기의 데토네이션과의 성능에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였다. 고속응답 압력 트랜스듀서로 측정된 압력 피크의 시간차를 이용하여 데토네이션과 속도를 산출하였다. 또한 추력대를 이용해 데토네이션과의 강도를 측정하여 나선형 난류고리가 연소성능에 미치는 영향을 분석하였다. CFD를 이용하여 간접적으로 유량을 산출하고, 최대 충전률을 위한 최소 충전시간을 도출하였다. 아세틸렌-산소 추진제의 당량비 2.4에서 최대속도 및 압력을 나타냈으며, CEA로 계산된 C-J 속도와 유사한 값을 보였다. 짧은 연소기와 짧은 나선형 난류고리를 사용하는 경우에 최대의 데토네이션과 속도를 나타냈지만, 반대로 난류고리를 사용하지 않은 긴 연소기에서 최대 추력성능을 보였다.

Key Words: Pulse Detonation Engine(펄스데토네이션 엔진), Spiral Turbulent Ring(나선형 난류고리), Detonation Performance(데토네이션과 성능)

접수일 2013. 2. 4, 수정완료일 2013. 3. 11, 게재확정일 2013. 3. 15

* 정회원, 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 학생회원, 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

*** 중신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

**** 정회원, Faculty of Mechanics and Mathematics,
Moscow M.V. Lomonosov State University

† 교신저자, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

1. 서 론

펄스데토네이션 엔진(pulse detonation engine; PDE)은 기존의 엔진과 달리 정적연소 과정을 사

용하는 엔진으로써, 비추력과 연소효율이 높아 차세대 엔진으로써 주목 받고 있다[1]. 미국, 프랑스 등의 해외 연구기관의 기관에서는 펄스 데토네이션 엔진의 실험적 연구 및 수치적 연구가 진행되고 있으며, 데토네이션과의 엔진활용 연구는 아직 초기단계에 있다. Naval Research Laboratory[1]에서는 다상 및 분무입자 크기에 따른 데토네이션 발생에 대해 연구하였고, AFRL[2, 3]에서는 각종 탄화수소 연료와 공기를 사용하여 데토네이션 발생 및 분기관에서의 데토네이션과 전파 등을 연구하고 있다. 또한 University of Texas at Arlington[4, 5]에서는 데토네이션과 천이(deflagration to detonation transition; DDT) 장치의 종류에 따른 데토네이션 발생 및 고속 밸브를 이용한 2차 연료 분사에 따른 화염전파 특성 등을 연구하고 있으며, GE 社[6, 7]에서는 연소기 및 노즐형상에 따른 데토네이션 발생 경향 등을 연구하고 있다.

정상 연소파로부터 데토네이션과의 천이 과정은 물리적 장애물을 설치함으로써 가속될 수 있다고 연구되어 왔으며, 난류고리, 램프, 확대 및 축소관 등을 이용한 연구가 진행되어 왔다[8-11]. 이러한 장애물 장치는 화염면의 난류강도를 증가시켜 열 방출량을 증가시키고, 난류와 충격파의 간섭은 데토네이션과를 발생시킨다[12]. 따라서 장애물을 사용함으로써 데토네이션 천이과정을 가속시키고, 데토네이션과 연소기의 길이를 감소시켜 엔진을 간소화시킬 수 있다[13].

본 연구에서는 데토네이션과의 발생이 비교적 쉽다고 알려진[14] 아세틸렌-산소 추진제를 이용하여, 천이를 가속시키기 위해 장착된 나선형 난류고리 장치가 데토네이션과의 성능에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였다.

2. 시험방법 및 장치구성

2.1 시험 장치 구성

데토네이션과 시험장치 모델은 University of Texas at Arlington에서 사용한 방식[4, 15-17]을 참고하였으며, 본 연구에서는 참고문헌[15]의 방

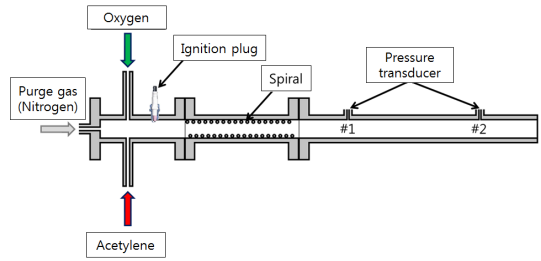


Fig. 1 Schematic of detonation chamber

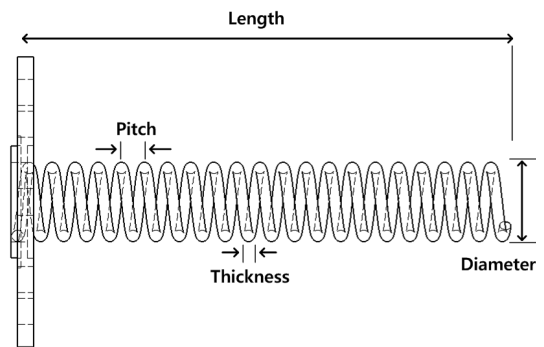


Fig. 2 Schematic of spiral turbulent ring

식인 Bantam 타입을 대상모델로 Fig. 1과 같이 설계 및 제작하였다[18]. 연소기는 퍼지 과정을 위한 질소 및 추진제가 분사되는 연소기 헤드, 나선형 난류고리가 장착되는 DDT 장치관 및 압력 측정관으로 구성된다. 아세틸렌과 산소가 대향류로 분사되어 압력 측정관까지 추진제를 공급하며, 연소기 헤드에서 퍼지(purge)를 위한 질소가 분사되고, 추진제 분사기 후방에 점화플러그가 장착되었다. 연소기 내경은 24.4 mm 이고 총 연소기 길이는 1240 mm, 910 mm 의 두 가지 경우를 고려하였다. 연소기의 길이변화는 난류고리가 장착되는 부위의 관을 150 mm 및 300 mm 로 변화시켜 시험하였다.

나선형 난류고리는 Fig. 2 와 같이 별도의 모듈로 150 mm 및 300 mm 두 가지의 길이로 제작하였으며, 나선 두께 3.5 mm, 피치는 7.1 mm, 차단률(blockage ratio) 49.8 %의 일정한 값을 사용하였다. 고속의 압력과 측정을 위해 2개의 고속응답 PCB 압력 트랜스듀서(transducer)를 600 mm 길이의 측정관에 관중양을 기준으로 등간격

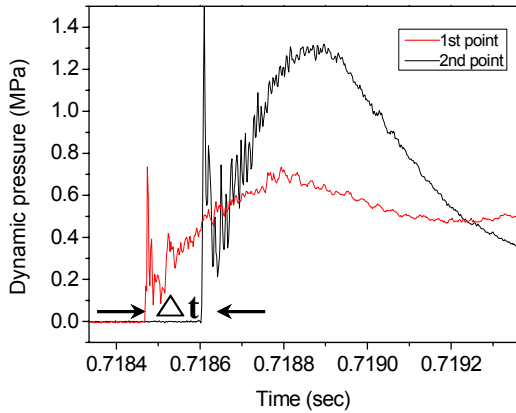


Fig. 3 Time difference between measured two pressure peaks

150 mm의 간격, 즉 동압계 사이의 간격이 300 mm가 되도록 두 개를 설치하였고, 연소기 끝단인 압력 측정관 출구로 분출되는 데토네이션파의 충격력을 측정하기 위해 연소기 전단에 추력대(load cell)를 장착하였다. 짧은 시간내에 데토네이션파의 순간적인 압력피크(pressure peak)를 포착하기 위해 Measurement Computing 社의 PCI-DAS4020/12 DAQ 보드를 이용하였고, 충격력의 측정은 NI社의 USB-6212 모듈이 사용되었다. DAQ 장치로부터 수집된 압력 및 충격력 데이터는 NI社의 LABVIEW 프로그램을 통해 저장된다.

2.2 시험 방법

데토네이션파의 성능특성을 분석하기 위한 방법으로 Fig. 3과 같이 time of flight 기법을 이용하였다. 300 mm 떨어진 두 지점에서의 고속 응답 압력 트랜스듀서를 이용하여 측정된 압력 피크의 시간차를 이용하여 데토네이션파의 속도를 도출하였다. 충격력은 50 kgf의 추력대를 이용하여 데토네이션파 발생시 측정되는 추력의 피크값을 기준으로 하여 비교하였다.

실험변수로는 아세틸렌과 산소의 공급압력 비, 나선형 난류고리의 길이, 연소실 길이로 선정하였다. 추진제 공급압력은 아세틸렌은 1 bar로 고정하고 산소의 압력을 1 bar부터 5 bar까지 변화시켜가며 실험을 수행하였다. 연소기 길이는

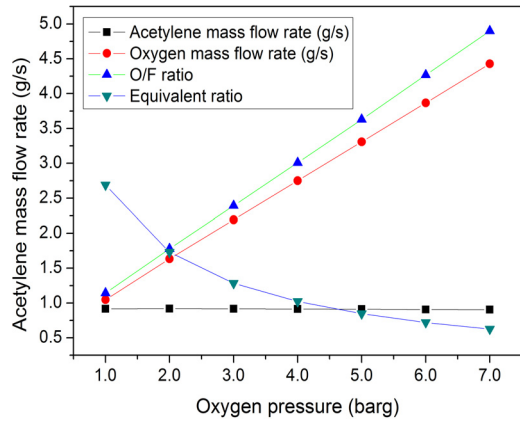


Fig. 4 Calculated results from CFD; mass flow rates of acetylene and oxygen, O/F ratios and equivalent ratios

1240 mm를 기준으로 실험하였으며, 길이에 대한 대조군으로 상대적으로 짧은 910 mm 길이의 튜브를 사용하였다. 나선형 난류고리는 사용하지 않았을 경우와 150 mm 및 300 mm 길이의 장치를 사용하였다.

2.3 유량 산출

추진제의 공급유량은 및 당량비는 직접적으로 측정하지 않고 수치적 방법을 통해 간접적으로 산출하였다. 상용 열유체 해석틀인 FLUENT[19]를 이용하였으며, 실험과 동일한 모델을 통해 압력비에 따른 유량을 계산하였다. 아세틸렌 분사 압력은 1 bar로 고정시키고 산소 분사압력을 1 bar에서 7 bar까지 변화시켜 해석하였다. 산출된 유량으로부터 Fig. 4와 같이 O/F 비와 당량비를 도출하였으며, 이와 같은 수치해석 결과를 실험에 이용하였다.

2.4 최소 충전시간

최대의 데토네이션 성능을 구현하기 위해서는 연소기의 충전률이 최대이어야 하므로, 최대 충전에 필요한 시간의 기준이 필요하다. 분사시작부터 추진제가 연소기 끝단에 도달할 때까지의 시간을 Fig. 5와 같이 도출하였다.

연소기에 추진제 혼합물이 완전히 혼합되어 충전되기까지 산소 공급압력 1 bar에서 최소 약

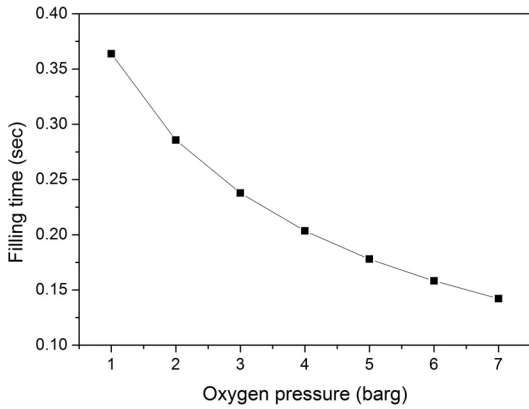


Fig. 5 Minimum perfectly filling time due to oxygen injection pressure

0.363 sec의 시간이 소요됨을 확인하였고, 이와 같은 결과는 추후 펄스데토네이션 연구에서 동작 주파수에 따른 충전률을 추정할 수 있을 것으로 보인다. 본 연구에서는 단일 데토네이션파를 대상으로 실험하였으며, 마진을 두어 1 sec의 충전 시간을 적용하였다.

3. 실험 결과

실험결과와 비교하기 위해 이론적 결과인 Chapman-Jougeut(C-J)조건을 이용하였으며, C-J 결과는 화학평형 코드인 CEA[20]로부터 계산하였다. 계산된 압력비, 온도비, 데토네이션파 속도는 Fig. 6에 나타났으며 당량비 2.4에서 최대의 성능을 나타냈다. 계산된 압력과 데토네이션파 속도는 실험결과와 비교하였다. 1 sec 충전, 0.1 sec 지연 후 점화하여, 최대한 균일하고 완전히 혼합, 충전된 조건에서 연소시험을 수행하였다.

3.1 데토네이션파 속도 실험 결과

Figure 7은 약 1240 mm의 상대적으로 연소기가 긴 실험관을 대상으로 나선형 난류고리가 데토네이션파 속도에 미치는 영향을 나타낸다. 난류고리의 영향과 관계없이 당량비 약 2.4 부근에서 최대의 데토네이션파 속도를 보였으며 이와 같은 결과는 이론적 결과와 잘 일치함을 볼 수

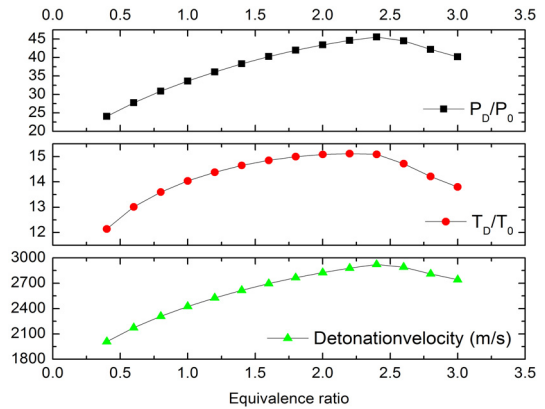


Fig. 6 Pressures, temperatures and velocities at C-J condition of acetylene and oxygen mixture

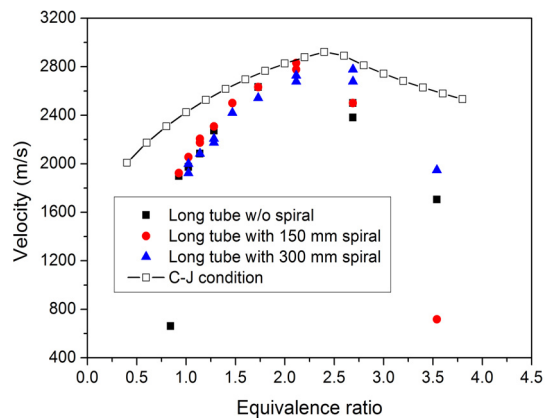


Fig. 7 Measured wave velocity of 1240 mm chamber according to equivalence ratio; without, with 150 mm and with 300 mm spiral ring

있다. 또한 당량비 1.0 이하 또는 3.5 이상의 조건에서는 연소파의 속도가 크게 떨어짐으로 데토네이션파로 천이되지 못하고 소화(extinction) 또는 정상연소파로 전파됨을 알 수 있다. 150 mm 길이의 나선형 난류고리가 사용된 경우, 사용하지 않았을 경우에 비해 최대 약 5%의 속도가 향상되었다. 하지만 300 mm의 난류고리를 사용하였을 경우에 당량비 2.0 이하에서는 사용하지 않았을 경우보다 낮은 속도를 보였고, 2.0 이상의 고당량비 조건에서는 약 15%의 개선효과를 보였다.

비교적 짧은 연소기의 실험군인 910 mm 길이

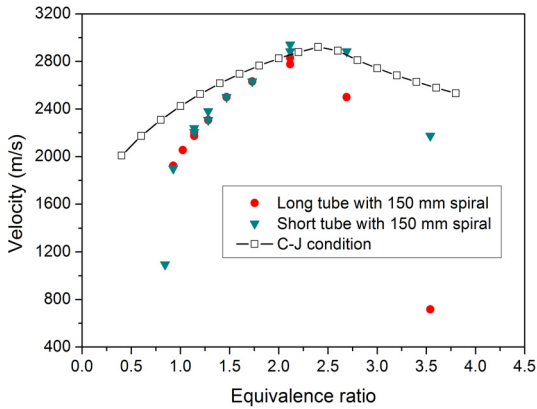


Fig. 8 Comparison of measured wave velocity between 910 mm and 1240 mm chamber with 150 mm spiral ring according to equivalence ratio

의 연소기와 150 mm 길이의 나선형 난류고리를 사용하였을 때의 시험 결과를 Fig. 8에서 비교하였다. 1240 mm 길이의 긴 튜브에서 가장 높은 데토네이션파 속도를 보인 경우와 비교하였을 때, 짧은 연소기와 150 mm의 난류고리의 경우가 2~15 % 이상의 더 높은 속도를 보였다.

3.2 충격력 실험 결과

데토네이션파의 엔진활용을 위한 추력성능 비교 인자로서 추력대로 측정된 충격력의 최대점을 각 실험군 별로 비교하여 Fig. 9에 나타내었다. 실험 결과 데토네이션파 속도결과와는 반대로 길이가 긴 연소기의 경우 나선형 난류고리가 장착되고 길이가 증가할수록 피크 충격력은 감소하는 경향을 보였다. 또한 길이가 짧은 연소기에서는 가장 낮은 추력성능을 나타냄을 볼 수 있다.

이와 같은 결과는 산화제로 산소를 사용할 경우 데토네이션파의 발생을 가속하기 위한 나선형 난류고리 장치가 없어도 충분한 데토네이션파의 발생이 가능하고, 오히려 난류고리 장치가 유동에 장애물로서 작용하여 추력성능을 감소시키는 것으로 볼 수 있다.

이러한 결과는 Fig. 10과 같이 동압계에서 측정된 압력결과를 비교하여도 알 수 있다. 측정된 압력은 연소기로부터 연장된 튜브를 통해 측정

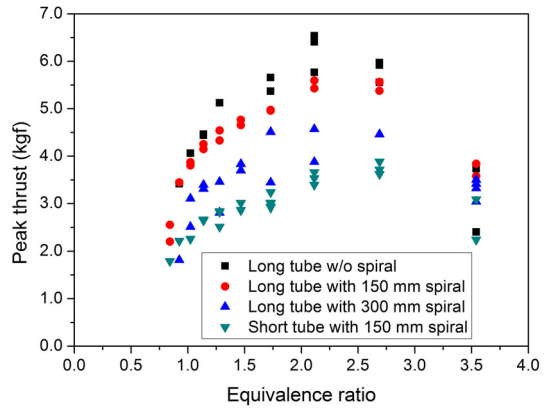


Fig. 9 Comparison of measured peak impulse with various spiral turbulent ring conditions

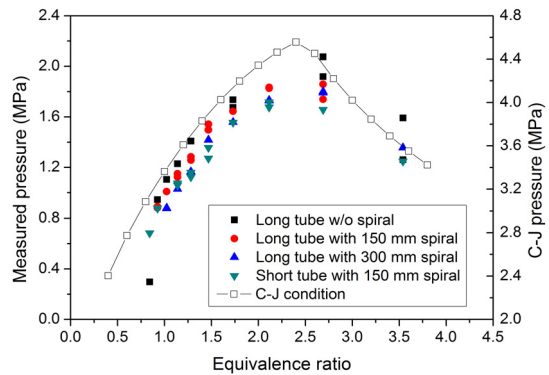


Fig. 10 Measured wave pressure with various spiral turbulent ring conditions

하였기 때문에 압력의 절대적인 값은 감쇄효과로 인해 다소 낮게 측정되었으나, 그 경향성은 이론적 결과와 유사한 경향을 따르고 있음을 확인할 수 있었다. 압력결과는 충격력 결과와 같이 나선형 난류고리가 없는 긴 튜브의 경우에 가장 높은 연소 압력을 보였으며, 난류고리의 길이가 길어질수록 연소기 길이가 짧을수록 압력이 감소하였다.

4. 결 론

데토네이션파 발생을 촉진시키기 위한 장치로서 나선형 난류고리 장치를 사용하여, 아세틸렌-

산소 추진제의 데토네이션과 성능에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였으며 주요 결과는 다음과 같다.

- 1) 다양한 연소조건 실험에서 당량비 2.4에서 최대의 데토네이션과 속도 및 연소압력을 보였으며, 이론적 값인 C-J 조건에서도 같은 경향을 나타내었다.
- 2) 일정한 길이의 연소기에서 나선형 난류고리를 장착하였을 때 난류고리를 사용하지 않았을 때보다 데토네이션과의 속도가 증가하나, 난류고리의 길이가 길어지면 데토네이션과의 속도증가에 방해 받는다.
- 3) 동일한 나선형 난류고리를 장착하였을 때, 연소기의 길이가 짧을수록 더 높은 데토네이션과 속도를 나타내었다.
- 4) 나선형 난류고리의 길이가 길어질수록, 연소기가 짧을수록 데토네이션과에 의해 발생 한 추력성능은 감소하였다.
- 5) 아세틸렌-산소 추진제 조건에서 나선형 난류고리를 사용할 경우에, 추력성능에는 방해 요소로 작용하지만 데토네이션과로의 천이에는 효과적이다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단 한국(NRF)-러시아(RFBR) 국제공동연구프로그램의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2012033425).

참 고 문 헌

1. Kailasanath, K., "Multiphase Detonations in Pulse Detonation Engines-A Status Report," AIAA-2003-4683, 2003
2. Schauer, F. R., Miser, C. L., and Tucker, K. C., "Detonation Initiation of Hydrocarbon-Air Mixtures in a Pulsed Detonation Engine," Air Force Research Laboratory, 2005
3. Camardo II, L. A., King, P. I., Stevens, C., Schauer, F. R., and Hoke, J. L., "Determination of Effective Crossover Location and Dimensions for Branched Detonation in a Pulsed Detonation Engine," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-0122, 2012
4. New, T. H., Panicker, P. K., Chui, K. F., Tsai, H. M., and Lu, F. K., "Experimental Study on Deflagration-to-Detonation Transition Enhancement Methods in a PDE," AIAA 2006-7958, 2006
5. Braun, E. M., Balcazar, T. S., Wilson, D. R., and Lu, F. K., "Experimental Study of a High-Frequency Fluidic Valve Fuel Injector," 47th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2011-5545, 2011
6. Lavertu, T. M., Ma, F., and Tangirala, V. E., "Estimation of PDE Performance Using a Pulsed Limit Cycle Unsteady Combustion Calculation," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2010-6715, 2010
7. Glaser, A., Brumberg, J., Rasheed, A., Dunton, R. A., and Tangirala, V. E., "Investigations of Thrust Generated by a Valved, Multitube PDE with Exit Nozzles," 44th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2008-4692, 2008
8. Knox, B. W., Forliti, D. J., Stevens, C. A., Hoke, J. L., and Schauer, F. R., "A Comparison of Fluidic and Physical Obstacles for Deflagration-to-Detonation Transition," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA

- 2011-587, 2011
9. New, T. H., Panicker, P. K., Chui, K. F., Tsai, H. M., and Lu, F. K., "Experimental Study on Deflagration-to-Detonation Transition Enhancement Methods in a PDE," 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006-7958, 2006
 10. Dvorak, W. T., "Performance Characterization of Swept Ramp Obstacle Fields in Pulse Detonation Applications," Master's Thesis, Naval Postgraduate School, 2010
 11. Meyer, T. R., Hoke, J. L., Brown, M. S., Gord, J. R., and Schauer, F. R., "Experimental Study of Deflagration-to-Detonation Enhancement Techniques in A H₂/Air Pulsed-Detonation Engine," 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2002-3720, 2002
 12. Lee, J. H. S., The Detonation Phenomenon, Cambridge University Press, 2008
 13. Kailasanath, K., "Recent Developments in the Research on Pulse Detonation Engines," 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2002-0470, 2002
 14. Kaneshige, M. and Shepherd, J. E., "Detonation Database," GALCIT Technical Report FM97-8, 1997
 15. Reddy, N. K. N., "Development and Testing of a Miniature Pulse Detonation Engine," Master's Thesis, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, The University of Texas at Arlington, Arlington, 2004
 16. New, T. H., Panicker, P. K., Lu, F. K., and Tsai, H., "Experimental Investigations on DDT Enhancements by Shchelkin Spirals in a PDE," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2006-552, 2006
 17. Panicker, P.K., Li, J., Lu, F.K., and Wilson, D. R., "Application of a Pulsed Detonation Engine for Electric Power Generation," 45th AIAA Aerospace Sciences, AIAA-2007-1246, 2007
 18. 김도현, 이인철, 최용준, 공주열, 구자예, "펄스데토네이션엔진(PDE)용 DDT 튜브의 제작 및 시험," 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회, 2011, pp.624-628
 19. ANSYS Inc., FLUENT 6.3 User's Guide, 2006
 20. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994