

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.6.011>

50 N급 아산화질소/에탄올 추력기의 점화 과도 유동장 가시화

김도현^a · 박재현^b · 유명곤^b · 이경은^b · 구자예^{b,*}

Visualization of Transient Ignition Flow-field in a 50 N Scale N₂O/C₂H₅OH Thruster

Dohun Kim^a · Jaehyeon Park^b · Myunggon Yu^b · Kyungeun Lee^b · Jaye Koo^{b,*}

^aDepartment of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School of Korea Aerospace University, Korea

^bSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jykoo@kau.ac.kr

ABSTRACT

The combustion flowfield at the near-injector region of a 50 N scale N₂O/C₂H₅OH thruster was visualized using shadowgraph technique. The explosive ignition was occurred at the design spray condition, and the expanding combustion gas quenched the flame immediately. Approximately after 83 ms from the initial ignition, the propellant spray was re-ignited, and the flame was stabilized after 23 ms elapsed. In the increased oxidizer flow rate condition, the transient pressure at the moment of ignition was smoother than explosive ignition, and the blow down phenomenon was not appeared in the same operating sequence. In addition, the flame was stabilized within 17 ms, and it is caused by improved propellants mixing before ignition.

초 록

아산화질소/에탄올 추진제 조합을 사용하는 50 N급 추력기 분사기 인접부에서 shadowgraph 기법을 사용하여 연소 유동장을 가시화하였다. 설계 작동조건에서 폭발성 점화가 일어났으며, 급격히 팽창하는 연소가스에 의해 순간적으로 소멸되는 현상이 관찰되었다. 최초 점화로부터 약 83 ms 뒤 추진제 분무는 재점화 되었으며, 그로부터 약 23 ms 후 화염이 안정화되는 것이 관찰되었다. 동일한 시퀀스에서 설계 조건보다 산화제 유량을 증가시킨 경우, 소멸 현상 없이 완만한 연소 압력 과도 특성을 보였으며 최초 점화로부터 약 17 ms이내에 화염 안정화가 이루어졌다. 이는 점화 직전의 연소기 내부 미연 추진제 혼합 향상에 의한 것으로 생각되었다.

Key Words: Combustion Flowfield(연소 유동장), Visualization(가시화), Nitrous Oxide(아산화질소), Ethanol(에탄올)

Received 10 December 2013 / Revised 8 November 2014 / Accepted 15 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

연소 중인 액체로켓엔진 내부로 분사된 추진

제는 미립화 및 혼합과 동시에 연소반응이 일어난다. 따라서 추진제 분무는 성능 및 효율에 직접적인 영향을 미치고[1], 많은 연구자들이 상압 또는 고압에서의 비연소 분무시험을 수행하여 액체로켓엔진용 분사기에서 2상 유체 분무의 분열 및 혼합 메커니즘을 연구하였다[2-6]. 하지만 실제 연소 중인 액체로켓 연소기 내부는 온도와 압력이 높으므로 추진제의 밀도, 점성, 열확산 등의 물성에 차이가 있으며, 비연소 시험조건에서의 분무 거동과 차이가 있다. 따라서 국외의 몇몇 연구기관에서는 투영창이 장치된 연소기를 사용하여 내부 연소 유동장을 직접적으로 가시화하여 연소 중인 분무, 화염구조 및 연소 동특성 등에 대하여 연구한 바 있다[7-10]. 대부분의 관련 연구는 액체 추진제로 초저온 액체 산소를 산화제로 사용하고, 연료로 기체 메탄 또는 기체 수소를 사용하였다. 액체산소는 분사와 동시에 주위 공기 및 기체 추진제와의 큰 온도차로 인한 열교환이 일어나며, 빠르게 기화한다. 이는 점화에너지가 공급되기 전 추진제의 빠른 혼합이 가능함을 의미한다. 반면, 상온 액체상태인 케로신 또는 에탄올과 같은 저장성 연료를 액체 추진제로 사용한 경우, 점화 이전 분무는 기화되지 않은 많은 액적이 존재할 것이다. 이와 같은 경우에는 초저온 액체 추진제를 사용하였을 때와 점화 특성이 상이할 것으로 생각되며, 이에 대한 가시화 연구 결과는 매우 드물다.

본 연구에서는 액체 추진제로 에탄올(C_2H_5OH)을 사용하고, 기체 추진제로 아산화질소(N_2O)를 사용한 50 N급 2원 추진제 추력기의 점화특성에 대한 고찰이 이루어졌다. 추진제 미립화/혼합을 위하여 가장 단순한 구조를 가진 전단 동축형 분사기가 사용되었으며, 연소기 측면에 내부유동 가시화를 위한 퀴츠 투영창을 설치하고, 설계 작동 조건에서 투영창 내측표면의 열적 부하를 검토하였다. 분사기 인접부에서의 연소 유동장 가시화를 위하여 shadowgraph 기법을 적용하였으며, 점화 시 추진제 분사 조건에 따른 추진제 분무 유동장의 점화 전이 거동 차이를 관찰하였다.

2. 실험 장치 및 셋업

2.1 실험 및 계측장치

Fig. 1은 실험에 사용된 전단 동축형 분사기 및 가시화 연소기의 개략도 및 주요치수를 나타낸다. 중심 액체 분사기의 직경은 1 mm, 환형 기체 분사기의 외경은 4 mm, 환형 틈새의 간격은 0.5 mm이며, 리세스 깊이는 2 mm이다. 질소 퍼지 및 막냉각을 위해 분사기 둘레에 0.3 mm 폭의 환형 틈이 있다. 연소기는 직경 22 mm의 원형 단면을 가지며, 분사기 면에서 노즐 수축부까지의 거리는 167 mm이다. 노즐목 직경은 6.63 mm, 수축 반각 30도, 확대 반각 15도이다. 노즐은 황동 재질로 제작되었으며, 수냉각으로 열손을 방지하였다. 연소 실험 중에는 연소실 압력, P_{cc} , 액체 및 분사기의 상류 압력, $P_{LIQ.inj}$, 기체 추진제 체적유량 측정부 압력, $P_{GAS,line}$ 을 최대 측정압력 60 bar의 WIKAI A-10 압력 트랜스듀서를 사용하여 측정하였다. 직경 40 mm, 두께 30 mm의 fused silica 퀴츠 투영창은 분사기 표면에서 9.5 mm 하류지점을 중심으로 하는 직경 21 mm의 원형 영역을 직접적으로 가시화한다. Shadowgraph 기법 적용을 위하여 가시화 영역을 횡단하여 광원을 투과시켜야하므로, 2개의 투영창이 서로 마주보도록 설치하였다. 점화기로는 Denso IU24 스파크 플러그가 사용되었으며, 펄스 작동식 유도코일을 사용하여 점화에너지를 공급하였다. 점화기의 축방향 설치 위치는 투영창 중심선의 위치와 동일하다.

연소 유동장의 shadowgraph 촬영을 위하여 Fig. 2와 같이 Svisi Gigaview 고속 CCD 카메라, Plano-convex 렌즈, 11.8 W LED 광원이 설치되었다. LED 광원에서 방출된 빛은 Plano-convex 렌즈를 통과하여 평행광으로 바뀌어 가시화 영역을 지나가고, 연소 유동장의 그림자 상을 포함한 빛은 다시 Plano-convex 렌즈를 통해 고속 CCD 카메라의 렌즈로 집광된다. 고속 CCD 카메라는 해상도 640×480 pixel, 촬영 속도 1136 fps, 노출시간 4 μ s, 총 촬영시간 2.6초로 설정되어 가시화 영상을 수집하였다.

Table 1. Experimental conditions.

Parameters	C ₂ H ₅ OH	N ₂ O
$\rho_{inj, LIQ}$ [kg/m ³]	789	20.5
μ_{LIQ} [cP]	1.33	0.0142
dP_{inj} [bar]	2.0	6.2
\dot{m} [g/s]	3.41	18.85
P_{cc} [bar]	10 @ $D_t=6.63$ mm	

2.2 실험 조건

연소 가시화에 사용된 추력기의 연소 실험 조건을 Table 1에 나타내었다. 총 설계 추진제 질량유량은 22.3 g/s, O/F 비는 5.53이며, 연소실 압력 10 bar인 조건에서 산화제와 연료의 분사 속도는 각각 5.50 m/s, 167.33 m/s 이다. 기체 산화제 분사속도 추측을 위한 밀도는 상태방정식을 통하여 계산되었다. 추력기의 작동 시퀀스는 Atmega 마이크로 프로세서를 사용한 커스텀 제어기를 통해 작동되며, 200 ms 연료 선공급 점화 시퀀스로 작동된다. 점화기는 연료, 산화제 공급 후 300 ms동안 작동하며, 총 연소시간은 약 1.7초이다. 점화 시퀀스의 cyclogram은 Fig. 3에 도시하였다. 연소 가시화 실험에 앞서, 실험에 사용된 추력기의 설계조건에서 투영창 내측 표면에 가해지는 열적 부하를 측정하는 실험을 수행하였다. Fig. 4는 설계조건에서 약 2.8 초간 추력기가 작동할 경우의 연소실 압력 및 투영창 내측 표면 온도의 시간에 따른 변화를 나타낸다. 직경 1/16 inch K-type 열전대를 퀴츠 투영창 대신 설치된 알루미늄 더미 투영창의 중심부를 관통하여 내측 표면 끝에 열전대 끝이 위치하도록 설치하여 온도측정이 이루어졌다. 정상상태에서의 평균 연소 압력은 약 9.69 bar이며, 측정된 최대 온도는 약 1117.8 K로 나타났다. 이는 퀴츠의 strain point인 1393.2 K 보다 약 280 K 낮은 온도이며, 설정된 연소시간 동안 화염에의 노출은 퀴츠 투영창의 기계적 강도 및 내압 성능에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 결론을 내렸다.

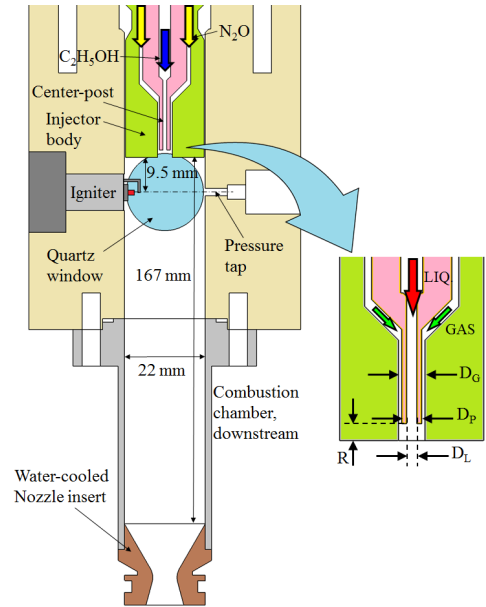


Fig. 1 Schematic and dimensions of combustor.

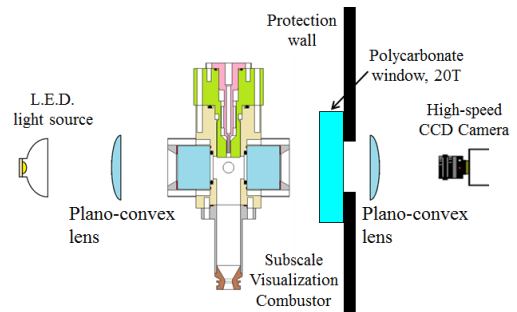


Fig. 2 Shadowgraph setup.

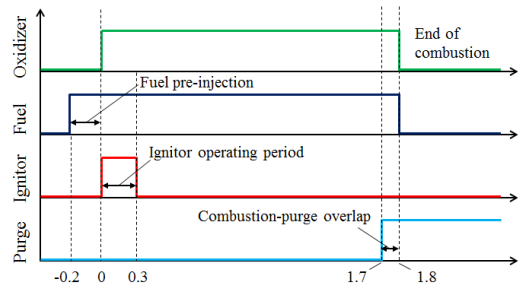


Fig. 3 Cyclogram of ignition sequence for combustion visualization experiments.

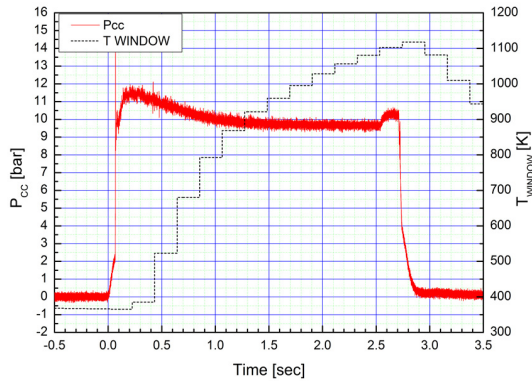


Fig. 4 Time-trace of combustion pressure and temperature at window inner surface: the run time was extended to 2.5 s to monitor the increase of window temperature.

Table 2. Mean performance parameters at steady state and, 5k samples averaged.

CASE A: Explosive Ignition		
Parameters	C ₂ H ₅ OH	N ₂ O
dP _{inj} [bar]	1.20±0.34	6.77±0.37
Mass flow [g/s]	3.38±0.08	18.79±0.16
O/F ratio	5.56±0.14	
P _{cc} [bar]	9.69±0.38	
C* [m/s]	1510.2±43.29	
We before ignition	1.24×10 ⁴	
J before ignition	11.18	
CASE B: Smooth Ignition		
Parameters	C ₂ H ₅ OH	N ₂ O
dP _{inj} [bar]	0.97±0.34	7.83±0.37
Mass flow [g/s]	3.04±0.08	21.33±0.15
O/F ratio	7.02±0.19	
P _{cc} [bar]	10.83±0.37	
C* [m/s]	1534.2±53.54	
We before ignition	1.59×10 ⁴	
J before ignition	17.32	

3. 결과 및 분석

가시화 시험은 동일한 점화 시퀀스에서 설계

조건(CASE A)과 산화제 유량을 높였을 경우(CASE B)에서 수행되었다. CASE A와 CASE B의 정상상태 성능 파라미터 및 점화 전 분무조건 파라미터들의 평균값을 Table 2에 나타내었다. 총 추진제 공급량이 증가함에 따라 정상상태 연소실 압력이 증가하였고, 액체 분사기 차압 감소에 따라 연료 유량은 감소하였다. 결과적으로, 산화제 유량이 증가하고 연료유량이 감소하여 추진제 혼합비는 5.56에서 7.02로 증가하였다. 또한 점화 이전의 추진제 혼합 및 미립화에 영향을 미치는 분무 조건 파라미터, Weber 수, We 및 운동량 플럭스 비, J는 CASE B에서 증가하였다. We와 J는 측정된 분무의 질량유량에 분사기 상류압력에서의 추진제 밀도와 분사기 출구 면적을 나누어 추정된 분사 속도를 이용하여 계산되었다.

CASE A와 B의 실험에서 촬영된 shadowgraph 이미지 및 압력 선도는 Fig. 5, 7 및 Fig. 8에 각각 나타내었다. P_{cc}는 연소실 압력, P_{LIQ,inj}은 연료 분사기 상류압력을 나타내며, 산화제 분사기 상류 압력 트랜스듀서의 오작동으로 인해 정확한 계측값이 수집되지 않아 산화제 유량 측정부의 정압, P_{GAS,line}을 대신 나타내었다. 산화제 유량은 분사기로부터 약 5 m 상류에서 측정되었으며, Fig. 6, 7에서 점화 이후에도 P_{GAS,line}이 하강하는 이유는 레귤레이터와 산화제 밸브 사이의 배관 체적이 크기 때문에 정상상태 압력 평형까지의 지연시간이 존재하기 때문이다. 가시화 이미지 및 압력 선도에 표시된 시간은 산화제 분사시작 시점을 0 ms로 정하였다.

Fig. 6, 8에서 액체 분사기 상류압력, P_{LIQ,inj}이 30 bar 이상의 높은 압력 상승이 관찰되었음에도 불구하고 연소실 압력, P_{cc} 선도에서는 피크 압력이 나타나지 않았는데, 그 이유는 정압 트랜스듀서의 느린 반응 시간 (max. 4 ms) 또는 점화로 인하여 생성된 압력파가 각 압력 트랜스듀서로 전달되는 경로의 길이와 매질의 차이에 기인한 것으로 볼 수 있다. 액체 분사기 상류에는 약 30 mm 길이의 1/4 인치 직관으로 압력트랜스듀서가 연결되어있고, 내부는 음속이 빠른 액체로 충전되어 있기 때문에 압력파의 전달이 용

이한 반면, 연소실 압력을 측정하기 위한 트랜스듀서는 pigtail 형태로 벤딩한 약 300 mm 길이의 1/4" 튜브를 통해 설치되어 있으므로, 연소실의 압력이 전달되는 과정에서 감쇠된 것으로 추정된다. 따라서 점화 시 연소실 내부의 압력은 액체 분사기 상류에서 보인 압력 피크 이상의 압력 상승이 있었을 것으로 추정할 수 있다.

연료 선공급 시퀀스에서 기체 산화제 추진제가 분사되기 직전(0 ms)으로부터 화염 안정화까지의 CASE A에 해당하는 대표적 가시화 이미지를 Fig. 5에 순차적으로 나타내었다. 화염 안정화 시점은 어둡게 나타나는 중심 액주 패턴이 완전히 발달하는 시점으로 선정되었다. 이때의 연소실 및 기체 산화제 배관 내부 압력의 시간에 따른 변화를 Fig. 6에 도시하였다.

CASE A(Fig. 5)에서 산화제 분사로부터 약 48 ms 후 최초 점화가 이루어졌으나 이내 곧 소멸되었고, 가시화 영역으로 조사된 광원은 미연 추진제 분무에 의해 완전히 가려져 검게 보인다. 최초 점화로부터 약 83 ms 후 재점화가 이루어졌으며, 화염핵으로부터 연소반응을 일으키며 팽창하여 2 ms 이내에 가시화 영역 전체에 화염이 전파되었다.

재점화 후 추진제 분무의 고밀도 영역(어두운 부분)이 일시적으로 보이지 않는데, 앞서 설명한 이유로 인해 연소실 압력 트랜스듀서에서 측정되지 않은 순간적인 연소실 내부 압력 피크 값이 분사기 상류압력보다 높거나 비슷하게 형성되어, 분무가 일시적으로 중단되었거나, 낮은 차압으로 인해 액체 추진제 유량이 순간적으로 낮아져 추진제가 분사기 외부로 분사된 직후 기화하여 밀도가 낮아졌기 때문으로 추측된다. 재점화로부터 3.5 ms 경과한 시점에 추진제 분무의 고밀도 영역이 다시 관찰되었고, 20 ms 이내에 중심 액주가 일정한 패턴을 보이며 화염 안정화가 이루어졌다.

Fig. 7은 CASE B의 주요 점화현상을 나타낸 것이며, 정상상태 가시화 이미지를 포함하여 나타내었다. 이때의 압력선도는 Fig. 8과 같다. Table 2에 나타낸 바와 같이 CASE B에서 We와 J 각각 28.2%, 54.9% 증가하였으며, 이는 분무의

미립화 및 혼합을 향상시킨다고 알려져 있다 [4,11]. CASE B에서는 CASE A와 달리 소멸 현상이 관찰되지 않았으며, 점화 순간의 압력 곡선이 완만한 증가세를 보였다. CASE A와 비교하였을 때, 최초 점화에 약 24 ms 더 소요되었으며, 희박한 추진제 혼합비 또는 산화제 분사 속도의 증가로 인한 중심 액체 제트의 끌림(entrapment) 현상에 의해 혼합된 가연 추진제가 점화 에너지가 발생하는 지점에 닿는데 지연이 발생하였을 것으로 생각된다. 점화 후 1 ms 이내에 화염은 가시화 영역 전체로 전파되었고, CASE A와 동일하게 분무가 일시적으로 사라졌다가 약 16 ms 경과 후 화염은 안정화 되었다.

Fig. 6, 8에서 CASE A, B의 최초 점화 시 $P_{LU,inj}$ 을 비교하면, CASE A가 B보다 더 낮은 피크 압력을 보인다. 이는 점화 시 연소실 압력 피크가 CASE B에서 더 컸음을 의미하며, CASE A에서 최초의 점화가 지속적인 연소 유지로 이어지지 못하고 소멸되었고, CASE B보다 최초 점화가 약 24 ms 더 빠르게 일어났기 때문에 점화 전 연소기 내부에 축적된 추진제 양이 적었기 때문이다. 하지만 CASE A의 두 번째 점화 시 $P_{LU,inj}$ 의 압력 피크는 약 30 bar 이상으로 매우 높았는데, 이는 소멸 후 재점화까지 약 83 ms동안 분사된 미연 추진제의 양이 CASE B의 점화 지연시간동안 분사된 양보다 더 많았기 때문이다.

CASE A에서 소멸이 발생한 원인으로 다음과 같이 추정할 수 있다.

- (i) CASE B보다 좋지 않은 추진제 미립화/혼합 조건에서 연소기 내에 혼합비 분포 불균일에 의한 화염전파 실패.
- (ii) CASE A에서의 빠른 최초 점화로 인하여 CASE B보다 더 농후한 점화 시 혼합비(선공급된 액체 추진제는 노즐을 통해 빠져나간다 하더라도, 액체와 달리 기체 추진제의 유량 증가 속도가 느리므로)에서 액체 연료 증발 잠열 소모로 인한 소멸.

CASE A에서 관찰된 점화 과도 현상은 유사한 분사기에서 액체산소/기체메탄 추진제를 사용한 Oswald 등의 연소 가시화 시험결과[11]

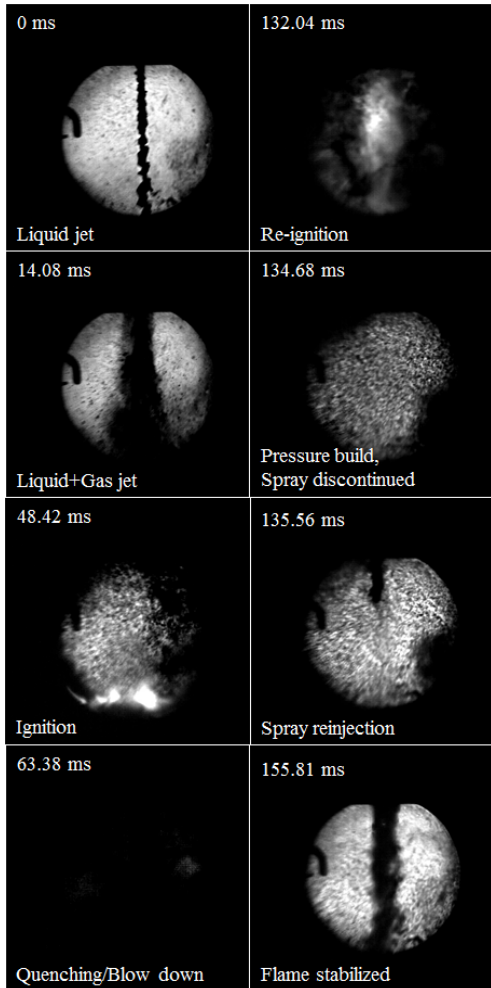


Fig. 5 Representative events at ignition: explosive ignition and blowdown, CASE A.

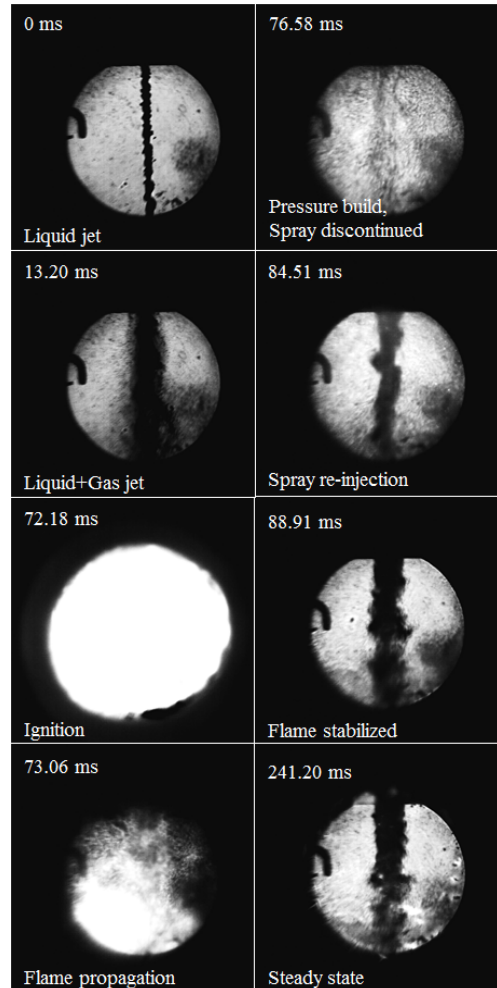


Fig. 7 Representative events at ignition: smooth ignition, CASE B.

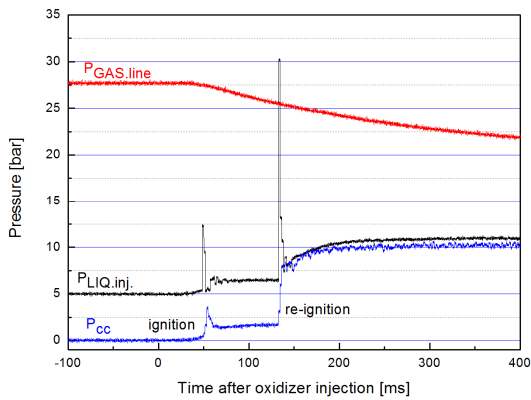


Fig. 6 Pressure history at ignition transition: CASE A.

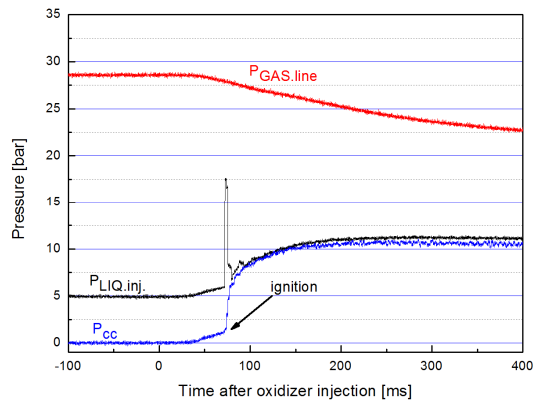


Fig. 8 Pressure history at ignition transition: CASE B.

나타난 EBI(Explosion - Blow down - Ignition) 점화 시나리오와 유사하다. 이는 점화 전에 연소기 내부가 폭발성 추진제로 채워졌고, 점화 순간의 높은 압력 피크가 추진제 분사를 일시적으로 중단시켰기 때문으로 추정하였다. 하지만 Oschwald 등의 연구에서는 본 연구와 반대로 J가 높을수록 EBI 점화 현상이 발생하는 경향이 높았다. 그 이유로 액체산소 제트의 분열 및 기화가 촉진되어 점화 전에 연소기에 충전된 추진제의 폭발성이 더 높은 것을 들었으며, 본 연구에서 나타난 소염-재점화 현상과 다른 원인으로 인하여 발생하였다고 결론을 지을 수 있다.

이와 같은 경향성의 차이는 액체 추진제의 종류(상온 액체 연료 - 초저온 액화기체 산화제), 점화 시퀀스(액체 연료 선공급 - 기체 연료 선공급), 점화 전 추진제 분무의 운동량 플럭스 비범위 ($J=11.2\sim 17.3$ - $J=0.2\sim 3.4$)의 차이에 기인한 것으로 생각된다.

4. 결 론

아산화질소/에탄올 추진제를 사용하는 50 N급 추력기의 설계조건에서 shadowgraphy 기법을 사용한 분사기 인접부의 점화 시 연소 유동장 가시화가 수행되었다. 동일한 점화 시퀀스 및 점화 에너지 공급 방법에서 점화 전 추진제 분사 조건의 변화에 따라 점화-소염-재점화 또는 완만한 점화 현상이 관찰되었다. 산화제 유량을 증가시켜 점화 직전의 추진제 분무의 혼합 및 미립화를 향상시킨 경우, 최초 점화까지의 지연 시간은 더 길어졌으나 소염 현상이 발생하지 않았고 완만한 점화압력 과도 특성을 보였다. 또한 점화에서 연소 분무 안정화까지의 지연 시간이 단축됨을 알 수 있었다.

일련의 연소 유동장 가시화 시험을 통해 설계/제작된 실험장치의 유용성을 검증하였고, 분무 조건에 따른 점화-정상상태 천이과정에 대한 비교 및 분석을 성공적으로 수행할 수 있었다. 따라서 본 연구를 통해 액체로켓 엔진 내부의 연소 화염 연구를 위한 기반기술을 획득하였다고

판단된다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (NRF-2012M 1A3A3A02033146).

References

1. Bazarov, V., Yang, V. and Puri, P., *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspect of Modeling, Analysis, and Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, U.S.A., 2004.
2. Farago, Z. and Chigier, N., "Morphological Classification of Disintegration of Round Jets in a Coaxial Air Stream," *Atomization and Sprays*, Vol. 2, Issue 2, pp. 137-153, 1992.
3. Lasheras, J.C., Villermaux, E. and Hopfinger, E.J., "Break-up and Atomization of a Round Water Jet by a High-speed Annular Air Jet," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 357, pp. 351-379, 1998.
4. Varga, C.M., Lasheras, J.C. and Hopfinger, E.J., "Initial Breakup of a Small-diameter Liquid Jet by a High-speed Gas Stream," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 497, pp. 405-434, 2003.
5. Gautam, V. and Gupta, A.K., "Cryogenic Flow and Atomization from a Coaxial Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 33-39, 2009.
6. Branam, R. and Mayer, W., "Characterization of Cryogenic Injection at Supercritical Pressure," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 3, pp. 342-355, 2003.
7. Lux, J. and Haidn, O.J., "Flame

- Stabilization in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Rocket Engine Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 15-23, 2009.
8. Yang, B., Cuoco, F. and Oswald, M., "Atomization and Flames in LOX/H₂- and LOx/CH₄- Spray Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 4, pp. 763-771, 2007.
9. Locke, J.M., Pal, S., Woodward, R.D. and Santoro, R.J., "High Speed Visualization of LOX/GH₂ Rocket Injector Flowfield: Hot-Fire and Cold-Flow Experiments," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, U.S.A., AIAA 2010-7145, Jul. 2010.
10. Salgues, D., Mouis, A.G., Lee, S.Y., Kalitan, D., Pal, S. and Santoro, R.J., "Shear and Swirl Coaxial Injector Studies of LOX/GCH₄ Rocket Combustion Using Non-Intrusive Laser Diagnostics," *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., AIAA 2006-757, Jul. 2006.
11. Cuoco, F., Yang, B., Bruno, C., Haidn, O.J. and Oswald, M., "Experimental Investigation on LOx/CH₄ Ignition," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, FL, U.S.A., AIAA 2004-4005, Jul. 2004.