소형 액체 로켓 엔진에서의 점화 시퀀스 결정 및 인젝터 수명 연장 기법 평가

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

Determination of Ignition Squence and Estimation of Injector Life Extension Technique in Liquid Rocket Engine

Jeong Park**, YongWook Kim*, YoungHan Kim*, IlYoon Moon*, JaeYong Lee*, SunIl Kang*, YongGahp Chung*, NamKyung Cho* and SeungHyup Oh*

Key Words : 인젝터(Injector), 열재순환 영역(Heat recirculation zone), 혼합비(Mixing ratio), 냉각홀(Cooling hole), 점화 시퀀스(Ignition sequence)

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 Jet A-1 as fuel and a liquid oxygen as oxidizer. Unlike impinging FOOF type of injectors are arranged radially and the designed O/F ratio is 2.34. The present experiment program also includes the stability on the quadlet type of ignitor using the triethylalumimum as an ignition source and injector life tests.

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. The effect of positioning cooling holes is remarkable to protect the injector face.

1. 서 론

액체 로켓을 개발하는데 있어서 고려되어야 할 중요한 항목들은 연소 성능, 연소 불안정성, 내열재의 삭마 등을 들

* 한국항공우주연구소 우주추진연구그룹
** 순천대학교 기계자동차공학부

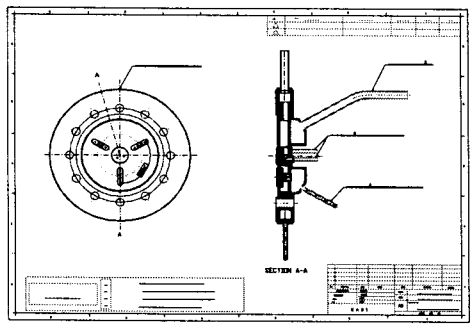
제들이다. 그러나, 보다 근본적인 선결 과제는 안정적 점화와 인젝터면이 총 연소 시간 동안에 녹지 않고 보호되어야 한다는 점이다. 수류 시험 및 수치 해석 등이 전반적인 연소 특성을 예측하는데 상당한 도움이 될 수는 있지만 연소가 발생함으로써 나타나는 제반 현상을 이해하는데는 실험적으로 검증하는 것이 유일한 방법이라 해도 과언은 아니다. 특히, 점화 과정 특성에 대한 이해는 초기 연소의 안정에 중요한 항목이므로 체계적 접근뿐만이 계의 변수를 적절히 도입한 실험들은 필수적이라 할 수 있다.

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(vaporization-controlled scheme)나게 된다[3,13]. 한편, 본 연구에서 사용된 Jet A-1은 증발률이 비교적 낮은 연료이고 분사되는 초기 액적 직경이 평균적으로 150μm로 비교적 크기 때문에 증발 잠열에 의한 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 화학 반응 시간은 각각 특성적으로 주위의 열 및 유동에 따라 민감하게 반응하기 때문에 로켓 엔진 연소와 같이 초기 대기압 상태에 있다 할지라도 시간 경과에 따라 고압 분위기에서의 점화가 발생하는 경우에 있어서는 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.

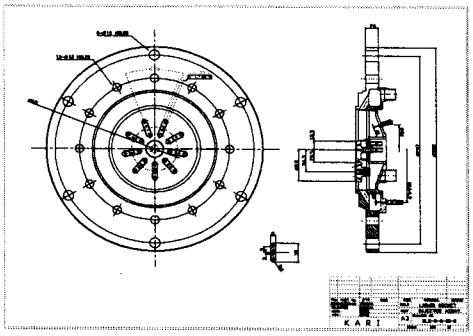
현재의 연구에서는 350lbf과 1300lbf 추력의 소형 엔진들로부터 연료와 산화제를 선점 공급함에 따라 나타나는 점화 특성으로부터 점화 시퀀스 결정을 위한 시험이 수행되고, 인젝터 수명을 연장하기 위한 기법으로서 평평한 인젝터의 사용 및 냉각홀을 열재순환 영역에 위치시키는 실험이 수행된다. 결과들로부터 이러한 기법들에 대한 향후 13tonf 추력의 주엔진에 적용 가능성을 파악하고자 한다.

2. 실험 장치 및 방법

Fig. 1은 본 연구를 위해 사용된 소형 로켓 엔진의 인젝터 형상을 나타내다.



(a)



(b)

Fig. 1 Plain and side view of the injectors of thrusts of (a) 350lbf and (b) 1300lbf.

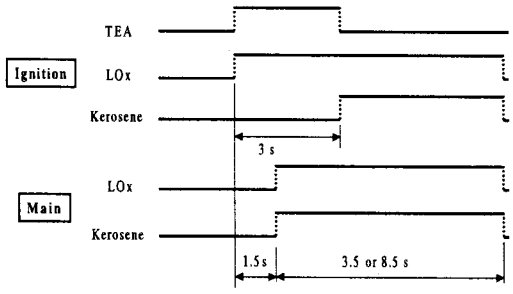


Fig. 2 Operation sequence for firing test.

Fig. 1(a)는 추력 350lbf, 연소실 압력 200psi로 설계된 인젝터이고, Fig. 2(b)는 추력 1300lbf, 연소실 압력 300psi로 설계된 인젝터이다. Fig. 1에 나타난 바와 같이 FOOF 비동류 충돌형(splittriplet impinging) 인젝터가 방사형으로 배열되어 있고 중앙에는 quadlet형의 점화기가 놓인다. quadlet형 점화기에는 중심부에서 산소와의 접촉성 발화 물질인 60g/s의 액상의 TEAL(triethylaluminum)이 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. 점화기 및 인젝터 오리피스 직경은 연료의 경우 1.6mm, 산화제는 2.2mm이며, 충돌각은 30°이다. 평균 연료의 액적 직경은 150μm이다. 현재의 로켓의 추진제 공급은 가압 방식이며 이를 위해 공급 설비는 크게 연료 저장 및 운전 탱크, 액체 산소저장 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 Jet A-1 및 LOx 주밸브는 안정성을 고려하여 1.5초 후에 열리게 하였다. Jet A-1과 LOx의 주밸브

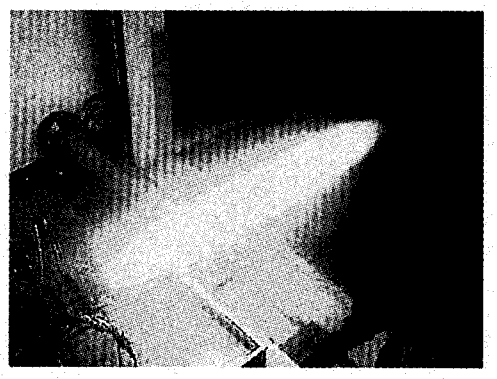
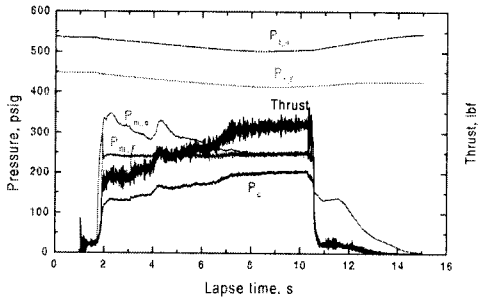
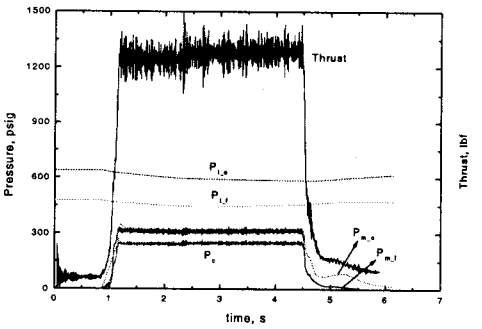


Fig. 3 Typical firing landscape of rocket engine.



(a)



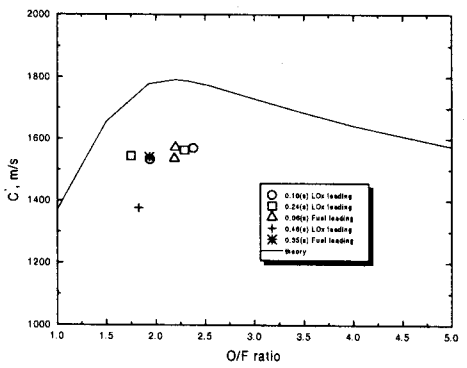
(b)

Fig. 4 Variations of fuel and oxidizer run tank pressures, fuel and oxidizer manifold pressures, combustion chamber pressure, thrust with time; (a) thrust of 350lbf and (b) thrust of 1300lbf

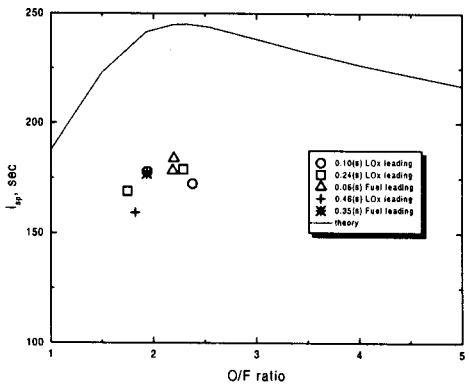
가 열리고 난 후 점화기 측 TEAL 공급 라인에 잔류하는 TEAL을 제거할 목적으로 Jet A-1이 3초 후에 공급되어 이후로는 quadlet형 점화기도 추진제로서의 역할을 하게 된다. 로켓 엔진 시험의 전 과정은 PLC 프로그램의 통제하에 자동으로 수행된다. 데이터 취득은 Odyssey 제품의 DAS(data aquisition system)에서 수행되며 각 공급 계통의 유량 및 온도 측정은 100Hz, 운전 탱크, 연소실 그리고 연료 및 산화제 매니폴드 압력 측정에는 1kHz의 샘플링율로 하였다.

3. 실험 결과 및 논의

Fig. 3은 연소실 압력 200psi, 추력 350lbf 급 소형 로켓 엔진에 대해 Fig. 2에서 제시된 작동 시퀀스에 따라 얻어진 정상 상태에서의 전형적인 연소 상태를 나타내고 있다. Fig. 4는 전형적인 연소 과정을 모사하는 운전 탱크, 연소실, 연료 및 산화제 매니폴드 압력들을 나타내며 (a)는 추력이 350lbf, 연소실 압력이 200psi인 경우이고 (b)는 추력이 1300lbf, 연소실 압력이 300psi인 경우를 나타내고 있다. Fig. 4에서 경과 시간은 TEAL 공급라인의 밸브가 열리는 시간을 기준으로 표시하였고, 매니폴드 압력의 상승을 근거로 각각 약 0.1초의 oxidizer lead를 나타낸다. Fig. 4에서 P_c는 연소실 압력, P_{M_O}, P_{M_F}는 산화제 및 연료 매니폴드 압력, P_{t_O}, P_{t_F}는 산화제 및 연료 운전 탱크 압력을 나타낸다. 초기에 TEAL이 점화된 후 추진제가 공급되면 노즐 출구로부터의 화염 길이는 급격히 증가하고 나서 다시 감소하여 Fig. 3에서 알 수 있는 바와 같이 정상 상태의 화염을 나타내게 된다. Fig. 4에서 보여진 바와 같이 연소실 압력이 정상 상태에 도달하는데



(a)



(b)

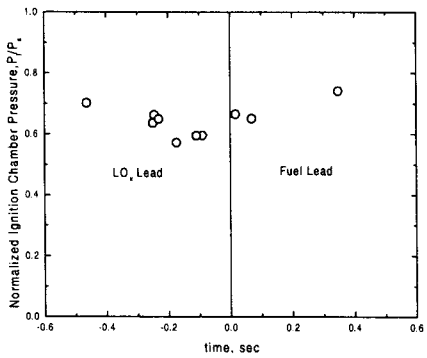
Fig. 5 Variation of characteristic velocity and specific impulse with O/F ratio; P_c=200psi, T=350lbf.

350lbf 추력인 경우는 bulid-up time 6.5초 정도인 반면 1300lbf 추력인 경우는 350ms 정도이다. 이것은 350lbf 추력인 경우에는 유량이 상대적으로 작고 기화기에서의 배압이 2기압 가량을 유지하고 있어서 LOx가 기화되는 양이 많았고 1300lbf 추력의 경우 유량이 많아져서 기화된 LOx의 영향이 작고 기화기에서의 배압도 작았기 때문이며 따라서, Fig. 4a에서 보여진 바와 같이 산화제 매니폴드 압력이 초기에 overshoot이 크게 나타난 것은 기화된 LOx가 압축성으로 매니폴드내를 압축하는 효과에 기인한다.

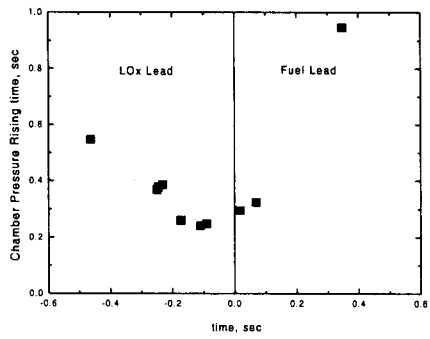
Fig. 5는 혼합비에 따른 특성 속도(charcteristic velocity)와 비추력(specific impulse)을 나타내고 있다. 특성 속도[15]는 노즐 목에서 음속인 시스템에서 추진제의 유효 에너지 준위와 연소실 및 인젝터 설계에 대한 적합도를 나타내는 변수이고, 비추력[15]은 추진제, 인젝터, 연소실 및 노즐의 복합 성능 수준을 나타내는 로켓 엔진 성능을 표시하는 가장 중요한 변수이다. Fig. 5에서 실선은 연소실 압력이 200psi인 경우의 CEC code로부터 얻어진 이론적 계산 결과를 나타내고 데이터들은 추진제 공급 선점 시간에 대한 측정 결과들을 나타내고 있다. Fig. 5에서 알 수 있는 바와 같이 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 정상 상태에서의 로켓 엔진 성능에는 큰 영향을 미치지는 않는 것으로 판단된다.

Fig. 4(a)에서 나타낸 바와 같이 LOx가 기화된 상태에서 점화에 대한 정보를 얻기 위해서 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 증발율이 증가하고 화학 반응 시간이 감소하기 때문이다. 실험 조건은 주 밸브 열림 신호를 기준으로 연료 선점 0.1초와 0.3초, 액체 산소 선점 시간 0.1초와 0.3초 그리고 동시에 연료 및 산화제 주밸브를 여는 경우의 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 7.0초이다. 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 공급 선점 시간 0.24초과 연료 공급 선점 시간 0.06초인 경우가 상대적으로 빠른 시간에 화염이 안정화되고 화염 길이가 짧다는 것을 알 수 있다. Fig. 8은 1/1000초의 노출 시간으로 VCR로 촬영된 사진으로 연료 공급 선점 시간이 0.35초인 경우를 나타내고 있다. 따라서, VCR로 촬영되었으므로 frame 당 분해능은 1/30초이다. Fig. 8은 TEAL의 점화 후 연료가 먼저 연소실에 유입되고 0.35(s) 후에 LOx가 유입된 경우를 나타내고 있다. 노즐 출구 후류에서의 화염 거동은 연소실내의 혼합 상태를 간접적으로 묘사한다고 볼 수 있다. 이러한 관점에서 연료 공급 선점 시간이 0.3초인 경우에 노즐 출구로부터 전개되는 화염 거동에서 국부적 소염(local flame extinction)이 발생한 후 재점화가 일어난 것은 이 조건에서 상류의



(a)



(b)

Fig. 6 Variation of chamber pressure rising time and normalized ignition chamber pressure with propellant supply leading time; Pc=200psi, T=350lbf.

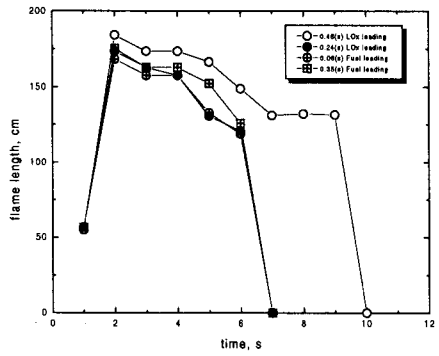


Fig. 7 Variation of flame length with time

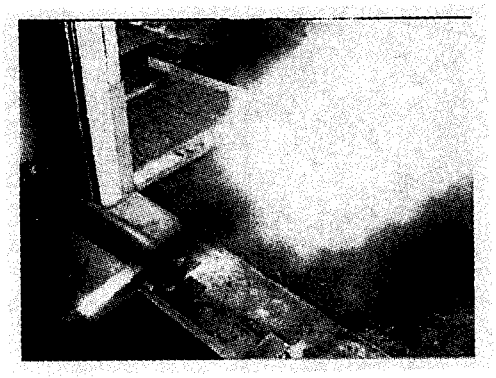
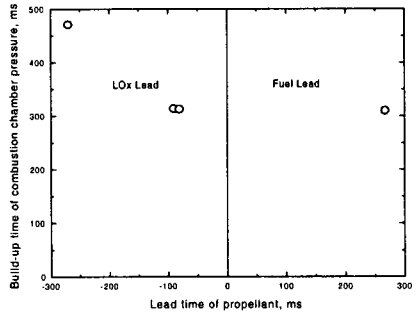
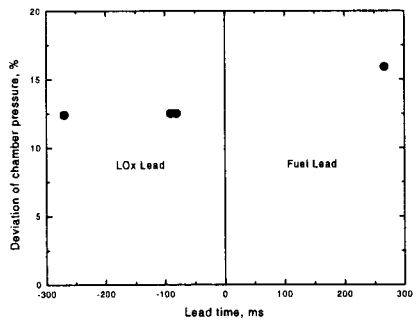


Fig. 8 Locally Extinguished flame during igniting process.



(a)

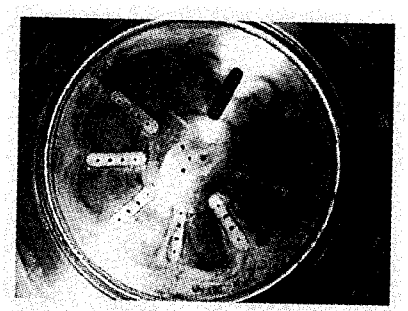


(b)

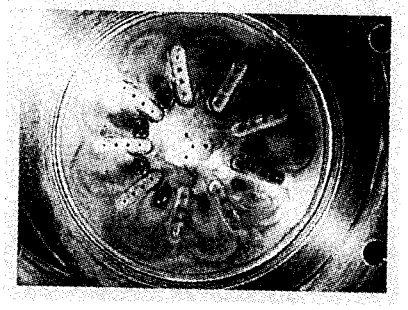
Fig. 9 (a) Variation of buil-up time of combustion chamber pressure and (b) deviation of chamber pressure with propellant supply leading time; P_c=300psi, T=1300lbf.

연소실내에서 추진제의 혼합이 불충분함을 의미한다.

Fig. 9는 추력 1300lbf, 연소실 압력 300psi로 설계된 액체 로켓 엔진에서의추진제의 선점 공급 시간(lead supply time)에 따른 연소실 압력이 정상 상태에 도달하기까지의 시간과 연소실 압력의 변동을 나타내고 있다. Fig. 4에서 알 수 있는 바와 같이 Fig. 9는 액체 산소의 기화에 의한 영향은 거의 없는 경우이다. 액체 산소의 기화에 의한 영향을 무시할 수 있기 때문에 연소실 압력의 build-up 시간과 연소실 압력 변동의 시간에 따른 변화만을 조사하였다. 연소실 압력이 정상 상태에 도달하는 시간은 산화제 공급 선점 시간이 클수록 크다는 것을 알 수 있다. 반면에 연소실 압력의 변동 즉, 연

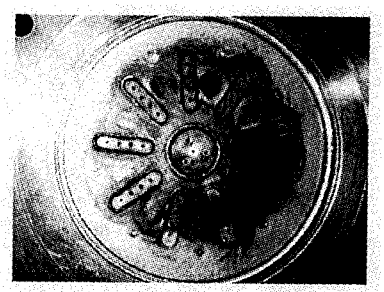


(a)

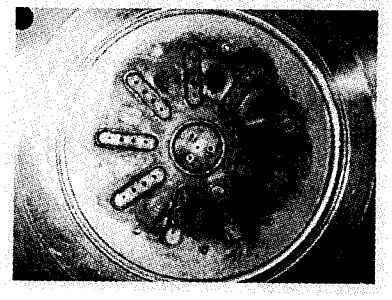


(b)

Fig. 10 injector faces after combustion experiments; (a) accumulated combustion time of 5sec and (b) accumulated combustion time of 15sec.



(a)



(b)

Fig. 11 Injector face before and after combustion experiment with a cooling hole.

소 불안정화의 정도는 연료 공급 선점 시간이 클수록 크다는 사실을 알 수 있다. Fig. 9에서 알 수 있는 바와 같이 추력의 손실없는 사용과 연소 안정성의 측면에서 유리한 추진제 공급 선점 시간의 영역이 존재한다는 것을 알 수 있고 약 90ms 정도의 산화제 선점 공급이 현재의 실험에서는 적절함을 알 수 있다. 그러나, 이것은 엔진의 추력급에 따라 다를 수 있으며 정량화하기에는 향후 그 이상의 많은 실험이 요구된다.

Fig. 10은 인젝터 평면이 평평한 경우에 있어서 수행된 수명 시험의 결과를 나타낸다. 현재의 인젝터 배열은 인젝터와 인젝터 사이에 열재순환 영역이 존재하며 화염대로부터 대류에 의해 인젝터면에 열전달을 함으로써 인젝터면이 Fig. 10과 같이 손상된다. Fig. 10은 인젝터

브레이징부에 코킹에 의해 나타나는 계단 형태가 보염 효과를 갖게될 가능성을 검토하기 위해 평평한 인젝터면으로 가공하여 인젝터 수명 시험을 수행하였다. 그러나, Fig. 10에 나타난 바와 같이 구조적으로 열재순환 영역의 존재에 의한 인젝터 손상은 현재의 기하학적 배열에서는 필연적이며 단지 평평한 인젝터는 코킹에 의한 계단 형태에 비해 브레이징부가 덜 손상되는 것을 알 수 있다. 즉, 브레이징부의 보호에는 긍정적인 것으로 판단된다.

Fig. 11은 열재순환 영역이 존재하는 인젝터면에 0.5mm의 홀을 뚫어 연료가 홀을 통해 분사되도록하여 냉각홀의 존재가 인젝터면의 보호에 미치는 영향을 살펴보았다. Fig. 11에 나타난 바와 같이 10초간의 연소 시험 전후에 인젝터면의 상태가 동일한 것으로부터 냉각홀은 인젝터면 보호에 효과적임을 알 수 있다. 이것은 O/F ratio가 2.34 근처에서 실험이 수행되었지만 국부적으로 혼합을 연료 과다 상태를 유지시킴으로써 화염면을 후류로 지연시키고 연료에 의한 국부적 냉각 효과를 갖기 때문에 인젝터면이 보호되는 것으로 판단된다. 향후 13tonf 급 추력의 주엔진에 있어서는 냉각홀의 부분적 적용이 가능할 것으로 판단된다.

4. 결론

350lbf과 1300lbf 추력의 액체 로켓 엔진에 있어서 점화를 안정적으로 보장하기 위해 추진제 공급 선점 시간에 따른 점화 특성에 관한 실험과 인젝터 수명 연장을 위한 기법들에 대한 평가 시험이 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 350lbf 추력의 경우에서는 LOx 공급 선점 시간 0.24s로부터 연료 공급 선점 시간 0.06s가 그리고 1300lbf 추력의 경우는 90ms 정도의 LOx 공급 선점 시간이 안정적 점화 및 연소를 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.

인젝터면 보호를 위해 수행된 시험으로부터 열제순환 영역의 존재가 인젝터면의 손상에 치명적이며 평평한 인젝터는 브레이징부의 보호에는 효과적이지만 근본적으로 인젝터 손상을 해결할 수는 없다. 반면에 열재순환 영역이 존재하는 인젝터면에 냉각홀을 분포시키면 열재순환 영역을 억제하고 국부적으로 연료 과농의 혼합장을 만들어 화염을 후류로 지체시켜 인젝터면을 보호하게 된다고 판단된다.

후기

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, 24권 5호, pp.718-724.

(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.