

KSR-III 액체추진로켓 시제엔진 검증시험

하 성업* · 류 철성* · 설 우석*

Verification Test of KSR-III Liquid Propellant Rocket Prototype Engine

Seong-Up Ha* · Chul-Sung Ryu* · Woo-Seok Seol*

ABSTRACT

Based on the national space development project, the necessity of developing liquid propellant rocket engine is revealed to secure the basic technology for the development of individual artificial-satellite launcher. Consequently, KARI (Korea Aerospace Research Institute) is developing a liquid propellant rocket engine for the KSR-III. Currently, a prototype engine using kerosene/LOx which produces 13-ton thrust is designed, fabricated and tested. In this paper, test procedure and technique for liquid propellant rocket engine are introduced with the analysis of static and dynamic test data.

초 록

국가우주개발 중장기 계획에 의거, 인공위성 발사체 독자 개발에 필요한 필수기술을 확보하기 위하여 액체추진제 로켓엔진 개발의 필요성이 대두되었으며, 이에 따라 한국항공우주연구원은 과학로켓 3호(KSR-III)에 적용하기 위한 액체추진기관을 개발하고 있다. 이러한 목적으로 kerosene/LOx를 사용하며 13톤급의 추력을 낼 수 있는 시제엔진이 설계, 제작되었으며 이 엔진에 대한 연소시험이 실시되었다. 본 연구에서는 액체로켓 시제엔진 시험을 위한 일련의 시험절차와 시험방법을 소개하며, 시험을 통하여 획득한 정특성자료 및 동특성자료에 대하여 분석하였다.

1. 서 론

그동안 국내에서의 로켓추진기관 개발은 주로 소형발사체에 적합한 고체추진기관에 그 초점이 맞추어져 왔으며, 이 분야에 대한 다양한 연구

가 진행되어져 왔다.

한국항공우주연구원에서도 과학로켓1호(KSR-1 ; Korea Sounding Rocket)와 과학로켓 2호를 고체추진기관을 적용하여 설계, 제작하여 1단형 고체추진기관을 사용하는 1호를 1993년에, 그리

* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

고 2단형 고체추진기관을 사용하는 2호를 1997년과 1998년에 발사한 바 있다.^{1,2)}

이후, 국내에서는 국가우주개발 중장기계획에 의거, 독자적인 인공위성 발사체 개발이 요구되고 있으며, 이와 관련한 필수요소기술 중 하나인 액체추진기관 개발 필요성이 대두되었고, 이에 한국항공우주연구원에서는 과학로켓 3호에 적용하기 위한 액체추진기관의 개발이 진행 중에 있다.

과학로켓 3호의 액체추진기관은 탄화수소계인 등유계열을 연료로, 액체산소를 산화제로 사용하여 지상추력 약 12.9 톤을 낼 수 있는 것을 목표로 시제엔진(prototype)이 설계, 제작되었으며, 이 엔진에 대한 연소시험이 실시되었다.

본 논문에서는 시제엔진 시험에 관한 일련의 시험절차와 시험방법 등을 소개하고자 한다.

2. 시험

2.1 시험의 단계

완성된 액체추진로켓 시제엔진을 가지고 통상적으로 Fig. 1과 같은 세 가지 단계를 거치면서 시험이 진행되게 된다.^{3,4,5)}

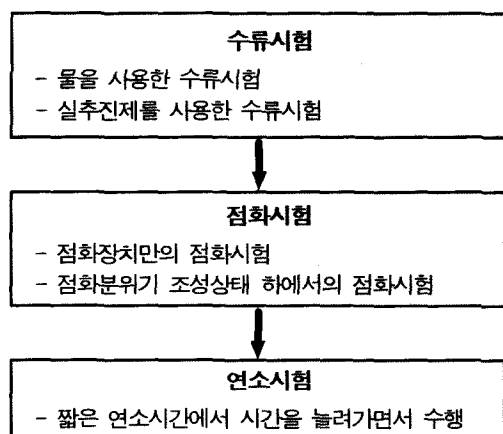


Fig. 1 연소시험의 절차

새로이 개발된 엔진은 우선 수류시험을 통하

여 엔진 매니폴드(manifold)입구에서 연소실 사이의 차압을 확인하고, 기타 제작상의 문제점 등을 점검하게 된다. 엔진 매니폴드부에서의 차압은 결국 엔진 상류의 공급압을 결정하는 중요한 변수가 되므로, 시험 전 미리 예측하여 이를 바탕으로 시험기의 공급조건을 조정하게 된다. 일반적으로 수류시험은 불과 실추진제로 수행하게 되는데, 각각 장단점이 있으므로 보통 두 가지 방법으로 모두 수행하게 된다.

점화시험은 점화장치로부터 엔진이 점화되기에 충분한 열량이 나오는지 확인하는 시험이며, 점화장치만으로는 공급을 통한 시험 혹은 점화 당시의 상태, 예를 들면 질소퍼지의 분위기 하에서의 시험 등을 통해 소염여부 등을 점검하게 된다.

이상의 시험을 마친 후에야 시제엔진은 마침내 연소시험에 들어가게 된다. 초기에는 0.2 초와 같은 짧은 연소시간의 시험을 우선 실시하게 되며, 점차로 연소시간을 늘려가면서 시험을 수행하게 된다.

2.2 수류시험

수류시험은 엔진 차압, 즉 연소실과 매니폴드부의 차압을 확인하는 중요한 절차가 된다. 이러한 차압은 결국 분사기 전후의 차압으로 엔진의 연소를 결정짓는 중요한 요인중 하나이기 때문이다.

실제로 많은 부정확성 요인에 의해 정확한 차압은 연소시험에 가서야 비로소 확인할 수 있는데, 그럼에도 불구하고 수류시험을 수행하는 것은 수류시험이 단지 차압을 확인하는 것만이 목적이 아니라, 엔진의 작동성, 분사균일성, 제작성 등에 대한 평가를 위한 연소시험 전에 어느 정도 확인할 수 있기 때문이다. 또한 엔진과 연소시험기 간의 상호작동성을 확인하기 위하여, 모든 엔진은 시험기에 장착되어지면 연소시험 전에 반드시 수류시험을 수행하게 된다.

2.2.1 산화제측 수류시험

Fig. 2에서 볼 수 있듯이 1 기압에서 기화될

수 있는 액체산소의 온도는 약 90 K이다. 연소실에 공급되는 액체산소가 통상 94 K 전후로 공급된다는 점을 볼 때, 수류시험시 연소실은 상압에 가까운 압력으로 액체산소는 메니폴드 내, 혹은 분사기(injector)에서 쉽게 기화될 수 있다는 것을 알 수 있으며, 이로 인해 메니폴드 입구와 연소실 간의 차압이 실제 연소시보다 증가할 것이라는 것을 알 수 있다. 실제 연소상태에서 시제엔진은 연소실의 압력이 1.38 MPa에 도달하게 되고, 이 압력에서 액체산소가 기화되는 온도는 약 125 K으로 크게 증가하게 되므로, 연소실로 공급된 액체산소가 액상으로 유지될 것이라는 것을 쉽게 추정할 수 있다.

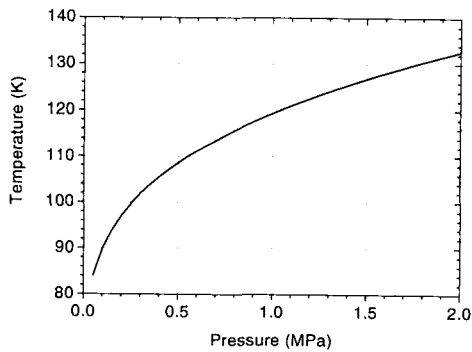


Fig. 2 Vapor Line of LOx⁶⁾

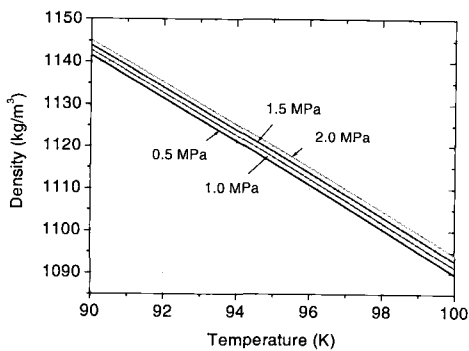


Fig. 3 Density Variation of LOx⁶⁾

밀도 역시 온도와 압력에 민감하게 반응한다. Fig. 3을 보면 온도가 10 K 상승함에 따라 액체산소의 밀도는 약 4.4 % 감소하게 되며, 압력이

0.5 MPa에서 2.0 MPa로 증가할 때 약 0.44 % 증가하게 된다.

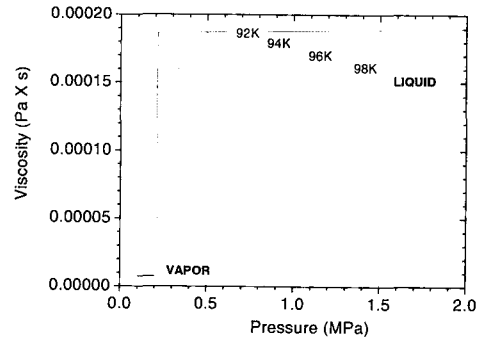


Fig. 4 Viscosity Variation of LOx⁶⁾

Fig. 4는 온도와 압력에 대한 액체산소 점성의 변화를 나타내고 있다. 액체상태에서는 압력이 증가함에 따라 점성이 약간 증가하는 것을 볼 수 있으며, 온도가 상승함에 따라 점성은 상대적으로 크게 감소하는 것을 알 수 있다. 즉, 액체산소의 물성은 온도와 압력에 크게 영향 받음을 확인할 수 있다.

Table 1 수류시험 및 연소시험시의 차압

엔진	내용	산화제 입구압력 MPa (a)	연소실 압력 MPa (b)	차압 MPa (a)-(b)	산화제 공급유량 kg/s	산화제 온도 K	정상공급량 (40.9 kg/s) 환산차압
#1	수류시험	1.165	0.100	1.065	50.7	95.5	약 0.693 (+ 25 %)
	연소시험	2.152	1.500	0.652	44.3	93.4	약 0.556
#2	수류시험	0.9477	0.09423	0.854	44.3	93.9	약 0.728 (+ 40 %)
	연소시험	2.113	1.491	0.622	44.7	93.8	약 0.521

Table 1에 KSR-III용으로 개발된 시제엔진(1호기와 2호기)에 대한 수류시험 및 연소시험시의 결과에 대해 제시하였다. 위 결과를 설계치 산화제 유량(40.9 kg/s)으로 환산하여 결과를 비교하여 보면, 1호기는 수류시험 시 연소시험에 비해 25 %정도 높은 차압을 나타내었으며, 2호기의 경우 40% 더 높은 차압이 계산되었다. 동일한 형태의 엔진임에도 불구하고 1호기의 차압증

가분이 더 작은 이유는 수류시험 시 1호기의 산화제 공급유량이 더 커서, 이로 인한 냉각효과가 더 커지게 되고, 상대적으로 기화되는 양이 줄어들에 따라 더 작은 차압증가를 보이게 된 것으로 추정된다.

이상에서 볼 수 있듯이 액체산소를 사용하는 시험에 사용된 시제엔진은 산화제계통에 대한 수류시험은 연소시험과의 시험조건 차이에 기인한 오차를 내포하고 있음을 고려하여야 한다. 허나 액체산소와 같은 극저온 환경에서의 엔진 작동성 등을 확인하기 위하여서라도 액체산소에 의한 실추진제 수류시험은 연소시험 수행 전에 반드시 요구되는 시험 중 하나가 된다. 정확한 엔진차압은 결국 연소시험에 가서야 비로소 정확한 측정이 가능하게 된다.

2.2.2 연료측 수류시험

연료측에 사용되는 탄화수소계의 연료들은 액체산소와는 달리 순물질이 아니기 때문에 그 제품성분이 항상 일정하지 않다. 등유(Kerosene)계열의 경우 밀도는 대략 $750 \sim 850 \text{ kg/m}^3$ 정도를 나타내고, 또한 조성에 따라서 연소성능이 변화하게 된다. 결국 이러한 변화는 발사체 연료 적재용량, 발사체의 임무수행능력에 직접적인 연관이 되게 되므로, 순도와 성분의 유지는 발사체 뿐만 아니라 엔진 개발의 시험과정에서도 중요한 인자로 작용하게 된다.

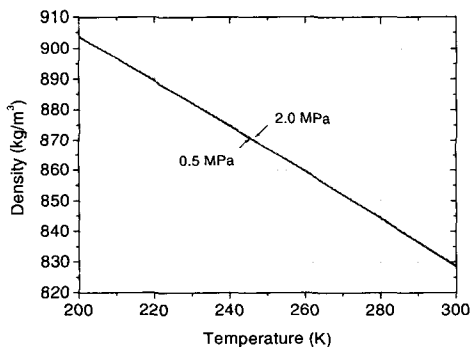


Fig. 5 Density Variation of RP-1

Fig. 5에는 탄화수소계 연료중에 하나인 RP-1의 밀도변화에 관한 자료를 도시하고 있다. 이 자료에서 볼 수 있듯이 RP-1의 밀도는 압력에 거의 영향받지 않으나 온도의 영향은 30 K의 온도변화에 대하여도 대략 3% 정도의 변화를 보여주고 있는데, 30 K의 온도차가 상온에서 일어날 수 있는 온도차임을 생각할 때 아무리 순도와 조성을 잘 유지한다 하더라도 3% 정도의 밀도변화는 쉽게 나타날 수 있다는 점을 고려하여야 한다.

등유계열과 같은 연료는 연소시험장에 엔진을 장착한 이후에는 실추진제에 의한 수류시험이 어려워진다. 이러한 연료는 비휘발성이기 때문에 연소실과 시험장 안에 잔류하여 시험환경 뿐 아니라 안전상에도 좋지 못한 결과를 가져오게 된다. 따라서 시험장에 장착한 후에는 액체질소나 알코올을 사용하여 시험을 수행하기도 한다.

액체산소의 경우와 마찬가지로 결국 정확한 측정은 연소시험에서 이루어지게 되나, 압력에 대한 변화와 기화의 영향이 상대적으로 적으므로 수류시험을 통하여 보다 정확한 예측이 가능하다.

2.3 점화시험

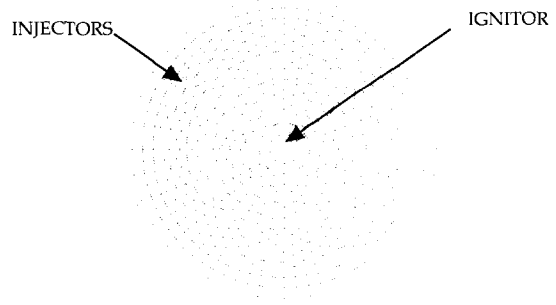


Fig. 6 KSR-III용 시제엔진 1호기의 분사기 배열

점화시험은 통상 점화기만으로는 점화시험과 실제 점화환경 하에서의 점화시험이 통상 수행된다. 점화 당시 점화기를 제외한 분사기 측으로 질소가 공급되거나 혹은 연료나 산화제가 공

급되어지는 경우, 그 환경을 실제 절차와 동일한 시점에 조성하여 줌으로써 조성된 환경하에서 점화여부를 파악하는 시험이 필요하다.

시제엔진의 경우 이전에 그 점화성 여부가 판별된 바가 없기 때문에 시제엔진을 통한 점화시험을 반드시 수행하는 것이 좋다.

시험에 사용된 시제엔진은 중앙부분에 1개의 점화기가 장착되어 있고, 주변에 F-O-O-F형 분사기 216 개가 장착이 되어 있는 형태이다. 점화기 산화제측으로 15 초간 액체산소의 공급이 먼저 시작되고, 그 후 연료측으로 접촉발화성(hypergolic)인 TEAL(Triethylaluminum)이 약 1.5 초 간 공급되며, 이후에는 연료(kerosene)가 공급되어 분사기로서의 역할을 수행하게 된다. 액체산소를 먼저 공급하는 이유는 점화기 산화제측 유로를 냉각하여, 점화당시에는 액체산소가 공급될 수 있도록 하기 위해서이다. 선냉각을 통하여 액상의 산소공급이 원활해 짐에도 불구하고, 산화제 매니폴드를 선냉각 하지 않는 것이 통상적인데, 이는 산화제 매니폴드를 선냉각할 경우 연료도 함께 냉각되는 등의 부작용이 나타날 수 있기 때문이다.

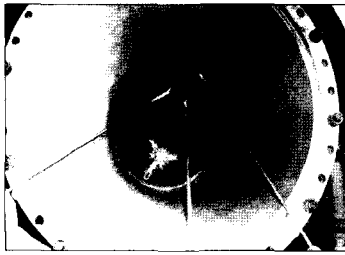


Fig. 7 노즐 확대부 출구에 열전대가 설치된 모습

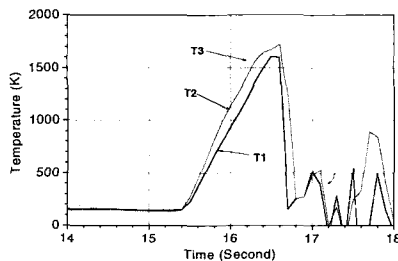


Fig. 8 노즐 출구에서 측정된 온도

점화시험은 불이 붙는 모습을 육안 혹은 비디오 촬영에 의해 그 점화성 여부를 확인할 수 있으나, 연소실 확대부 끝단에 K-type 열전대를 설치하여 온도를 측정하는 방법이 병행되어진다. 아래의 Fig. 7은 시제엔진의 점화시험 때 열전대가 설치된 모습을 보여주고 있으며, Fig. 8은 점화시험시 열전대에 의해 측정된 온도를 보여주고 있다. TEAL 공급밸브는 15 초에 열리게 되는데 노즐확대부 출구에 설치된 열전대에는 약 15.4 초 시점에 열이 감지되기 시작하며, 16 초에서는 약 1000 K, 그리고 약 16.4 초 이후에는 고열로 열전대가 모두 손상되었다. 측정된 온도와 점화직후 온도상승의 경사도 등을 종합하여, 이 시제엔진의 점화가 원활하게 이루어질 것으로 판단되었다.

2.4 연소시험

수류시험과 점화시험을 마친 후 연소시험을 수행하게 된다. 연소시험은 먼저 0.2 초간의 짧은 시간동안의 시험으로부터 시작하여 0.4 초, 1.5 초, 4.0 초, 8.0 초로 점차 연소시간을 늘려가면서 시험을 실시하였다. Table 2에 8.0 초 동안의 연소시험에 대한 절차를 표시하였다.

Table 2 8.0 초 연소시험 시험절차

시험시간	IGNITOR		INJECTOR	
	Oxidizer	Fuel	Oxidizer	Fuel
0.0 - 0.2		X	X	
2.0 - 14.0		PURGE	X	
14.0 - 15.0			PURGE	PURGE
15.0 - 15.3	공급			
15.3 - 15.5			공급	
15.5 - 23.9		공급	공급	공급
23.9 - 24.0	X			
24.0 - 24.1	PURGE	X	PURGE	
24.1 -		PURGE		PURGE

2.4.1 질소를 사용한 Purge

액체추진기관에 있어서 질소가스에 의한 퍼지(purge)는 시험뿐 아니라 실발사시에도 중요한 항목이다. 질소가스에 의한 퍼지는 연소시험 전

과 연소시험 후 각각 실시하게 되는데, 시제엔진에 대한 퍼지 시점은 Table 2에 표시된 바와 같이 수행되었다.

시험 전 퍼지는 점화가 되는 순간 화염이 매니폴드 내로 역류되는 것을 방지하기 위해 수행한다. 특히 시제엔진과 같이 분사기를 통하여 산화제를 먼저 공급하는 분위기에서는 접촉발화성을 지니는 점화연료가 매니폴드로 역류할 가능성이 크기 때문에 불활성 가스에 의한 퍼지의 역할은 더욱 중요하게 된다. 시험 후 퍼지의 역할은 엔진에 남아있는 잔류추진제 등을 완전히 불어날림으로써 연소실에 남아있는 추진제에 의한 2차 연소를 막고 등유와 같이 증발하지 않는 연료의 잔류를 억제함으로써 엔진의 상태를 보다 좋게 하기 위함이다.

2.4.2 추진제 공급시점

시제엔진의 경우 점화기와 분사기 모두 산화제를 먼저 공급하는 절차에 의해 시험이 수행되었다. 산화제측과 연료측의 공급시점의 결정은 시제엔진 이전의 축소형 엔진시험을 통하여 결정된 것으로, 어떠한 법칙보다는 반복적인 시험에 의해 결정된 사항이다. 그러나 축소형엔진과 시제엔진은 그 규모면에서 차이가 있게 되므로, 결국 최종적인 공급시점은 실험사체와 동일한 형태의 엔진에 대한 반복시험을 통하여 결정되게 될 것이다.

종료시에는 연료를 산화제보다 0.1 초 정도 더 공급한 후 연료과다 분위기에서 연소를 종료하게 된다. 산화제 과다조건이 되면 연소실의 온도가 급격하게 상승되게 되는데, 연료를 0.1 초정도 추가로 공급하여 연소실의 온도를 떨어뜨린 상태에서 소염을 하여 연소실부를 보호하기 위함이다.

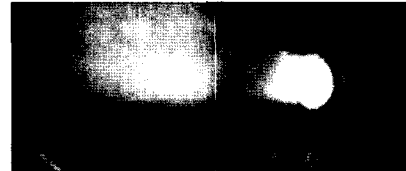
3. 연소시험결과

Fig. 9는 연소시험 장면중 대표적인 형태를 보여주고 있다. 초기 LOx 공급에 의해 마치 안

개형태의 기체가 빠져나오는 듯한 모습을 볼 수 있으며, 이후 TEAL 공급시 특유의 푸른빛을 보인다. 또한 연소종료단계에서는 후퍼지에 의해 화염이 밖으로 뿜어져 나가는 듯한 모습을 보이며 연소가 종료되는 모습을 볼 수 있다.



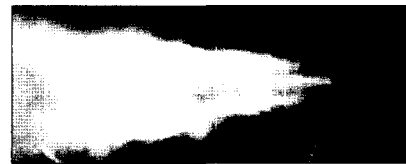
점화기 산화제 공급선으로 LOx 공급



점화기 연료 공급선으로 TEAL 공급



연소단계



Fuel rich 분위기에서의 연소종료



질소에 의한 post-purge로 인한 화염배출

Fig. 9 연소시험영상

Fig. 10은 8.0 초 연소시험 이후, 즉 총 14.1 초의 누적시간을 가지는 연소실의 모습을 볼 수 있다. 분사기면에는 열에 의한 약간의 변색과 수트(soot)에 의해 검게 보이는 영역이 존재하며 내열재의 경우 최외각열에 설치된 분사기와 막

냉각을 위한 연료공급에 의해 뚜렷한 줄무늬가 나타나는 것을 볼 수 있다. 노즐목에서도 삭마가 진행되어 희게 나타난 부분에서만 직경증가가 조금 나타났다. 노즐 목에서는 초기 310 mm의 직경에 대하여 평균 0.6 mm 증가하였으며, 전반적인 내열재의 삭마량은 크지 않았다.⁵⁾

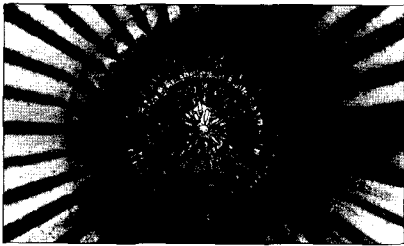


Fig. 10 누적시간 14.1초 후 엔진상태 (0.2+0.4+1.5+4.0+8.0 초)

Fig. 11~14는 8.0 초 시험에서의 시험결과중 대표적인 것을 나타내었다. 8.0 초 시험에서 추진제의 공급은 설계값 보다는 다소 많은 산화제 44.32 kg/s와 연료 19.42 kg/s가 공급되었으며 이에 연소실 압력은 1.50 MPa(abs)이 측정되었다. 또한 메니폴드 차압을 보면 연료측 0.76 MPa, 산화제측 0.65 MPa를 나타내었으며, 이는 설계치와 잘 부합하는 결과를 보여주었다. 이 결과는 앞서 수류시험에 의해 측정되었던 연료측 1.503 MPa, 산화제측 1.065 MPa과 비교하였을 때 현저히 낮은 수치를 보여주는 것인데 이는 앞서 설명한 바와 같이 정확한 차압은 결국 연소시험단계에 와서 이와 같이 확인되게 된다.

추력(Fig. 12)은 정상상태에서 13.5 ton이 측정되었다. 추력측정에 있어서 엔진 및 시험기의 구조적 특성 등이 반영되어야 하므로 아직까지는 정확한 수치라 하기에는 어려우며, 추가적인 시험을 통하여 추력측정기의 신뢰도를 높여가야 한다.^{3,4,7)}

또한 엔진이 점화 후 정상압의 95% 이상에 도달하는 시간은 약 0.3 초 이내로 빠르게 이루어짐을 확인하였다. 이는 추력에서도 동일한 결과를 얻을 수 있었다.

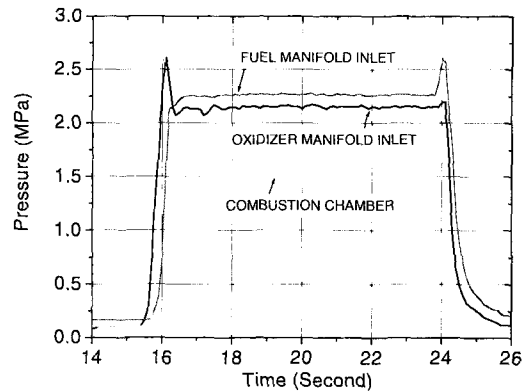


Fig. 11 엔진부 압력 (8.0 초 연소시험)

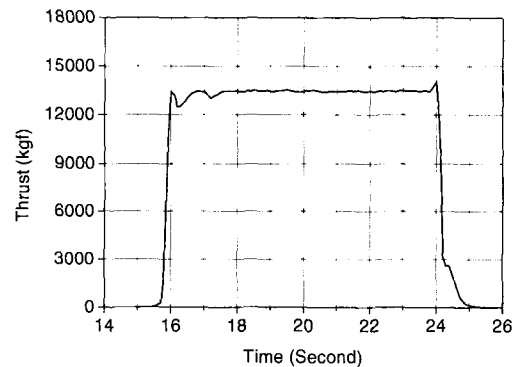


Fig. 12 추력 (8.0 초 연소시험)

Fig. 13과 14에 연소실 내 압력섭동과 엔진의 진동을 나타내고 있다. 로켓엔진의 경우 연소실 내 압력섭동은 불안정 연소여부의 판단을 위하여, 그리고 엔진의 진동은 발사체 구조물에 미칠 영향에 대한 사전 평가를 위하여 반드시 측정되어지는 항목이다.

연소실 내 압력섭동(Fig. 13)을 보면 점화 직후 약 1.5 초간의 천이특성을 보여주고 있으며, 이러한 천이특성은 연소실 압력(Fig. 11)과 추력(Fig. 12)에서도 그 형태가 나타남을 확인할 수 있다. 그러나 앞서 설명한 바와 같이 엔진은 이 구간에서도 정상상태의 95% 이상 수준을 유지하였다.

정상상태 구간에 대하여 왜곡된 신호를 배제하기 위한 bandpass를 수행한 후 결과를 처리

하여 보면 압력섭동은 순간최대 0.05 MPa, RMS 0.01 MPa을 보이고 있다. 엔진에서의 축방향 가속도(Fig. 14)를 보면 순간최대 37.17 g, RMS 8.1 g를 보이고 있다. 엔진진동의 경우 엔진자체의 구조특성, 시험기의 구조특성등에 크게 영향을 받게 되므로 실질적인 수치는 실제 발사체와 동일한 조립체의 지상연소시험을 통해서만이 정확한 측정이 가능하다.^{8,9)}

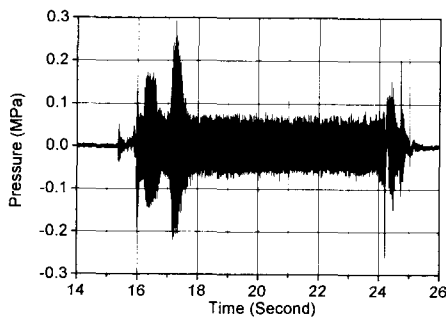


Fig. 13 연소실 내 압력섭동 (8.0 초 연소시험)

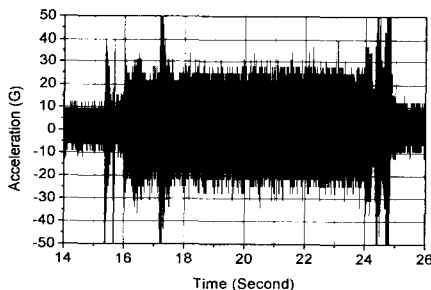


Fig. 14 엔진 진동 (8.0 초 연소시험)

4. 결 론

KSR-III용 액체추진기관 사용을 위하여 시제 엔진이 설계, 제작되었으며, 시험이 수행되어졌다. 시험은 수류시험, 점화시험, 연소시험의 단계별로 수행되어졌고, 일련의 연소시험을 통하여 다음의 특성을 확인할 수 있었다.

1. 연소실의 압력은 연소시작 0.3초 이내에 정상상태의 95% 이상 도달하였으며 1.5초간의 천이

구간을 나타내었다.

2. 정상연소상태에서 연소실의 압력섭동은 RMS 0.01MPa, 엔진의 진동은 RMS 8.1 g로 안정되게 운용됨을 확인하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발과제인 "3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)"의 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

1. 과학로켓 설계 및 개발연구 (2) 최종연구보고서, 한국항공우주연구소, 과학기술처, 1992
2. 중형과학로켓 연구개발사업(IV) 최종연구보고서, 한국항공우주연구소, 과학기술처, 1997
3. Dieter K. Huzel, David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 147, AIAA, 1992
4. Oscar Biblarz, George Paul Sutton, "Rocket Propulsion Elements," Wiley-Interscience, 2001
5. NASA-CR-199066, "Pressure Fed Thrust Chamber Technology Program," NAS 8-37365 Final Report, NASA, 1992
6. NIST (National Institute of Standards and Technology) Chemistry WebBook, www.nist.gov
7. 홍용식, "우주추진공학," 청문각, 1990
8. Vigor Yang et al, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 169, AIAA, 1995
9. NASA-SP-194, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA, 1972