액체 로켓 엔진에 있어서 추진제 공급 선점 시간에 따른 점화 특성에 관한 연구

박 정**· 김용욱*· 김영한*· 이재룡*· 정용갑*· 조남경*· 오승협*

(2000년 3월 10일 접수)

A Study on Ignition Characteristic with Supply Leading Time of Propellants in Liquid Rocket Engine

Jeong Park, Yong Wook Kim, Young Han Kim, Jae Yong Lee
Yong Gahp Chung, Nam Kyung Cho and Seung Hyub Oh

Key Words: Combustion Chamber Pressure(연소실 압력), Ignition(점화), Supply Leading Time(선점 공급 시간), Unlike Impinging Injector(비동류형 충돌 인젝터)

Abstract

Experimental studies on determination of the supply leading time of propellants to combustion chamber have been made to stably and efficiently guarantee the ignition process with liquid rocket engine. The propellant used is a Kerosene as fuel and a liquid oxygen as oxidizer. FOOF type of three injectors are set with an angle of 135° and the combustion chamber pressure is 200psi. The present experiment program also includes the stability on the quadlet type of ignitor using the triethylaluminum(TEAL) as an ignition source. Experimental results clarifies that the propellant supply through LOx leading to combustion chamber is proper for stable ignition and combustion processes based on the fuel and oxidizer manifold pressures, combustion chamber pressure, and the variation of flame length from the nozzle exit with lapse time, and shows that the leading supply time of propellants affects the engine performance little.

1. 서 론

로켓 엔진에 있어서 안정된 연소의 보장을 위해 선결되어야 하는 중요한 인자 중의 하나는 점화이다. 점화원으로서 TEAL(triethylaluminum)과 같은 접촉성 발화 물질은 처리상의 어려움에도 불구하고 안정적으로 점화를 실현시키고 국부적 점화 실패를 보완할 수 있는 장점으로 인해 액체 로켓 엔진에서 많이 사용된다. 한편, 분무 연소의 최소 단위인 액적에서의 점화에 관한 많은 연구들이 다양한 연료에 대해 주위 분위기 온도 및 분위기 압력을 변수로 액적의 점화 지연 시간 등 다양한 정보를 제공해 왔고,[1-5] 실제 분무 연소의 초기 점화 특성 파악을 위한 모사 실험으로 일차원 액적 배열 및 액적 혹은 연료 입자 군내에서의 화염 퍼짐 거동에 대한 다양한 시도들이 있어 왔다.[6-13] 액적의 점화 지연 시간은 대략적으로 증발 시간, 증발된 연료와 주위 산화제와의 혼합 시간 그리고 화학 반응 시간의 합으로 표현될 수 있다. 일반적으로 혼합 시간은 증발 시간과 화학 반응 시간에 비해 상대적으로 짧기 때문에 무시할 수 있다. 액적 직경이 작거나 휘발성이 높은 연료는 화학 반응 시간에 의해 점화 지연 시간이 주로 결정되는(reaction-controlled scheme) 반면 휘발성이 낮거나 액적 직경이 큰 경우에 있어서는 점화 지연 시간은 증발 시간에 주로 의존

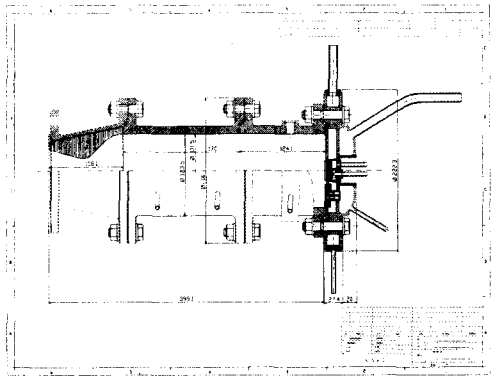
* 한국항공우주연구소 우주추진연구그룹
** 회원, 순천대학교 기계자동차공학부
E-mail : jeongpark@sunchon.ac.kr
TEL : (061)750-3537 FAX : (061)750-3530

(vaporization-controlled scheme)나게 된다.[3,13] 한편, 본 연구에서 사용된 케로신은 증발률이 비교적 낮은 연료이고 분사되는 초기 액적 직경이 평균적으로 150μm로 비교적 크기 때문에 열용량이 커서 점화 지연 시간은 증발 시간에 주로 의존할 것이 예상된다. 또한, 로켓의 연소 성능 예측에 관한 기존의 연구에서 증발이 점화 및 연소 현상을 지배한다는 가정 하에서 세워진 일차원적 모델이 연소 과정 및 성능 예측을 비교적 잘 묘사하고 있음을 보인 바 있다.[14] 그러나, 액적 증발 시간, 연료와 산화제의 혼합 시간, 그리고 화학반응 시간은 각각 특성적으로 주위의 열 및 유동에 따라 민감하게 반응하기 때문에 로켓 엔진 연소와 같이 고압 분위기에서의 점화는 열화학적 성질 및 전달 현상이 복잡하고 액적 상호 작용으로 정량적으로 점화 현상을 예측하기는 상당히 어렵다. 결국 로켓 엔진과 같이 고압 분위기에서의 점화 특성을 파악하기 위해서는 복잡성에도 불구하고 적절한 계의 변수(system parameter)를 선정하여 다양한 실험적 접근이 필수적이라 하겠다.

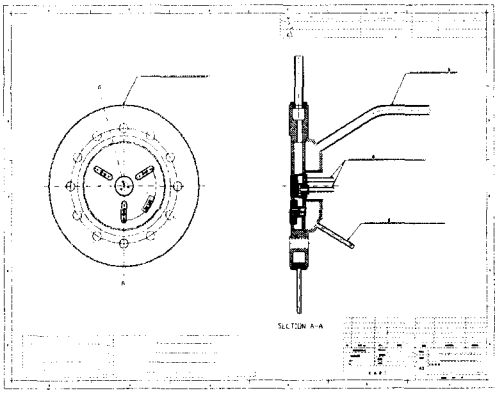
현재의 연구에서는 350lbf 추력의 소형 액체 로켓에 있어서 TEAL을 점화원으로 하는 경우의 점화 시퀀스를 평가하는 실험이 수행된다. 공급 연료 및 산화제 밸브 개도 시간과 그에 따른 추진제의 연소실로의 유입 시간을 변수로 연소실 압력의 시간에 따른 변화 과정과 노즐 출구로부터의 화염 길이 변화를 측정하고 각 경우에 있어서 정상 상태에서의 연소 성능을 평가하여 최적의 점화 시퀀스를 획득함을 목적으로 한다.

2. 실험 장치 및 방법

Fig. 1은 실험에 사용된 350lbf 추력의 액체 로켓 엔진 및 인젝터 형상을 나타낸다. Fig. 1(b)에 나타난 바와 같이 FOOF 형의 비동류 충돌형(unlike impinging)인 세 개의 인젝터가 135°로 배열되어 있고 중앙에는 quadlet형의 점화기가 놓인다. quadlet형 점화기에는 중심부에서 접촉성 발화 물질인 60g/s의 TEAL이 분사되고 주위에 135°로 배열된 세 개의 오리피스로부터 140g/s의 액체 산소(LOx)가 분사되어 연소실에서 점화원으로 이용되고 정상 상태에서 설계치인 연료/산화제 혼합비가 2.34가 유지되도록 하였다. 현재의 로켓의



(a)



(b)

Fig. 1 Schematic drawing of rocket engine; (a) assembled test engine and (b) injector shape

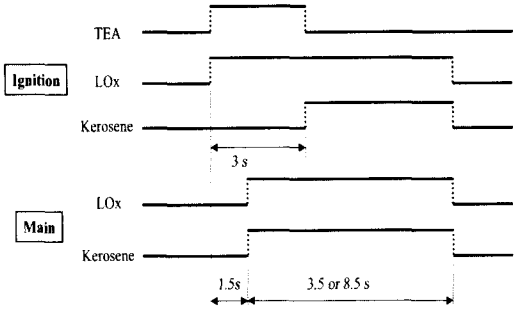


Fig. 2 Operation sequence for firing test

추진제 공급은 가압 방식이며 이를 위해 공급 설비는 크게 케로신 저장 및 운전 탱크, 액체 산소 저장 및 운전 탱크, TEAL 저장 및 운전 탱크로 구성되고, 가압을 위해서 액체 질소가 사용된다. 액체 산소 공급 라인에는 Oval Micro-Motion Flowmeter-E Series 유량계에서 밀도 값을 관찰하여 산소가 액상으로 존재할 때까지 기화된 산소의 충분한 vent 과정을 거쳐 전체 공급 라인을 냉각하게 된다. 현재의 공급 설비는 60초의 연소 시간을 기준으로 최대 1tonf의 추력의 연소 실험을 수행할 수 있다.

Fig. 2는 현재의 실험에 사용된 로켓 발사 시험을 위한 작동 시퀀스를 나타낸다. Fig. 2에 나타낸 바와 같이 먼저 quadlet 점화기에서의 점화를 위해 TEAL과 LOx 측 밸브가 열리고 TEAL 측의 주밸브(main valve) 열림 신호 개시 후 TEAL이 점화되기까지 보통 약 1.0s의 시간 경과를 요하므로 케로신 및 LOx 주 밸브는 안정성을 고려하여 1.5초 후에 열리게 하였다. 케로신과 LOx의 주밸브가 열리고 난 후 점화기 측 TEAL 공급 라인에 잔류하는 TEAL을 제거할 목적으로 케로신이 3초 후에 공급되어 이후로는 quadlet형 점화기도 추진제로서의 역할을 하게 된다. 로켓 엔진 발사 시험의 전 과정은 PLC 프로그램의 통제하에 자동으로 수행되며 데이터 취득은 Odyssey 제품의 DAS(data aquisition system)에서 수행되며 각 공급 계통의 유량 및 온도 측정은 100Hz, 운전 탱크, 연소실 그리고 연료 및 산화제 매니폴드 압력 측정에는 1kHz의 샘플링율로 하였다. 점화기 및 인젝터 오리피스 직경은 연료의 경우 1.6mm, 산화제는 2.2mm이며, 충돌각은 30°이다. 평균 연료의 액적 직경은 연소 불안정성을 상대적으로 감쇠시키기 위해 비교적 큰 150μm가 되도록 하였고 최대 출력이 얻어질 수 있는 연료/산화제의 설계치 혼합비(O/F ratio)는 2.34이다.

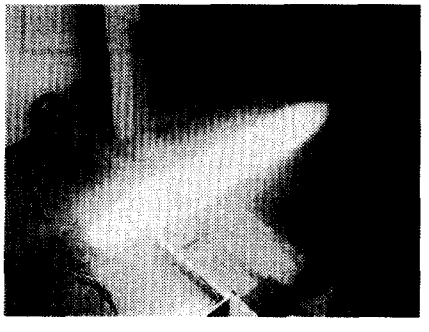
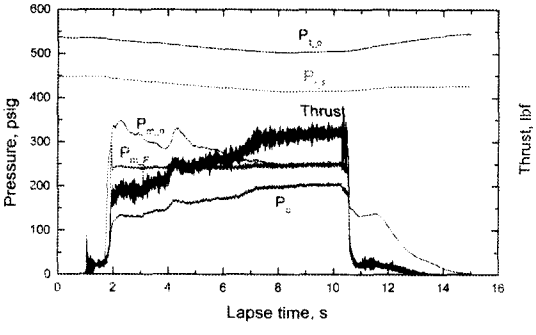


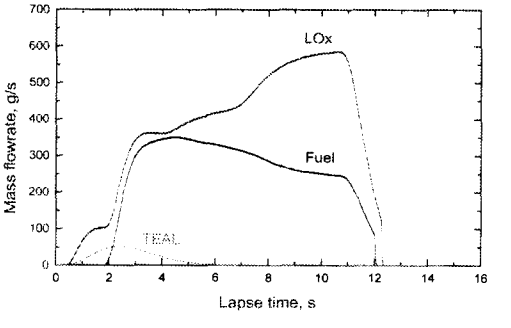
Fig. 3 Typical firing landscape of rocket engine

3. 실험 결과 및 논의

Fig. 3은 Fig. 2에 제시된 작동 시퀀스에 따라 얻어진 정상 상태 조건하에서의 전형적인 연소 상태를 나타내며 Fig. 4는 전형적인 연소 과정을 모사하는 운전 탱크, 연소실, 연료 및 산화제 매니폴드 압력, 추력, 질량 유량의 시간에 따른 변화를 나타낸다. Figs. 3과 4에서 경과 시간은 TEAL 공급 라인의 밸브가 열리는 시간을 기준으로 표시되었고, 매니폴드 압력의 상승을 근거로



(a)

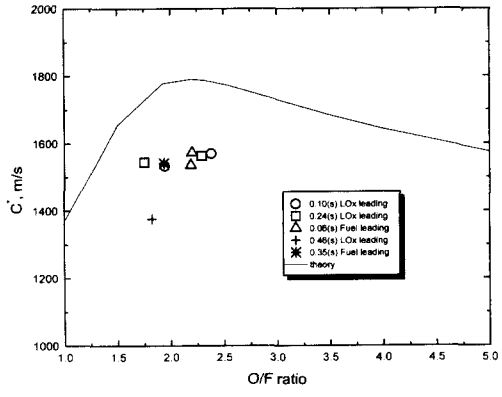


(b)

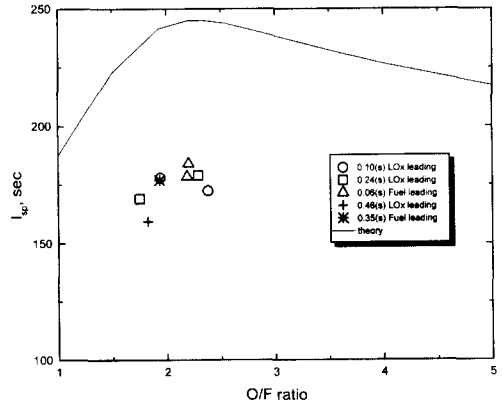
Fig. 4 Typical combustion history with lapse time; (a) variations of fuel and oxidizer run tank pressures, fuel and oxidizer manifold pressures, combustion chamber pressure, thrust with time and (b) variations of mass flowrates with time

하여 Figs. 3과 4는 0.10초 LOx가 케로신에 비해 연소실에 먼저 유입된 경우이다. 초기에 TEAL이 점화된 후 추진제가 공급되면 노즐 출구로부터의 화염 길이는 급격히 증가하고 나서 화염 길이는 서서히 감소하여 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 정상 상태의 화염을 나타내게 된다. 본 연구의 유량계는 응답 시간이 약 1.5초 정도이기 때문에 시간에 따른 유량 변화가 정확히 모든 시간에 정량적인 값을 제시하지는 못하지만 정상 상태로 도달하기까지 정성적 경향은 잘 나타내고 있다. 즉, 연료 및 산화제는 초기에 대기압 상태의 매니폴드 및 연소실로 공급되므로 연료 매니폴드 압력에 나타난 바와 같이 초기에 압력의 overshoot이 발생하여 연료 질량 유량 또한 초기에 overshoot이 나타남을 알 수 있다. 이것은 연소실 압력이 증가함에 따라 공급되는 연료 질량 유량이 이후로 서서히 감소하기 때문이다. 산화제 매니폴드 압력은 초기에 증가하고 나서 다시 감소하는 반면에 LOx 질량 유량은 단조 증가하여 정상 상태로 도달하게 된다. 이것은 액체 산소 공급 초기에 기화된 산소가 매니폴드에서 압축되는 효과로 압력은 높은 반면에 기화된 산소는 밀도가 낮기 때문에 기화된 산소가 액상의 산소로 대체될 때까지 질량 유량은 증가하게 된다. 이러한 현상이 기화된 산소에 기인함은 연료 및 산화제 주벨브가 닫힌 후의 연료 및 산화제 매니폴드 압력 변화로부터도 확인된다. 즉 연료 매니폴드 압력은 급격한 감소를 나타내는 반면 산화제 매니폴드 압력은 공급 라인에서 잔류하여 기화된 산소가 매니폴드를 채우기 때문에 압력 감소가 서서히 일어나기 때문이다. Fig. 4a에서 추력 및 연소실 압력으로 알 수 있는 바와 같이 약 6.5초 정도에서 정상 상태에 도달하는 것으로부터 이때부터 정상 상태의 유량이 공급되는 것으로 판단된다. 또한, 추력 및 모든 압력 신호에서 약 4s의 경과 시간에서 국부적 압력 상승이 나타나는 것은 TEAL의 공급이 제거되고 케로신이 점화기 측으로 공급되기 때문이다.

Fig. 5는 혼합비에 따른 특성 속도(charcteristic velocity)와 비추력(specific impulse)을 나타내고 있다. 특성 속도[15]는 노즐 목에서 음속인 시스템에서 추진제의 유효 에너지 준위와 연소실 및 인젝터 설계에 대한 적합도를 나타내는 변수이고, 비추력[15]은 추진제, 인젝터, 연소실 및 노즐의 복합 성능 수준을 나타내는 로켓 엔진 성능을 표시하는 가장 중요한 변수이다. Fig. 5에서 실선은 연소실 압력이 200psi인 경우의 CEC code로부터 얻어진 이론적 계산 결과를 나타내고 데이터들은 추진제 공급 선점 시간에 대한 측정 결과들을 나타내고 있다. Fig. 5에서 알 수 있는 바와 같이 LOx 공급 선점 시간이 0.46(s)인 경우를 제외하곤 특성 속도 효율이 약 0.87 정도로 기존의 문헌[15,16]상에 보고된 결과들이 0.85-0.90 정도를 나타내고 있음을 고려할 때 현재 설계된 엔진이 비교적 잘 설계되었음을 알 수 있다. 그러나, 추진제 공급 선점 시간에 따른 로켓 엔진 성능에 두드러진 경향이 나타나지 않는 점으로부터 추진제 공



(a)



(b)

Fig. 5 Variation of (a) characteristic velocity and (b) specific impulse with O/F ratio

급 선점 시간이 너무 크지 않다면 정상 상태에서의 로켓 엔진 성능에는 큰 영향을 미치지는 않는 것으로 판단된다.

Fig. 4(a)에서 연료와 산화제 주밸브가 열린 후 점화하여 연소실 압력이 최초로 상승할 때 시간에 따른 압력 구배가 최소가 되는 시간에서의 압력을 점화 압력, P_i, 정상 상태에서의 연소실 압력을 P_s, 주밸브가 열린 후 매니폴드 압력의 상승 시점으로부터 점화 압력까지의 시간을 연소실 압력 상승 시간(chamber pressure rising time)으로 정의하여 연료 및 LOx 공급의 선점 시간(leading time)에 따라 Fig. 6에 나타내었다. 이때, 물리적으로 점화 압력은 점화 단계에서의 연소실 압력에 대한 척도로 높을수록 안정적 점화 상태를 나타내게 된다. 이것은 고압 분위기에서 액적의 점화에 관한 연구[1,4,5]에서 알 수 있듯이 분위기 압력이 높을수록 연료의 증발률이 증가하고 화학반응 시간이 감소하기 때문이다. 실험 조건은 주밸브 열림 신호를 기준으로 연료 선점 0.1초와 0.3초, 액체 산소 선점 시간 0.1초와 0.3초 그리고 동시에 연료 및 산화제 주밸브를 여는 경우를 실험을 수행하였으나 실제 공급 선점 시간은 Fig. 6에 나타난 바와 같이 동시에 연료와 산화제 주밸브를 열어도 약 0.1-0.2초 정도 액체 산소가 먼저 연소실로 공급된다. 따라서, 실제 추진제의 선점 시간을 명확히 나타내기 위해 추진제 공급 선점 시간은 인젝터면(injector face) 바로 상단에 위치한 연료 및 산화제 매니폴드에서 압력을 비교하여 압력 이 상승하는 시간 차이로 정의하여 Fig. 6에 실제 추진제 공급 선점 시간으로 나타내었다. Fig. 6(a)와 (b)에 나타낸 바와 같이 연료 혹은 액체 산소 선점 시간이 큰 경우에 있어서는 점화 단계에서의 연소실 압력 및 연소실 압력 상승 시간이 크다는 것을 알 수 있다. 즉, 케로신과 액체 산소의 공급 선점 시간이 클수록 점화 압력이 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이것은 연소실 압력이 과부하 시동(hard starting)이 없이 빠른 시간 내에 설계값의 연소실 압력을 유지하는 것이 중요하다는 관점에서 볼 때 현재의 결과는 안정적인 점화를 위해서는 연료와 산화제 공급 선점 시간의 적절한 범위가 존재한다는 것을 의미한다. 한편, 점화 시간 및 정상 상태 동안에 노즐 출구 외부에서의 화염 길이는 연소실 내부의 혼합 상태를 반영하게 된다. 따라서, 시간에 따른 화염 길이를 1초 간격으로 화염 길이를 측정하여 Fig. 7에 나타내었다. 경과 시간은 TEAL 공급 라인의 밸브가 열리는 시간을 기준으로 표시되었다. 화염 길이는 노즐 출구로부터 화염 후류의 정점(tip)까지의 거리를 나타낸다. 경과 시간은 Fig. 6에서 액체 산소 선점 시간이 0.46초인 경우는 전체 연소 시간이 10초이고 나머지 경우는 7초이다. 화염 길이가 초기에 50cm 근처를 유지하는 부분은 초기에 TEAL에 의한 화염을 의미하고 화염 길이가 급격히 증가하는 것은 추진제가 공급되어 점화가 발생한 것을 의미한다. 이후로 화염 길이가 감소하고 나서 거의 일정하게 되는 것은 추진제가 정상 상태의 유량을 공급하기까지 과도 구간을 의미하고 화염 길이가 일정해지면서 정상상태에 도달하게 된다. 마지막으로 추진제 주밸브를 닫게 되면 화염 길이는 급격히 줄어들게 된다. Fig. 7에서 알 수 있는 바와 같이 LOx

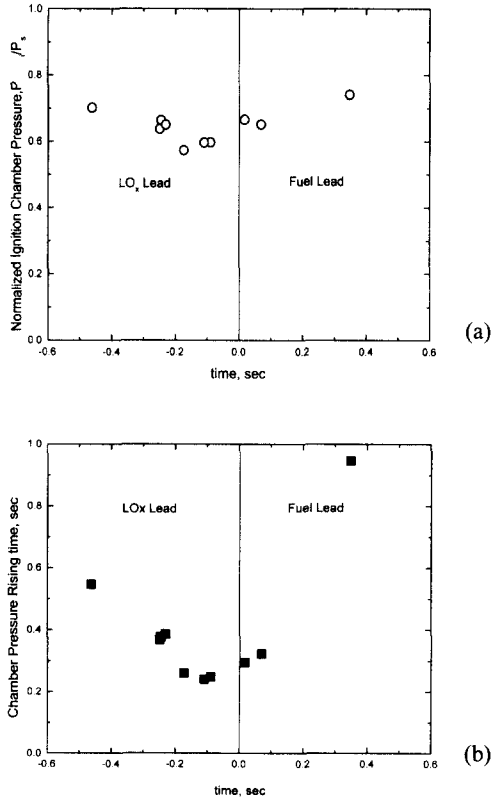


Fig. 6 Variation of (a) normalized ignition chamber pressure and (b) chamber pressure rising time with propellant supply leading time

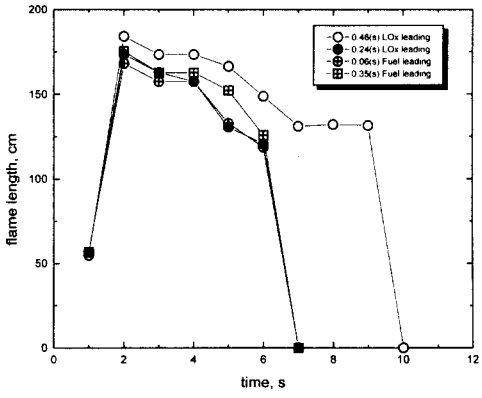


Fig. 7 Variation of flame length with time

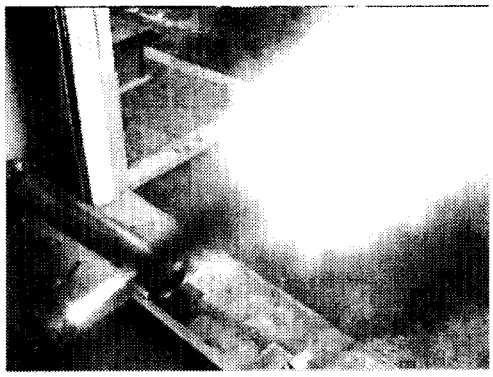


Fig. 8 Locally Extinguished flame during igniting process

공급 선점 시간 0.24s과 연료 공급 선점 시간 0.06s인 경우가 상대적으로 빠른 시간에 화염이 안정화되고 화염길이가 짧다는 것을 알 수 있다.

Fig. 8은 1/1000(s)의 노출 시간으로 VCR로 촬영된 사진으로 연료 공급 선점 시간이 0.35(s)인 경우를 나타내고 있다. 따라서, VCR로 촬영되었으므로 frame 당 분해능은 1/30(s)이다. 노즐 출구 후류에서의 화염 거동은 연소실내의 혼합 상태를 간접적으로 묘사한다고 볼 수 있다. 이러한 관점에서 연료 공급 선점 시간이 0.35(s)인 경우에 노즐 출구로부터 전개되는 화염 거동에서 국부적 소염(local flame extinction)이 발생한 후 재점화가 일어난 것은 이 조건에서 상류의 연소실내에서 추진제의 혼합이 불충분함을 의미한다.

정리한다면 결과적으로 Figs. 6과 7을 근거로 점화를 위해 적절한 추진제 공급 선점 시간은 LOx 공급 선점 시간 0.25(s)로부터 연료 공급 선점 시간 0.06(s)까지가 적절하다고 볼 수 있다. 그러나, Fig. 8에 나타난 바와 같이 연료를 먼저 연소실로 도입한 경우에 화염 소화가 나타나는 점으로부터 연료를 먼저 연소실에 유입하면 연소실내의 추진제 혼합에 불리하다는 것을 간접적으로 알 수 있다.

4. 결 론

350lbf 액체 로켓 엔진에 있어서 점화를 안정적으로 보장하기 위해 추진제 공급 선점 시간에 따른 점화 특성에 관한 실험이 수행되었다. 점화 특성 파악을 위해 인젝터 상류의 매니폴드 압력, 연소실 압력이 측정되었고 점화 과정 및 정상 상태로의 천이 과정에 대한 간접적 증거로서 화염 길이가 측정되었다.

추진제 공급 선점 시간에 따른 엔진 연소 성능이 거의 차이를 나타내지 않으며 현재의 설계된 인젝터, 노즐 및 연소실은 연소 성능의 관점에서는 적절함을 알 수 있다. 연소실 압력의 시간에 변화로부터 안정적 점화를 위한 추진제 공급 선점 시간의 적절한 영역이 존재하며 현재 설계된 엔진에서는 LOx 공급 선점 시간 0.24s로부터 연료 공급 선점 시간 0.06s가 안정적 점화를 이룰수 있음을 알 수 있다. 그러나, 연료를 연소실에 먼저 유입하는 것은 노즐 출구로부터 후류의 화염 거동에 있어서 국부적 소염이 나타나는 점으로부터 과도하게 큰 연료 공급 선점 시간은 연소실내의 추진제의 불충분한 혼합을 초래하므로 LOx를 먼저 공급하는 것이 적절함을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 3단형 과학 로켓 개발 사업의 일부로 과학기술부로부터 연구비를 지원 받았고 이에 감사를 표합니다.

참고 문헌

(1) Manrique, J.A. and Bormab, B.L., 1969, "Calculation of Steady State Droplet Vaporization at High Pressures," *Int. J. Heat Mass Transfer*,

Vol. 12, p. 1081.

(2) Law, C.K., 1975, "Asymptotic Theory for Ignition and Extinction in Droplet Burning," *Comb. Flame*, Vol. 24, p. 89.

(3) Niioka, T., Mitani, T. and Sato, J., 1984, " Ignition Characteristic of a Two-Component Condensed Fuel in a Stagnant-Point Flow," *Twentieth Symp.(Int.) on Comb., The Combustion Institute*, p. 1877.

(4) Tsukamoto, T. and Niioka, T., 1993, "Dynamics of Heterogeneous Combustion and Reacting Systems," *Progress in Aeronautics and Astronauticcs, AIAA*, Vol. 152, p. 263.

(5) Nakanishi, R., Kobayashi, H, Kato, S. and Niioka, T., 1994, "Ignition Experiment of a Fuel Droplet in High-Pressure High Temperature Ambient," *Twenty-Fifth Symp.(Int.) on Comb., The Combustion Institute*, p. 447.

(6) Kobayashi, H., Ono, N., Okuyama, Y. and Niioka, T., 1994, "Flame Propagation Experiment of PMMA Particle Cloud in a Microgravity Environment," *Twenty-Fifth Symp.(Int.) on Comb., The Combustion Institute*, p. 1685.

(7) Reichenbach, R., Squires, D. and Penner, S.S., 1962, "Flame Propagation in Liquid-Fuel Droplet Arrays," *Eight Symp.(Int.) on Comb., The Combustion Institute*, p. 1068.

(8) Brzustowski, T.A., Sobiesiak, A. and Wojcicki, S., 1981, "Flame Propagation Along An Array of Liquid Fuel Droplets at Zero Gravity," *Eighteenth Symp.(Int.) on Comb., The Combustion Institute*, p. 265.

(9) Okajima, S., Kimoto, T., Abe, K. and Yamaguchi, S., 1989, *JSME Trans.(B)*, Vol. 47, No. 422, p. 2058.

(10) 박 정, 신현동, 小林秀昭, 新岡嵩, 1999, "일차원 액적 배열하에서 화염 퍼짐에 관한 실험적 연구," 대한기계학회논문집 B편, 제23권, 제1호, p. 131.

(11) 박 정, 신현동, 小林秀昭, 新岡嵩, 1999, "통상 및 미소 중력의 초임계 압력하에서 일차원 액적 배열의 화염 퍼짐 거동의 비교 연구," 대한기계학회논문집 B편, 제23권, 제1호, p. 140.

(12) Park, J., Kobayashi, H. and Niioka, T., 1999, "A Study of Flame Spread Along a Droplet Array at Elevated Pressures up to a Supercritical Pressure," *Int. J. Energy Research*, Vol. 23, p. 813.

(13) Park, J., Kobayashi, H. and Niioka, T., 1999, "Flame Spread Behavior of Blended Fuel Droplet Array," *Int. J. Energy Research*, Vol.23, p.1305.

(14) 박 정, 김용욱, 김영한, 정용갑, 조남경, 오승협, 2000, "로켓 엔진의 연소 성능 예측 및 시험," 대한기계학회논문집 B편, 게재예정.

(15) Huzel, D.K. and Huang D.H., 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid_Propellant Rocket Engines," American Institute of Aeronatics and Astronautics, Inc.

(16) Dressler, G.A., Stoddard, F.J., Gavitt, K.R., and Klem, M.D., 1993, "Test Results from a Simple, Low-Cost, Pressure-Fed Liquid Hydrogen/ Liquid Oxygen Rocket Combustor," JANNAF Propulsion Meeting, Vol. II, p.51.