

실물형 연소기의 점화시험

문일윤* · 김승한** · 김종규* · 임병직* · 이광진* · 김인태*

Ignition Experiments of a High Pressure Liquid Propellant Thrust Chamber

Ilyoon Moon* · SeungHan Kim* · Jonggyu Kim* · Byoungjik Lim*
Kwangjin Lee* · Intae Kim*

ABSTRACT

A series of ignition tests had been conducted for a thrust chamber propelled by Jet A-1 and liquid oxygen with a chamber pressure of 52.5 bara and a thrust of 30 tonf. The chamber ignited by a hypergolic fluid, TEAL, keeps its first constant pressure low at 63% of the design value by 61% of a liquid oxygen mass flow rate and 67% of fuel for 0.25 sec. The operating O/F ratio of the chamber was kept at lower values than that of the design operating condition throughout the whole ignition procedure. Surge of the chamber pressure is below 6% of the design value.

초 록

Jet A-1과 액체산소를 추진제로 하는 연소압 52.5 bara 추력 30 tonf급 로켓엔진 연소기의 2단 점화시험을 수행하였다. 점화방식으로 TEAL과 액체산소를 사용한 hypergolic 방식을 사용하였다. 산화제 61%, 연료 67%를 공급하여 정상 연소압 대비 63%인 33 abs.bar의 연소압으로 0.25 초 동안 pre-stage 구간을 유지하였다. 2단계의 점화과정을 통해 정상상태에 이르기까지 O/F ratio를 설계조건 보다 낮은 영역에 유지하였다. main-stage로 진입 시 압력피크는 정상 연소압의 0.6%를 보였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Ignition(점화)

1. 서 론

로켓엔진의 개발단계에서 연소성능, 연소불안정, 열전달 등 고려해야 할 사항이 많지만 기본적으로 선결해야할 사항은 안정적이며 신뢰도

높은 점화이다.[1] 로켓엔진의 점화에는 추진제, 엔진종류, 운용조건에 따라 pyrotechnic 점화, hypergolic 점화, 전기점화 방식이 주로 사용된다.[2] 시동과정에서 정상 연소압에 도달하는 방식에 따라 1단 점화와 다단 점화방식으로 구분할 수 있다. 터보펌프를 사용하는 고압의 고성능 로켓엔진의 경우 터보펌프의 안정적인 운용구간 확보와 점화신뢰성을 높이기 위해 2단 점화 방

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처, E-mail: iymoon@kari.re.kr

식을 많이 사용하며 특히 엔진 clustering이 있는 경우 시동 시 엔진간의 추력오차를 줄일 수 있는 장점이 있다.[3,4,5] 본 논문에서는 Jet A-1과 액체산소를 추진제로 하는 연소압 52.5 abs.bar 추력 30 tonf급 로켓엔진 연소기의 개발 단계에서 2단 점화시험에 대한 내용을 기술하였다. 로켓엔진 연소기는 개방형 사이클을 갖는 터보펌프식 로켓엔진에 적용할 수 있도록 개발 중인 것으로 점화방식으로는 TEAL과 액체산소를 사용한 hypergolic 방식을 사용하였다.

2. 시험장치 및 방법

2.1 로켓엔진 연소기

본 연구에 사용된 로켓엔진 연소기는 개방형 사이클을 갖는 터보펌프식 로켓엔진에 적용할 목적으로 제작되었다. 분사기 헤드는 동축 스윙 타입의 주 분사기 216개, 연소실 벽면 냉각을 위해 최외각에 배치한 냉각용 분사기 54개, 점화를 위해 분사기헤드 중심에 배치한 점화용 O-F-O 충돌형 분사기 1개로 구성된다.[6] 시제품에는 연소 안정성 향상을 위해 스테인레스로 제작한 배플을 적용하였다. 연소실의 경우 분사기 헤드의 성능검증과 시험방법 개발단계이어서 재생냉각형 연소실을 바로 적용하지 않고 대신 Silica phenolic의 내열재를 사용하였으며 주요 사양을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Specifications of a Full-scale Thrust Chamber

Item	Value	Unit
Chamber pressure	52.5	abs.bar
Fuel (Jet A-1)	25.8	kg/s
Oxidizer (LOx)	62.98	kg/s
O/F ratio	2.44	-
C*	1651	m/s
Thrust at SL	22.8	tonf
Isp at SL	256	sec
Main Injector Type	Swirl Coaxial	-

2.2 시험장치 및 방법

가압식 시험설비에서 발생하는 점화초기 추진제의 과급을 방지하고 급격한 압력상승으로 인한 충격을 완화하기 위해 추진제를 2단으로 공급할 수 있도록 Fig. 1과 같이 각추진제 마다 2개의 중단밸브를 설치하였다.[4]

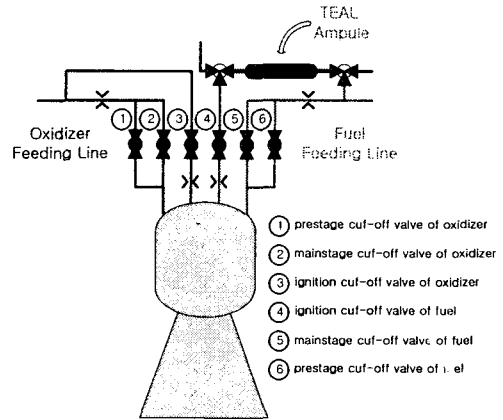


Fig. 1 Schematic of feeding System

점화를 위해 220 ml의 TEAL Ampule을 사용하였으며 연료가 TEAL을 밀어내어 연소실로 공급하는 구조를 가지므로 점화기로 사용된 중앙의 O-F-O 충돌형 분사기는 TEAL의 공급이 완료된 후 주 분사기의 역할을 수행한다. 시험 사이클로그래프는 수류시험을 통하여 밸브개폐시간, 추진제 도달시간을 검토한 후 결정하였다.[7] 중앙의 점화용 분사기를 통하여 LOx를 소량 공급하면서 TEAL을 공급하였다. TEAL이 모두 분사되기 전에 연료측 pre-stage용 중단밸브를 사용하여 연료를 공급하였다. 연료가 메니폴드를 채우기 시작할 때 산화제를 pre-stage용 중단밸브를 사용하여 연소기에 공급하였다. 약간의 pre-stage 구간을 유지한 후 연료측 main 중단밸브를 사용하여 설계유량을 공급하면서 산화제측 main 중단밸브를 사용하여 설계유량을 공급하였다. 연소기 각 부위에서 측정한 정압, 유량 및 온도신호는 1kHz, 동압 및 가속도는 25.6kHz의 sampling rate로 실시간 계측하였다.

3. 시험결과

점화기를 통해 LOx를 소량 공급하면서 3.7 초에 TEAL을 공급하였다. 67%의 연료를 연소실로 먼저 공급하면서 61%의 LOx를 연소실에 공급하여 0.25 초간 연소압 33 abs.bar의 pre-stage 구간을 유지하였다. 이는 정상연소압력의 63%에 해당한다. 연료측 main 중단 밸브를 열어 100%의 연료를 공급하면서 산화제측 main 중단밸브를 열어 100%의 LOx를 연소실에 공급하여 52 abs.bar의 연소압을 갖는 main-stage 구간을 형성하였다. pre-stage 구간에서 main-stage 구간으로 천이되는 시간은 0.25 초이다. pre-stage로 진입할 때 발생한 연소실 압력피크는 34.9 abs.bar를 보였는데 pre-stage 연소압력과의 차이는 6%이다. main-stage로 진입할 때 발생한 연소실 압력피크는 52.3 abs.bar를 보였는데 main-stage 연소압력과의 차이는 0.6%이다. pre-stage 진입 시 발생하는 압력피크가 main-stage 진입 시 발생하는 압력피크 보다 큰 이유는 Fig.3에서 볼 수 있듯이 main-stage 진입 시와는 달리 pre-stage 진입 시에 LOx 공급유량이 증가했기 때문이다. 이는 산화제 공급압력과 연소실 압력사이의 차압, 유량조절을 위한 오리피스 사이즈에 의한 영향에서 기인한다.

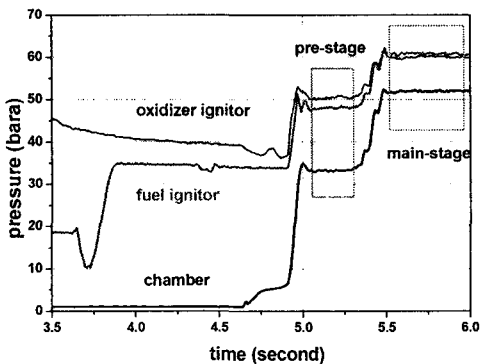


Fig. 2 Time Traces of Ignitor and Chamber Pressure

산화제와 연료의 점화기 유량과 pre-stage 유량은 점화로 인해 연소압력이 생성됨에 따라 공급압력과 연소압력 사이의 차압 감소로 인해 줄어들음을 Fig. 3에서 확인할 수 있다.

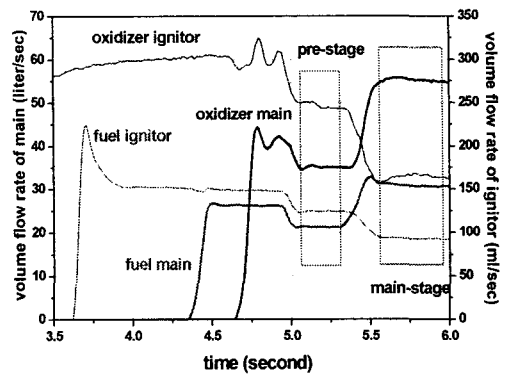


Fig. 3 Time Traces of Volume Flow Rate of Propellants

2단계의 점화과정을 통해 정상상태에 이르기까지 O/F ratio가 설계조건 보다 낮은 영역에 위치함을 Fig. 4에서 확인할 수 있다. pre-stage에서 main-stage로 천이하는 구간에서 O/F ratio는 1.9에서 2.5까지 변화한다.

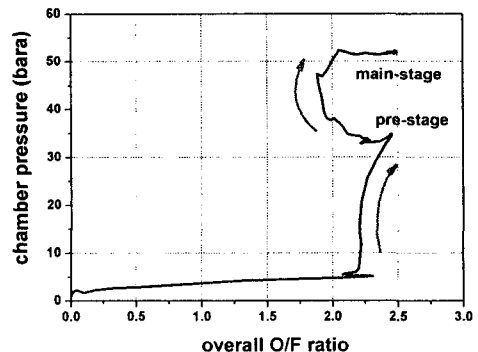


Fig. 4 Variation of Chamber Conditions in the Chamber Pressure and O/F Ratio Space

Figure 5는 연소실의 압력섭동을 30 Hz의 저주파 필터링을 한 값을 그래프로 나타낸 것이다. pre-stage 구간과 main-stage 구간, 천이구간 모두에서 ± 2 bar 정도의 압력섭동이 나타났으며 각 구간사이의 차이는 미미하였다. TEAL 공급시점에서 정상연소압력에 도달하여 점화가 완료되기까지는 1.8초가 걸렸다.

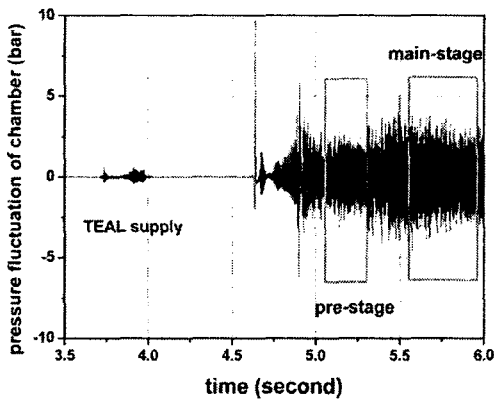


Fig. 5 Time Traces of Pressure Fluctuation of Chamber

4. 결 론

Jet A-1과 액체산소를 추진제로 하는 연소압 52.5 bara 추력 30 tonf급 로켓엔진 연소기의 2단 점화시험이 성공적으로 이루어졌다. 산화제 61%, 연료 67%를 공급하여 정상 연소압 대비 63%인 33 bara의 연소압으로 0.25 초 동안 pre-stage 구간을 유지하였다. 2단계의 점화과정을 통해 정상상태에 이르기까지 O/F ratio를 설계조건 보다 낮은 영역에 유지하였다.

main-stage로 진입 시 압력피크는 정상 연소압의 0.6%를 보였다. 2단 점화방식이 1단 점화방식

에 비해 고압 연소기의 하드 스타트 예방에 도움이 될 것으로 사료된다. 2단 점화시험의 성공을 통해 고압의 연소압을 갖는 로켓엔진에 대한 시험평가의 기초를 마련하였다.

참 고 문 헌

1. 한영민, 조남경, 박성진, 이수용, 이대성, "KSR-III 주엔진 연소시험 Cyclogram에 대한 고찰," 한국추진공학회지, 제6권, 제3호, 2002, pp.19-27
2. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992
3. Kanumuri, Y. Wakamatsu, T. Shimura, K. Toki, and Y. Torri, "Start transient analysis of turbopump-fed Lox/LH2 rocket engine(LE-5)," AIAA-1989-2736
4. J.L. Emdee, C. S. Fentress, M. R. Malinowski, "Development testing of the RL10E-1 Engine," AIAA-1997-3094
5. M. D. Shadoan and D. Sparks, "Low-cost approach to the design and fabrication of a Lox/Rp-1 injector," AIAA-2000-3400
6. 김종규, 서성현, 김승한, 한영민, 류철성, 설우석, "실물형 고압 연소기의 연소시험 검증용 제작," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
7. 이광진, 서성현, 임병직, 문일윤, 한영민, 최환석, "30톤급 연소기의 연소시험을 위한 설비 개량," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005