

KSR-III 엔진 축소형 모델 연소 특성(I)

김영한*, 김용욱*, 고영성*, 이수용*, 류철성*, 설우석*

The Combustion Characteristics of a Subscale Engine of KSRIII(I)

Kim Young-Han, Kim Yong-wook, Ko Young-sung,
Lee Soo-Yong, Ryu Chul-Song, Seol Woo-Seok

Key Words: Liquid rocket engine(액체로켓엔진), Combustion instability(연소불안정), Rocket engine test(로켓엔진 시험)

Abstract

For the successful development of the main engine of KSR(Korea Sounding Rocket)-III, Korea Aerospace Research Institute(KARI) carried out the experimental study on the subscale model engines. Several types of engines were tested on the Small Liquid Rocket Engine Test Facility .

One of the typical test results of a Sub. engine(Sub. Mod.3) is presented here. It uses the Jet A-1 as fuel, liquid oxygen as oxidizer, and Tri-Ethyl Aluminium(TEAl) as ignition agent. The gas pressure feed system is adopted as a feeding mechanism and the design chamber pressure is 200psia.

The physical phenomena are described in three regimes(ignition, transient, and steady state) with the pressure, thrust, flowrate and image data. And the pressure oscillation is analyzed in Fourier domain(<500Hz). Then we conclude that in this experiment, the engine shows the characteristic low frequency of 80Hz and it is stable for that frequency of pressure oscillation.

	기호설명	m_{IF}	점화기측 연료 유량
		m_{IO}	점화기측 산화제 유량
		m_{TEAl}	점화제 유량
T	측정추력	I_{SP}	비추력(sec)
P_{TF}	연료탱크 압력	C^*	특성속도(m/s)
P_{TO}	산화제탱크 압력		
P_{MF}	연료 매니폴드 압력		
P_{MO}	산화제 매니폴드 압력		
P_C	연소실 압력		
m_F	전체 연료 유량		
m_O	전체 산화제 유량		

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 한국형 과학로켓3호, 즉 KSR-III의 개발업무를 수행하고 있으며 그 엔진으로서 액체로켓엔진을 개발하고 있다. 주엔진은 케로신과 액체산소를 추진제로, TEAl을 점화제로 하고있으며 가스가압방식으로 이들을 연소실에 공급하도록 되어있다.

이 액체로켓엔진의 성공적인 개발을 위하여 엔

한국항공우주연구원
추진기관연구부

진의 성능 및 불안정성을 평가하기 위한 시험적 연구는 절대적으로 필요한 부분이다. 먼저 축소된 스케일의 소형엔진을 제작하여 시험을 수행하는 기초연구가 수행되었다. 이러한 소형엔진을 시험하기 위한 설비로서 연구원내에 소형액체로켓엔진 연소시험장을 건설하여 운영해오고 있다. 이 시험설비에서 추력 300lb급의 분사기 시험용 엔진과 1500lb급의 축소형 엔진을 시험하였는데, 본 논문에서는 축소형 엔진에 대한 시험 결과의 일부를 소개하고자 한다.

2. 시험 장치 및 방법

2.1 시험설비 및 장비

앞서 언급한대로 한국항공우주연구원에서는 축소된 스케일의 소형 엔진을 시험하기 위해 소형 액체로켓엔진 연소시험장을 건설하여 운용하고 있다. 이는 가스가압방식의 소형엔진을 시험하기 위한 목적으로 설계되었으며 최대 추력 1ton 정도의 소형엔진을 시험할 수 있다. 연료탱크와 산화제탱크의 용적은 각각 85와 120liter이며, 기체 질소로 가압하여 엔진쪽으로 추진제를 공급하게 되는데 본 축소형 엔진의 경우 최대 30초 정도의 시험이 가능하다. 데이터 획득 시스템으로는 Nicholet사의 Odyssey 제품을 사용하여 1kHz의 속

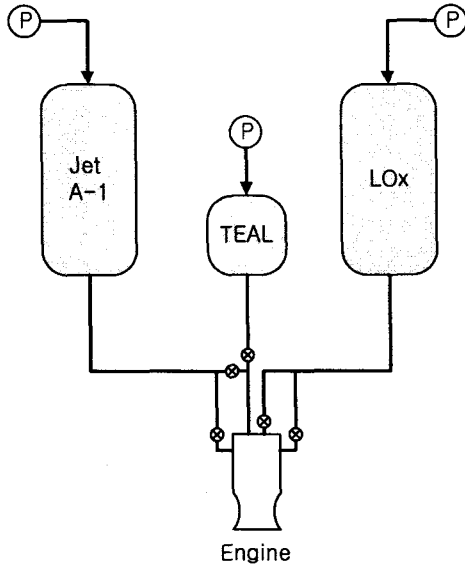


Fig. 1 Diagram of the facility

도로 데이터를 획득한다.

추진제 공급의 제어는 공압식 자동밸브에 의해 이루어지며, PLC 프로그램을 통해 이 자동밸브의 개폐를 제어하게 되는데 밸브의 개폐를 위한 명령 신호를 Fig. 2에 나타내었다. 점화기쪽으로 먼저 점화제인 TEAL과 액체산소가 공급되어 점화를 하게 되고 점화후 1.5초순간에 주공급관으로 연료 및 산화제가 공급되어 2차 점화가 이루어지게 된다. 점화기의 연료측으로 점화제가 3초간 공급된 다음 그 뒤를 따라 점화기측 연료가 공급되어, 점화기는 점화후 또하나의 분사기 구실을 하게 된다. 기존의 연구결과에 의하면 본 엔진에서는 산화제를 선점 공급하는 것이 유리한 것으로 확인되었는데¹⁾, 본 시험에서는 산화제가 0.2초 정도 매니폴드에 먼저 도착하도록 하였다.

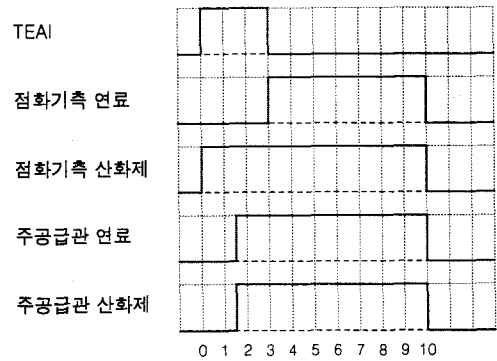
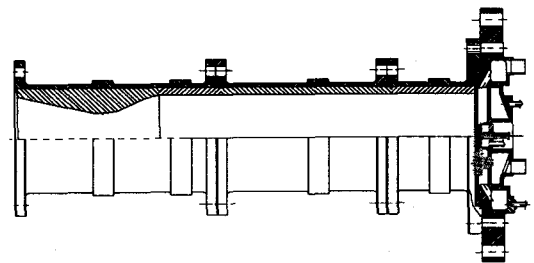


Fig. 2 Valve open/close command

2.2 축소형 엔진



(a)

3. 시험결과 및 논의

3.1 전체적인 시험결과

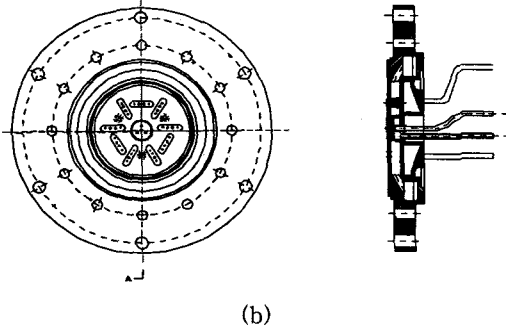


Fig. 3 Drawings of the Sub. engine

- (a) Total assembly
- (b) Injector head

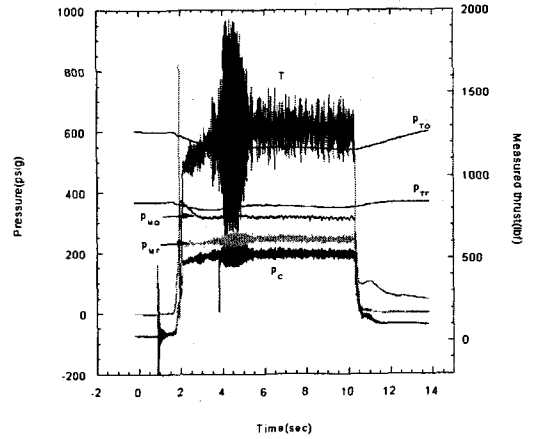
Fig. 3는 본 연구를 위하여 사용된 축소형 엔진의 도면이며, 이 엔진의 설계값은 Table 1에 주어져 있다.

엔진 분사기 헤드부의 외경은 297mm, 연소실의 길이는 565mm이며 SUS로 제작되었다. 연소실 내부에는 용융냉각(ablative cooling)을 위해 Silica/Phenol 재질의 내열재가 설치되어 있는데 그 내경은 108mm, 노즐목 부분의 직경은 62.4mm에 해당한다.

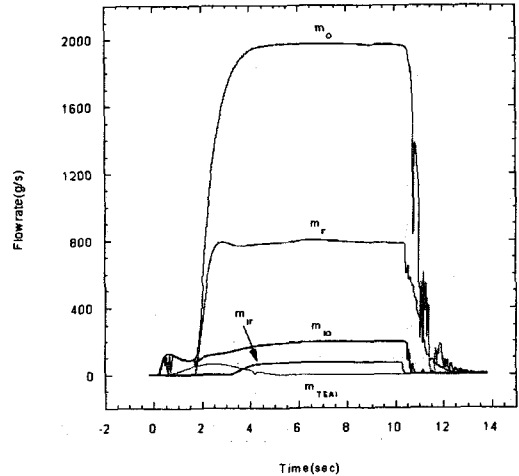
그림에서 보는 바와 같이 축소형 엔진은 중앙 부분에 하나의 점화용 분사기와, 9개의 주분사기로 구성되어 있다. 주분사기들은 직교형으로 배열되어 있고 열전달이 집중될 것으로 예상되는 지점의 내열재를 보호하기 위하여 막냉각 홀이 뚫려있다. 주분사기는 FOOF형의 비동류 충돌방식으로 충돌각은 15°이며 연료측과 산화제측의 홀 직경은 각각 1.6, 2.2mm이다. 점화용 분사기는 quadlet형으로 중간부분에서 액체 산소가, 주위로 점화제 및 연료가 나오도록 설계되었고 충돌각은 20°이다.

Table 1 Design conditions of the engine

전체 연료(Jet A-1) 유량	819 [g/s]
전체 산화제(LOx) 유량	1915 [g/s]
점화제(TEAl) 유량	80.8 [g/s]
O/F 비	2.34
연소실 압력	200 [psia]



(a)



(b)

Fig. 4 Experimental results

- (a) Pressure and thrust
- (b) Flowrate

약 20회에 이르는 축소형엔진 시험을 수행하였는데 그 중 2회의 시험에서 연소 불안정 현상이

관찰되었다. Fig. 4는 연소 불안정 현상을 보이는 전형적인 시험결과로서 유량 및 압력·추력 경향을 보여주고 있으며, Table 2에서는 측정값 및 성능 계산값을 보여주고 있는데, 각종 측정값들은 측정값들이 안정되기 시작하는 4초의 시점부터 4초간의 구간에서 계산되었다. 설계조건에 비해 시험값에서 전체 연료 유량은 -3.3%, 전체 산화제 유량은 +2.87%, 연소실 압력은 +5%, 전체 O/F비는 +5.98%의 탈설계점에서 시험이 수행되었다.

그림(Fig. 5a)에서 연소실 압력(P_c) 그래프를 살펴보면 점화명령이 전달($t=0$)된 후 약 1초의 시점에서 점화제에 의한 점화가 이루어졌음을 추력 및 압력 진동으로 나타나며 Fig. 4a의 이미지로 확인할 수 있다.

이어서 주분사기를 통하여 Jet A-1과 액체산소가 공급되면서 $t=2$ 지점에서 압력이 빠르게 증가하여 설계압력까지 상승하게 되는데, 이때 화염의 길이 또한 급격히 신장하여 Fig. 5b와 같은 상태에 이르게 된다. 이러한 압력상승 경향은 기존에 시험했던 분사기 시험용 엔진의 것과 비교할 때 매우 짧은 것이다²⁾.

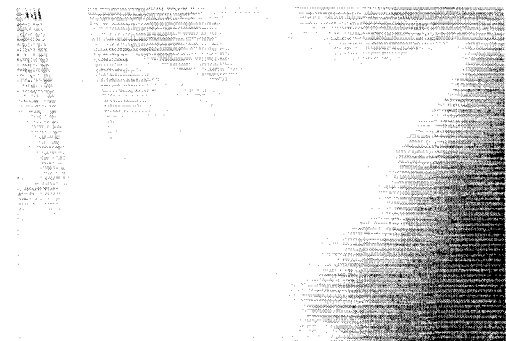
액체 산소가 처음 상온인 공급관 및 매니폴드 내에 들어오면 기화하게 되는데, 액체 산소가 계속 공급되어 이 공급관 및 매니폴드의 온도가 기화점 이하로 낮아질 때까지 연소실로는 상당량의 기체 산소가 공급되게 된다. 이 기체 산소가 초기 천이구간을 형성하는 주요한 원인으로 생각되는데, 축소형 엔진의 경우에는 주분사기가 9개의 단위분사기로 구성되어 있고 유량 또한 분사기 시험용 엔진의 것보다 크므로 냉각이 보다 빠르게 진행된다. 따라서 기체 산소의 활동 시간을 감소시켜 천이구간이 짧아지는 것으로 보인다.

앞서 언급한 대로 3초에서 5초의 구간에서 압력은 강한 진동을 나타내어 연소 불안정성을 보이고 있는데, 실제로 이는 시험시 소리로도 감지할 수 있었다. 이 압력 진동은 곧바로 추력(T)으로 반영되며, 또한 연료(P_{MF}) 및 산화제 매니폴드(P_{MO})에까지 전달된 것을 확인할 수 있다. 여기서 연료측과 산화제측 매니폴드의 압력 진동을 비교해보면 연료측의 진동크기가 산화제측보다 큰 것을 알 수 있는데, 이는 산화제측의 분사차압이 연료측보다 훨씬 커서(Table 2 참조) 산화

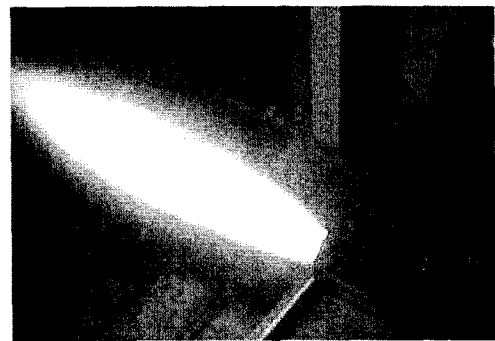
제 매니폴드로 압력 섭동이 비교적 잘 전달되지 못하는 데서 기인한 것으로 추측된다.



(a) Ignition



(b) Transient state



(c) Steady state

Fig. 5 Firing images

이러한 압력 진동은 곧바로 감쇠되어 5초 이후에는 그 진동폭이 매우 감소한 것을 알 수 있다. 이후에는 정상상태(Fig. 5c)에 도달하여 연소종료

까지 각종 측정값들이 유지된다. 정상상태에서의 화염의 길이는 천이구간(Fig. 5b)와 비교할 때 다소 짧아진 후 형상이 일정하게 유지되는 특성을 보인다.

Table 2 Experimental result of the engine

전체 연료측 유량	792.8 [g/s]
전체 산화제측 유량	1970 [g/s]
전체 O/F 비	2.48
점화제 유량	65.59 [g/s]
점화기측 연료 유량	72.04 [g/s]
점화기측 산화제 유량	193.3 [g/s]
점화기 O/F 비	2.68
연소실 압력	210 [psia]
연료측 분사차압	34.1 [psi]
산화제측 분사차압	62.8 [psi]
추력(교정값)	1428.56 [lbf]
비추력(I_{sp})	234.54 [sec]
특성속도(c^*)	1601.83 [m/s]

3.2 저주파 연소불안정 특성

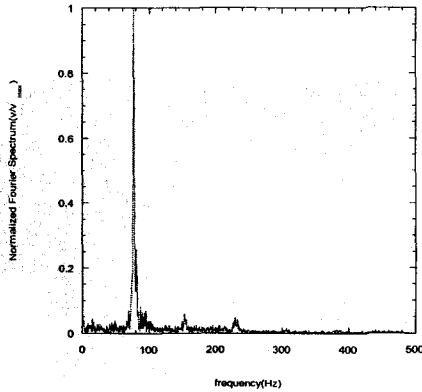


Fig. 6 Typical Fourier spectrum of pressure data(4~6sec)

앞서 압력 그래프(Fig. 4a)를 통하여 본 바와 같이 본 시험에서는 연소불안정성이 발생하였다. 본 시험에서는 chugging 영역을 포함하는 저주

파 영역의 불안정성에 초점을 두고 시험을 수행하였으며, 500Hz이하의 대역을 Fourier 해석할 수 있도록 센서의 획득률을 1000Hz로 설정하였고 그 결과는 다음과 같다.

Fig. 6는 압력 진동이 가장 심한 4~6초 사이의 구간을 Fourier 변환하여 그 절대값을 표시한 그래프이다. 그림에서 76.95Hz대에서 강한 극값(peak)이 발생한 것을 볼 수 있다. Fig. 4a에서 볼 때 압력 진동은 6초 이후 급격히 감소하는데, 이를 Fourier 변환을 할 경우 그 극값이 점차로 낮아질 거라 예상할 수 있다.

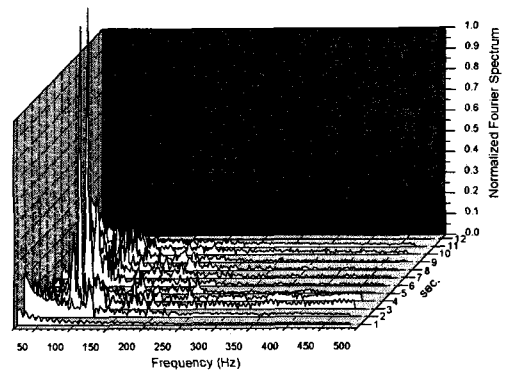


Fig. 7 Fourier spectrum variation with time

Fig. 7은 2초간의 시간간격동안의 압력 데이터를 Fourier 변환한 결과의 시간별 추이를 나타낸 그래프이다. 전체적으로 저주파 영역에서의 극값은 주로 80Hz 근방에서 나타남을 볼 수 있으며, 4~5초 사이에서 그 값이 급격히 증가했다가 6초 이후로 감소된다. 진동폭은 매우 작아졌지만 여전히 80Hz 근방의 압력 진동이 가장 특성적인 것으로 나타남을 볼 수 있다. 따라서 500Hz이하의 저주파 영역에서는 80Hz대의 저주파 진동이 가장 특성적인 진동이며, 본 엔진은 이 시험조건에서는 이 저주파 진동에 대해 안정적인 특성을 보여주었다.

4. 결론

소형엔진을 시험하기 위해 건설된 소형액체로

켓엔진 연소시험장에서 축소형 엔진의 연소시험을 수행하였다. 약 20회에 걸쳐 다양한 디자인의 축소형 엔진을 시험하였는데 분사기의 각도, 분사기의 배열, 방열 코팅, 노즐목 재료 등에 따른 파라미터적 연구를 수행하였다.

본 논문에서는 연소 불안정성이 발생한 전형적인 시험결과를 소개하였으며 그 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다.

1) 기존에 시험하였던 분사기 시험용 엔진에 비해 빠른 압력회복과 안정적인 압력 및 유량 특성을 보이고 있음을 확인하였다.

2) 화염 및 압력 데이터를 통해볼 때 연소현상은 점화, 천이, 정상의 특징적인 구간들로 구분할 수 있다.

3) 압력 진동이 발생하였으며, 500Hz 미만의 대역에서 Fourier 해석을 수행하여 저주파 특성 주파수는 80Hz 대역임을 확인하였고, 이는 다른 시험 결과와 일치한다.

4) 시간에 따른 압력 진동 특성을 통해 이러한 특성 주파수에 대하여, 본 시험에서 엔진은 안정적인 특성을 보여주었다.

후기

본 연구는 3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III) 개발 사업의 일환으로 진행되었고, 과학기술부로부터 연구비를 지원 받았으며 이에 감사를 표합니다.

참고문헌

- (1) 박정, 김용욱, 김영한, 정용갑, 조남경, 오승협, 2000, "로켓 엔진의 연소성능 예측 및 시험", 대한기계학회 논문집 B권, 24권 5호.
- (2) 박정, 김용욱, 김영한, 문일윤, 이재룡, 강선일, 정용갑, 조남경, 오승협, 2000, "소형 액체 로켓 엔진에서의 점화시퀀스 결정 및 인젝터 수명 연장 기법 평가", 한국연소학회 논문집, 5권 1호.
- (3) G. P. Sutton, 1992, "Rocket Propulsion Elements" 6th ed., John Wiley & Sons, Inc..
- (4) V. Yang, and W. E. Anderson, "Liquid Rocket

Engine Combustion Instability", 1995, Progress in Astronautics and Aeronautics vol.169.

- (5) D. T. Harrje, 1972, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA SP-194
- (6) K. K. Kuo, 1996, "Recent Advances in Spray Combustion: Spray Atomization and Droplet Burning Phenomena", Progress in Astronautics and Aeronautics vol.166.
- (7) K. K. Kuo, 1986, "Principle of Combustion", John Wiley & Sons, Inc..