

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.122>

산화제 과잉 예연소기 연소에서 관찰되는 압력섭동에 대한 연구

서성현*† · 강상훈** · 이수용***

Study on Pressure Fluctuations Observed in Combustion of Oxygen-Rich Preburners

Seonghyeon Seo*† · Sang Hun Kang** · Soo-Yong Lee***

ABSTRACT

The paper includes the analytic results of pressure fluctuation data from the combustion of an oxidizer-rich preburner applicable to high-performance, closed-cycle liquid rocket engine systems. The combustion experiments went through two different steps of a chamber pressure during single run. Self-excited pressure fluctuations with a frequency of 78 Hz were observed only at the relatively low chamber pressure condition. These pressure fluctuations are regarded as a bulk mode. The intensity of pressure fluctuations by a root-mean-square value is 13.3% normalized by the chamber static pressure and no pressure excitation was observed at the design pressure condition. The bulk mode has an identical phase across the inside of the chamber and reveals the similar characteristics to the Helmholtz resonator.

초 록

고성능 폐회로 액체로켓엔진 시스템에 적용되는 산화제 과잉 예연소기 내에서 발생하는 연소 압력 섭동 데이터에 대한 분석 결과를 수록하였다. 연소실험은 두 단계의 압력 값을 순차적으로 형성하였는데 상대적으로 저압 조건에서만 78 Hz의 특성 주파수를 갖는 자발적인 압력 섭동이 발생하였다. 이와 같은 연소 불안정은 bulk mode에 해당하는 것으로 판단된다. 압력 섭동의 세기는 rms 기준으로 연소실 정압 대비 13.3%에 해당하며, 설계압 구간(19.3 MPa)에서는 매우 안정적인 모습을 보였다. 이와 같은 bulk mode는 연소실 내부에서 특성 압력파의 위상차가 없이 전체 공간에서 압력이 증가와 감소를 반복하는 것으로 Helmholtz 공진기와 비슷한 특성을 보이는 것으로 판단된다.

Key Words: Pressure Fluctuations(압력 섭동), Oxygen-Rich(산화제 과잉), Preburner(예연소기), Combustion Dynamics(동적 연소특성), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Bulk Mode (벌크 모드)

접수일 2012. 11. 29, 수정완료일 2013. 2. 4, 게재확정일 2013. 2. 8

* 중신회원, 국립한밭대학교 기계공학과

** 정회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

*** 중신회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

† 교신저자, E-mail: shseo@hanbat.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

에너지 밀도가 높은, 고온/고압에서 작동하는 연소장치의 성공적인 개발을 위해서는 연소장치

내에서 발생하는 연소현상의 동적 특성에 대한 이해가 필수이다. 이와 같이 추진제의 임계압력을 상회하는 매우 높은 압력에서 작동하는 액체 로켓엔진 연소장치에서 발생할 수 있는 연소의 비정상적인 특성 이해를 위해서는 연소 다이내믹스(combustion dynamics)에 영향을 주는 물리적 현상과 관련 메커니즘에 대한 전반적인 이해가 필수적이다[1, 2]. 로켓엔진, 가스터빈엔진, 애프터버너, 램제트 엔진 등과 같은 연소 장치에서 발생하는 시간에 따른 연소의 비정상적인 특성 변화는 시스템의 성능 감소를 가져오며, 결국에는 시스템의 수명을 단축시키는 결과를 초래한다[3, 4]. 연소 현상을 에너지 발생 및 변환의 핵심 메커니즘으로 채택하는 동력 시스템은 고효율 고성능으로 개발이 진행될수록 연소 불안정으로 인한 문제가 유발될 수밖에 없다. 특히 연소 불안정은 비선형적인 특성을 지니고 있어, 연소 불안정과 관련된 에너지 증가와 감소 메커니즘이 비선형적인 관계를 갖고 있으며, 연소 열에너지와 압력의 변화로 표현되는 음향 에너지 사이의 에너지를 변화시키고 주고받는 관계에서 그 성격이 결정된다[5].

거대한 동력을 발생시키는 에너지 변환장치는 그 개발에 있어서 천문학적인 비용과 기간이 소모되는데 특히 연소 안정성과 관련된 문제는 해당 하드웨어가 처한 작동 조건과 환경에 매우 민감하게 반응하여, 대개는 축소 모델에서 예측이 불가능하며, 궁극적으로는 실제 모델에서 확인해야하는 크나 큰 개발 위험성을 안고 있다. 이와 같은 이유로 인해 연소 다이내믹스 문제가 발생할 것으로 우려되는 실제 크기 컴포넌트 개발시험에서 연소 다이내믹스와 관련된 시험결과를 최대한 확보하는 것은 개발을 효율적으로 수행하고자 하는 목표에 정확히 부합한다고 할 수 있다.

연료나 산화제 중에 하나가 과다하게 많이 공급되어 연소가 비평형 상태로 이루어지는 추진제 과농 연소장치에서 관찰되는 동적 연소현상에 대한 연구가 진행되었으나, 주로 연료 과농 상태에서 발생하는 현상에 대한 연구가 주를 이루었다[6, 7].

본 연구는 액체산소를 산화제로 케로신(Jet A-1)을 연료로 사용하는 산화제 과잉 예연소기를 모사하는 연소장치가 산화제가 극단적으로 연료에 비해 많은 상태에서 연소과정을 겪을 때 관찰되는 동적 연소현상에 대한 실험 데이터를 분석하였다.

2. 실 험

2.1 하드웨어

본 연구에서 사용된 산화제 과잉 연소장치의 단면 개략도와 분사기 배열 모습은 Fig. 1에서와 같다. 본 연소장치에는 단일 추진제 와류 동축 분사기가 적용되었으며, 케로신과 액체산소 분사기가 각각 개별로 설계되었다. 분사기 배열에서 보는 것과 같이 연료 분사기 하나를 다수의 산화제 분사기가 둘러싼 형태로 분사기가 배열되었다. 따라서 추진제간 혼합이 분사기 외부에서 최초로 이루어지게 된다. 연소실 냉각 및 연소가스 냉각을 통한 기체 산소 발생을 위해 1차 연소에 참여하지 않는 액체 산소가 산화제 링(ring)에서 연소실로 유입되게 된다. 좀 더 자세한 하드웨어에 대한 정보는 이전 발표 자료에서 찾아볼 수 있다[8].

2.2 실험조건 및 방법

액체 산소와 케로신의 공급 유량 조건을 두 개 조합으로 구분하여 한 차례 점화에 의한 연속적인 연소 실험 동안에 연소 압력이 두 단계에 걸쳐 형성되도록 하였다. Table 1에 추진제

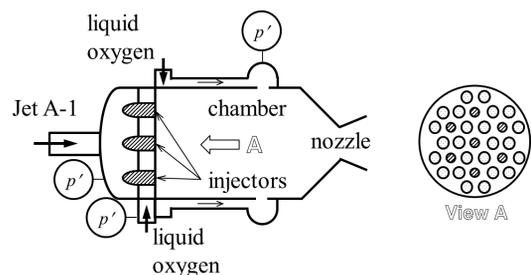


Fig. 1 Schematic of Experimental Combustion Device

Table 1. Nominal Experimental Conditions

Description	Value
<i>Low Pressure Condition</i>	
Head LOx flow rate (kg/sec)	1.85
Head fuel flow rate (g/sec)	116
Cooling LOx flow rate (kg/sec)	5.66
Chamber pressure (MPa)	8.42
<i>Design Pressure Condition</i>	
Head LOx flow rate (kg/sec)	3.80
Head fuel flow rate (g/sec)	225
Cooling LOx flow rate (kg/sec)	11.97
Chamber pressure (MPa)	19.29

공급 유량과 연소실 압력을 나열하였다. 냉각을 위한 산화제 유량을 포함한 전체 혼합비는 65~70에서 결정되어 연소실 내부는 산화제가 극도로 과잉한 환경이 조성된다.

연소실 각 부위에서 발생하는 압력 섭동을 측정하기 위해 동압 센서(PCB piezotronics)를 Fig. 1에서와 같이 산화제 헤드 매니폴드, 연료 헤드 매니폴드 그리고 연소가스 냉각을 위한 산화제 링에 장착하였다. 하드웨어 구조상 직접적인 연소실 내부 압력 섭동 계측은 이루어지지 않았으며 산화제 링에서 측정한 신호를 활용하였다. 센서 신호는 data acquisition system(NI cDAQ)을 통해 샘플링 주파수 25,600 Hz로 저장되었다.

3. 결과 및 토의

3.1 압력 섭동 분석

연소 실험 시 연소실 내부에 형성되는 압력은 Fig. 2에서와 같이 두 단계에 걸쳐 나뉜다. 상대적으로 저압에서 설계압력으로 압력 변동은 급격하게 이루어지며, 그림에서 보듯이 스트레인지 이징 방식의 정압 센서 신호임에도 불구하고 저압 구간에서 신호 섭동이 매우 강하게 나타나고 있음을 발견할 수 있었다. 본 연구에서 사용한 연소장치에서는 특히 연소압이 상대적으로 낮은 조건에서 관심을 가질만한 동적 특성이 존재함을 알 수 있다. 시간에 따라 빠르게 변하는 압력 성분을 계측하고 분석하기 위해서는 동압 센서

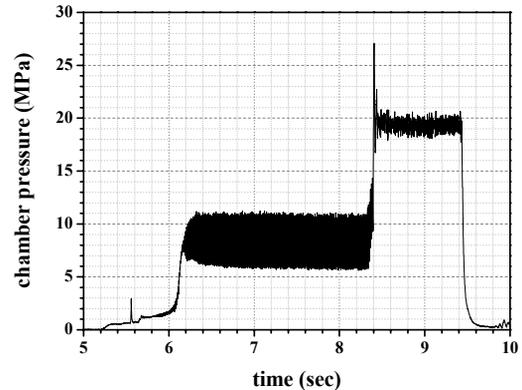


Fig. 2 Temporal Variation of Static Chamber Pressure

신호를 활용한다. 서론에서 밝힌 바와 같이 연소의 동적특성은 열 발생과 연계된 압력의 시간에 따른 변화를 관찰 분석함으로써 그 발생 원인을 파악할 수 있다. 본 연구에서는 압력 섭동 신호를 분석하여 연소 장치의 연소 특성을 파악하고자 시도하였으며, 그 첫 번째 단계로 압력 섭동 신호로부터 연소장치 각 부위에서 계측되는 압력 섭동 에너지를 도출하였다. 압력 섭동 에너지는 압력 섭동의 root-mean-square(rms) 값으로 표현할 수 있으며, Fig. 3의 상단 그래프와 같은 가공되지 않은 센서 신호로부터 rms 값을 도출하기 위해서는 열 충격 등에 의해 발생하는 DC offset을 제거하는 신호 전처리 과정이 필요하다. 본 연구에서 적용한 신호 분석 처리는 상용소프트웨어인 Matlab으로 구현하였다. 동압 센서에서 발생하는 신호를 저장한 후 postprocessing을 통해 bandpass 주파수 (60~10,000 Hz) 설정에 따른 raw data 필터링 결과는 Fig. 3 하단 그래프와 같다. Fig. 3은 Fig. 2에 도시한 그래프와 동일한 실험에서 산화제 링에서 계측한 압력 섭동 신호(raw data)와 60~10,000 Hz의 bandpass로 digital filtering을 실시한 데이터를 보여준다.

DC offset이 제거된 데이터를 이용하여 압력 섭동 세기를 시간에 따라 도시하면 Fig. 4와 같다. 본 그림에서 명확하게 확인할 수 있듯이 저압이 형성되는 구간에서 rms값이 1.12 MPa으로 연소실 압력 대비 $p'_{rms}/p_c=13.3\%$ 에 해당하는 값을 가진다. 이 값은 기존 문헌[9]에서 연소 안정

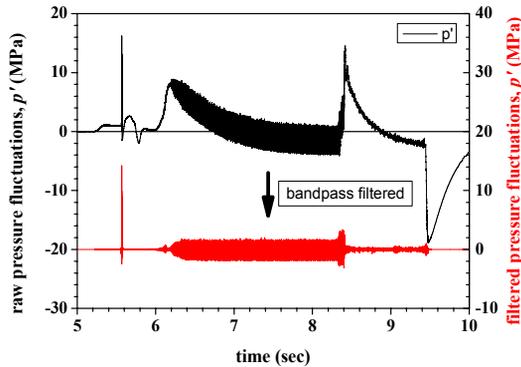


Fig. 3 Raw and Filtered Signals of Pressure Fluctuations as a Function of Time

성 판단 기준으로 삼은 연소실 내 정압 대비 3% 기준을 4배 이상 초과하는 수준이다. 상대적으로 저압에서 고압으로 연소 조건이 변환되는 시점 (본 그림에서 약 8.3 초에 해당)에 순간적으로 19.8% 까지 증가한 후 절대 값이 0.153 MPa ($p'_{rms}/p_c=0.792\%$)까지 줄어들어 매우 안정적인 모습을 보이고 있다. 이와 같이 본 연소 장치는 저압에서 압력 섭동이 연소 안정성 기준 값을 10.3% 나 상회하고 있다.

이와 같이 저압 조건에서 관찰되는 압력 섭동의 특성을 분석하기 위해 Fast Fourier Transform(FFT)을 활용한 주파수에 따른 power spectral density를 Fig. 5에서 나타내었다. 본 그래프를 살펴보면, 저압 조건에서 78 Hz를 특성 주파수로 갖는 압력파를 기본으로 harmonics가 나타나고 있다. 그러나 압력이 고압으로 변환되었을 때 이와 같은 압력파에 해당하는 주파수 peak들은 모두 사라졌음을 관찰할 수 있다. 78 Hz 압력파는 연소 불안정 발생 시 형성될 수 있는 주파수 중에서 매우 낮은 값에 해당하며, 연소실 음향 공진주파수와 에너지 결합을 통해 발생하는 고주파 연소 불안정에서 확인되는 주파수 대역에 비해 매우 낮다.

저 연소압 환경에서 이와 같이 낮은 주파수를 갖고 형성되는 압력파의 특성을 좀 더 자세히 살펴보기 위해 산화제 링, 연료 헤드 매니폴드, 산화제 헤드 매니폴드에서 측정된 압력 섭동 신호 간의 관계를 분석하였다. 산화제 헤드 매니폴

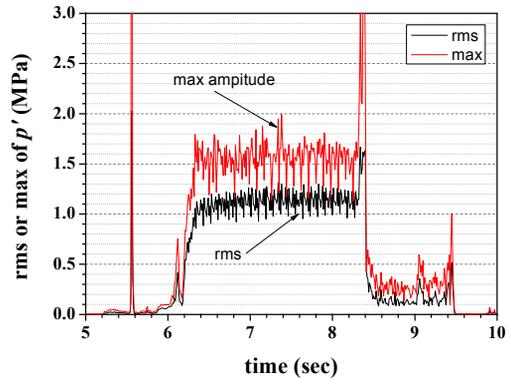


Fig. 4 RMS of Pressure Measurements at DPC

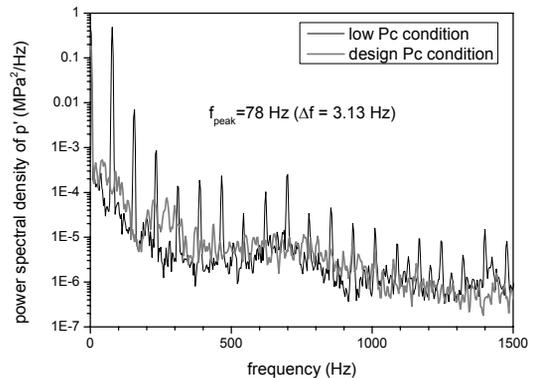


Fig. 5 Power Spectral Density Plots of Pressure Fluctuations at Two Different Chamber Pressure Conditions (averaged during 6.5–7.5 sec for low P, 8.6–9.1 sec for design P)

드와 산화제 링, 연료 헤드 매니폴드와 산화제 링에서 측정된 압력 섭동 신호 간의 coherence와 transfer function[10]로부터 잦은 phase difference를 Figs. 6과 7에 나타내었다.

우선 Fig. 6을 보면 관심 주파수인 78 Hz에서 coherence 값이 1을 보이는데, 이는 각 센서에서 측정한 압력 섭동 신호에서 78 Hz에 해당하는 압력파가 동일한 것임을 말해준다. 이 주파수를 갖는 압력파가 서로 다른 위치인 산화제 헤드 매니폴드와 산화제 링에서 측정되었을 때 보이는 위상차는 -10.9 degree에 해당한다. 산화제 링과 산화제 헤드 매니폴드는 서로 다른 공급 라인을 갖고 있기 때문에 여기서 나타난 위상차는

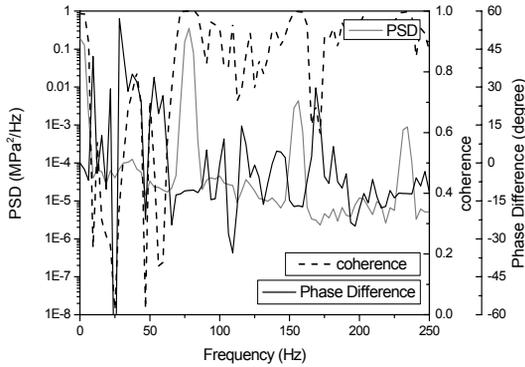


Fig. 6 Coherence and Phase Difference as a Function of Frequency between Pressure Fluctuations from the Oxidizer Head Manifold and the Oxidizer Ring

연소실 내부에 존재하는 동일한 압력파가 서로 다른 위치에서 계측되는 것으로 볼 수 있다. 또한 Fig. 7에서도 78 Hz 압력파가 연료 헤드 매니폴드와 산화제 링 위치에서 보이는 위상차가 -9.7 degree로 영에 가까운 값을 보인다. 이 같은 결과는 78 Hz 압력파가 연소장치 내에서 동일한 위상을 가지고 있다고 볼 수 있는데 이는 연소 불안정 형태 중에 추진제 공급 장치와 연소실 간의 에너지 교환 결합에 의한 bulk mode가 발생했다고 볼 수 있다[11].

연소장치를 Helmholtz 공진기라고 간주하고, 연소실 내부 부피($V_c=1.5e-3 \text{ m}^3$)를 공진기 부피로 산화제 분사기의 노즐 끝단 면적($A_{inj}=6.6e-6 \text{ m}^2$)을 공진기 목 면적으로, 산화제 분사기 내부 길이를 공진기 목 길이($l_{inj}=1.0e-2 \text{ m}$)로 간주하여 다음과 같은 식을 이용하여 Helmholtz 특성 주파수, f_H 를 구하면 69 Hz가 예측된다. 여기서 열전대로 측정된 연소실 내부 온도(1182 K)를 이용한 음속, a 는 656 m/sec로 예측된다.

$$f_H = \frac{a}{2\pi} \sqrt{\frac{A_{inj}}{V_c l_{inj}}} \quad (1)$$

실험값과 Helmholtz 공진 주파수 값이 -11.5%의 차이를 보이는 것은 FFT에 의한 peak 주파수 분해능이 3Hz이며, Helmholtz 공진주파수 음속

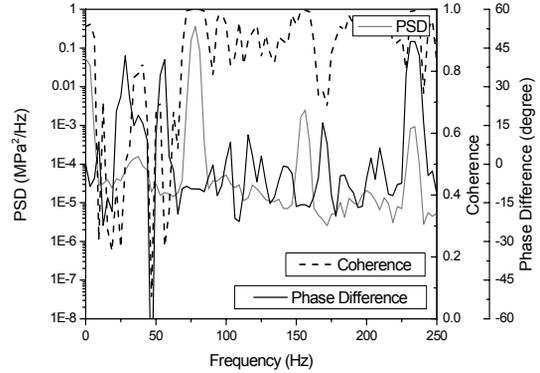


Fig. 7 Coherence and Phase Difference as a Function of Frequency between Pressure Fluctuations from the Fuel Head Manifold and the Oxidizer Ring

결정에 있어서 연소실 기체 온도 값 결정 오차에 의한 것으로 볼 수 있다. 여기서는 연소실 내부 온도가 일정하다고 가정하였지만 실제로는 온도 구배가 있어 음속 또한 공간적으로 다른 차이를 보일 것이다.

위 결과에서 보는 것과 같이 연소압력이 낮은 조건에서 연소실이 Helmholtz 공진 공간으로 작동하여 추진제 공급 시스템과 에너지 결합 및 교환 작용을 발생시키고 있는 것으로 판단된다. 이와 같이 저압구간에서 과대한 압력 섭동이 발생하고 있는 원인으로서는 낮은 유량으로 분사기에서 발생하는 압력차가 연료의 경우 연소압 대비 2.18%에 해당하며, 설계 압력에서는 4.25%로 증가한다. 따라서 상대적으로 낮은 연소압력 조건에서 연료의 작은 유량변화는 산화제 과농 상태에서 발생 열량과 반응율의 큰 변화를 야기하여 분사기를 통과하여 추진제 공급 측과 연소실 간의 압력이 서로 섭동하여 결합되는 상황을 유도하는 것으로 판단된다.

4. 결 론

이원 추진제를 사용하는 연소장치에서 산화제가 연료에 비해 과다하게 많이 공급되는 산화제 과잉 연소장치에서 발생하는 압력 섭동에 대한

분석을 체계적으로 수행하였다. 혼합비가 70까지 이르는 본 연소장치 연소 실험 시 압력이 낮은 구간(8.42 MPa)에서 78 Hz에 해당하는 저주파 압력 섭동이 발생하였으며, 이는 bulk mode에 해당하는 것으로 판단되었다. 저주파 압력 섭동의 세기는 rms 기준으로 연소실 정압 대비 13.3%에 해당하며, 상대적으로 높은 연소실 압력 구간(19.3 MPa)에서는 나타나지 않음을 확인하였다. 이와 같은 bulk mode는 연소실 내부에서 특성 주파수를 갖는 압력파의 위상차가 없이 전체 공간에서 압력이 증가 감소를 반복하는 것으로 Helmholtz 공진기와 비슷한 특성을 보이는 것으로 판단된다. 본 연소장치의 실제 작동은 고압에서만 이루어질 것이기 때문에 실제 시스템 적용 시에는 문제가 없을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국항공우주연구원(다단 연소사이클 액체엔진 성능향상 기술연구)의 지원을 받아 수행된 연구임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

1. Crocco, L. and Cheng, S.-I., "Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors," AGARDograph No. 8, Butterworths Scientific Publications, London, 1956
2. Harrje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA, SP-194, 1972
3. Dranovsky, M. L., "Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia," Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Vol. 221, 2007
4. Lieuwen, T. and Yang, V., "Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling," Vol. 210, Progress in Astronautics and Aeronautics Series, AIAA, 2006
5. 서성현, "연소장치에서 발생하는 고주파 연소 불안정 특성," 한국연소학회지, 제17권, 제1호, 2012, pp.30-36
6. Ahn, K., Seo, S., and Choi, H.-S., "Fuel-Rich Combustion Characteristics of Biswirl Coaxial Injectors," Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 4, 2011, pp.864-872
7. Seo, S., Kim, S.-K., and Choi, H.-S., "Combustion Dynamics and Stability of a Fuel-Rich Gas Generator," Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 2, 2010, pp.259-266
8. 문일윤, 문인상, 유제한, 전재형, 이선미, 홍문근, 하성업, 강상훈, 이수용, "산화제과잉 예연소기 점화시험," 한국추진공학회 제37회 추계학술대회 논문집, 2011, pp.869-872
9. 서성현, 이광진, 최환석, "액체로켓 엔진 연소장치의 연소 안정성 평가 기준에 대한 연구," 한국추진공학회지, 제13권, 제6호, 2009, pp.33-39
10. Seo, S., Han, Y.-M., and Choi, H.-S., "Combustion Characteristics of Bi-Liquid Swirl Coaxial Injectors with Respect to a Recess," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 53, No. 179, 2010, pp.24-31
11. Lim, B.-J., Seo, S., Kim, M., Ahn, K., Kim, J.-G., and Choi, H. S., "Combustion Characteristics of Swirl Injectors at Kerosene-Rich Conditions," Fuel, in press, 2012