

액체로켓의 연소안정을 위한 유량공급에 관한 실험적 연구

장은영* · 박희호* · 김선기* · 김 유*

A Study on the Flow Control for Stable Combustion of Liquid Rocket

Eun-Young Jang* · Hee-Ho Park* · Sun-Ki Kim* · Yoo Kim*

ABSTRACT

In the pressurized propellant feed system of liquid rocket, feed pressure is decided chamber pressure of normal combustion state. However, during ignition period the initial chamber pressure is atmosphere. So, it may have overflow, hard-start and even critical damage of engine.

This paper proposes an improved propellant feed system for the stable combustion of liquid rocket. Hot test were already performed to verify the presented propellant feed system.

The proposed propellant feed system uses two steps - pre and main combustion - to prevent large pressure increase and uses cavitating venturis for stable flow rate in whole combustion. This system feeds the flow rate lesser than the designed flow rate, so combustion pressure reached pre-combustion pressure. Cavitating venturis offer unique flow control capabilities at normal and abnormal combustion state, because flow rate is solely dependent on upstream absolute pressure and fluid properties, but independent on downstream condition.

초 록

고압의 불활성 기체를 이용하여 엔진에 추진제를 공급하는 액체로켓의 경우, 추진제 탱크의 압력은 정상연소상태의 연소압을 기준으로 하여 설계한다. 그러나 연소초기의 연소실 압력은 대기압 상태이므로 과도한 유량이 공급되어 이로 인해 hard-start가 발생하며, 최악의 경우 엔진의 파손을 가져온다.

본 연구에서는 이러한 문제를 해결하고 안정된 연소를 위하여 개선된 추진제 공급시스템을 제안하며, 이는 실제 연소실험을 통해 그 성능을 규명하였다.

이 공급시스템은 연소초기의 급격한 연소실압의 상승을 막기 위하여 추진제를 예연소단계와 주연소단계의 2단계로 공급하며, 연소초기 및 연소 중의 일정한 유량공급을 위해 Cavitating Venturi를 사용하는 시스템이다. 설계 유량보다 적은 양의 추진제를 먼저 공급하여 연소압이 일정수준에 달하도록 예연소압을 형성하게 하는 방법이다. 또한, Cavitating Venturi는 오직 공급압에 의해서만 유량이 결정되며, 출구압에 영향을 받지 않으므로 연소초기는 물론이고, 연소 중 이상연소에 의해 연소압이 떨어져도 설계치 이상의 유량이 공급되지 않는다.

* 충남대학교 기계공학과(Chungnam National University, Dept. of Mechanical Engineering)

1. 서 론

로켓에서 유량공급은 정상연소상태를 기준으로 하여 설계된다. 즉 본 실험의 로켓의 경우 압력강하를 70psi 로 설정하고 정상연소시 압력을 600 psi로, 또한 공급관 내에서의 압력손실 30psi를 고려해 700psi가 되도록 공급압력을 설정한다.

그러나 점화초기에는 연소실의 압력이 대기압 상태이므로 추진제의 공급유량은 설계치 이상이 된다. 이러한 추진제의 과잉공급으로 인해 hard-start가 발생하며 로켓에 치명적인 손상을 줄 수 있다.

본 실험에서는 이를 방지하고 더욱 안정된 점화를 위해 추진제를 2단계에 걸쳐 공급하며, Cavitating Venturi를 사용하는 시스템을 설계, 제작하였다. 이 시스템을 실제 연소실험을 통해 연소안정성에 대한 효과를 검증하고자 한다.

2. 이론적 배경

2.1. 2단계 공급시스템

이 시스템에서는 설계된 추진제 공급유량보다 적은 추진제가 예연소단계에서 공급하여 연소실에 예연소압을 형성하게 한다. 이 과정을 통해 주연소단계의 추진제 공급시 ∇P 를 줄여주어 과잉공급량을 줄여주는 효과가 있다. 그러나 추진제를 2단계로 공급하는 것만으로 과잉공급량을 줄일 뿐이며 완전히 없애는 것은 불가능하다.

따라서 2단계 추진제 공급과 동시에 주연소단계 추진제 공급라인에 Cavitating venturi를 장착한 시스템을 설계하였다.

2.2. Cavitating Venturi

실험에 사용된 Cavitating venturi의 형상은 Fig. 1.과 같다. Cavitating venturi는 액체로켓산업에 의해 개발되었으며, 뛰어난 유량조절 능력을 제공한다.

앞에서 설명한 바와 같이 연소실의 압력이 넓은 범위에서 변하는 경우 Cavitating venturi를 사용하지 않고 일정한 유량이 공급되는 시스템을 만들 경우 원격제어 컨트롤밸브, 유량계, PLC 나 컴퓨터로 구성된 제어루프의 복잡한 시스템

이 될 것이다. 그러나, Cavitating venturi는 이러한 다른 복잡한 유량조절 시스템과 달리 완벽하게 압력강하와 독립이므로, 간편하면서도 재현성 있고, 안정된 유량을 보장한다.

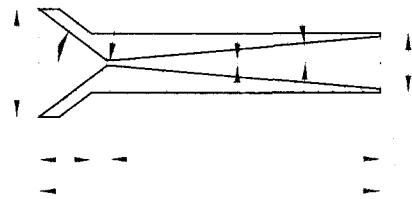


Fig. 1 Drawing of Cavitating Venturi

Cavitating venturi는 유체가 venturi의 목에 도달할 때까지 가속되어 포화증기압이하에 이르러 이 지점에서 순간적으로 "cavitation"이 일어나게 하게 한다. 이 증기는 후에 venturi의 디퓨저에서 약간의 압력손실만을 동반한 채 응축된다. 유량은 단지 상류의 압력에 의해서만 결정되며, 하류부분의 압력이 변화는 영향을 미치지 않는다.

이러한 Cavitating venturi의 장점이 액체로켓의 추진제 공급을 안정하게 하고 hard-start방지에 탁월한 효과가 있을 것으로 믿고 이를 확인 검증하고자 하였다.

3. 실험장치 및 방법

3.1. 실험장치

연소실험장치는 추진제 공급장치와 점화장치, 자료처리장치, 그리고 제어장치로 구성되어있다.

3.1.1 추진제공급장치

본 실험에서 추진제는 가스 가압식으로 공급되었으며, 추진제 탱크는 스테인리스강으로 제작하였다. 탱크의 상단에는 이상고압 발생시를 대비하여 릴리프 밸브와 압력 게이지를 설치하였으며, 압력을 제어실에서 모니터링 할 수 있도록 하였다.

Fig. 1은 실험장치의 개략도를 나타낸 것이다. 산화제와 연료는 각각 예연소(pre-combustion)용과 주연소(main-combustion)용의 2개의 공급

관으로 공급되도록 하였으며, 추진제 공급용 배관은 1/2" 관을 사용하였다. 배관에는 PLC에 의해 제어되는 솔레노이드 밸브와 솔레노이드 밸브에 의해 작동되며, 추진제의 공급을 직접 제어하는 공압밸브, 추진제의 역류방비를 위한 check 밸브 그리고 On-off 밸브로 구성되었다.

또한, 주연소(main-combustion)용 공급관에는 벤투리를 설치하고, 예연소용 공급관에는 유량 조절이 가능 미터링 밸브를 설치하였다.

3.1.2 점화장치

Photo 1.은 연소실험대의 사진이다. 이 사진에서 엔진의 상단에 보이는 점화장치는 가스메탄과 산소를 추진제로 하며, 이 추진제의 점화를 위해서는 고전압에 의해 spark plug에서 점화가 이루어지도록 하였다.

3.1.3 자동제어장치 및 자료처리장치

Photo 2.는 솔레노이드 밸브에 전기적 신호를 가함으로써 공압 밸브를 자동 제어하는 연소실험 제어실의 사진이다.



Photo 1. Test Bed

사진의 중앙부가 PLC, 왼쪽의 모니터로 연소 실험을 모니터링 할 수 있도록 하였으며 오른쪽의 PC는 측정된 압력신호와 유량신호를 처리하기 위해 사용되었다.

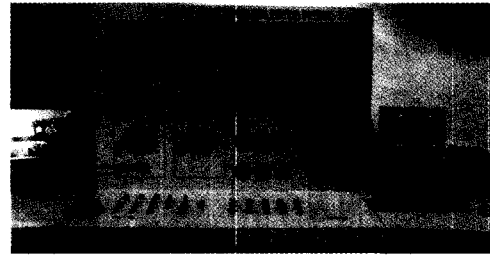


Photo 2. control room

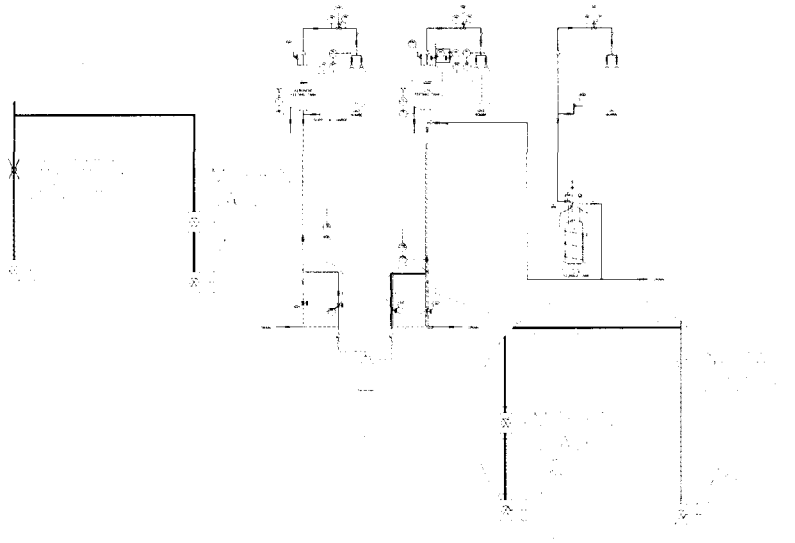


Fig. 1 Feed system of ground firing test for liquid rocket engine

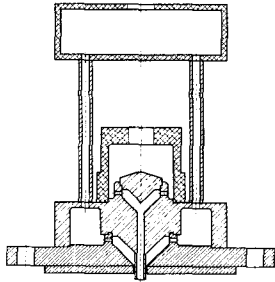


Fig. 2 Drawing of injector

Table 1. Design Requirements and Design Values of Liquid Rocket Engine

Chamber Pressure	600 psia		
Propellants	Oxidizer	Lox	
	Fuel	Kerosene	
Injector	Type	Swirl (double swirl)	
	Oxidizer	Dia.	6.4 mm
	Fuel	Dia.	3.6 mm
O/F Ratio	2.0		

압력과 유량은 각각 Sensotec사의 스트레인계이지 압력변환기와 macromotin사의 진동식 유량계로 계측된 신호를 Global Lab software가 장착된 PC를 이용하여 채널당 1,000Hz의 sampling rate로 측정되었다.

Fig. 2와 Table 1은 실험에 사용한 인젝터의 도면과 로켓엔진의 제원이다. 또한 추진제의 공급유량은 산화제 120g/s, 연료 60g/s이다.

3.2. 실험방법

벤투리의 성능을 확인하기 위한 연소실험은 Fig. 3의 순서에 의해 진행되었다.

공압밸브 작동용 질소가스의 압력은 8kgf/cm², 점화기용 추진제의 공급 압력은 가스 메탄과 가스산소가 각각 1kgf/cm², 1.2kgf/cm², Purge용 질소가스 압력 6kgf/cm²로 설정하였다. 또한 엔진을 조립한 후에는 반드시 시스템 전반의 작동상태와 leak에 대한 점검 및 압력센서의 보정과 작동상태를 확인하였으며, 액체산소 공급라인의 냉각은 액체질소를 이용하였다.

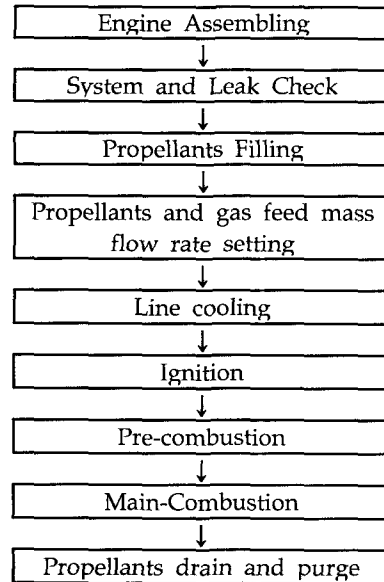
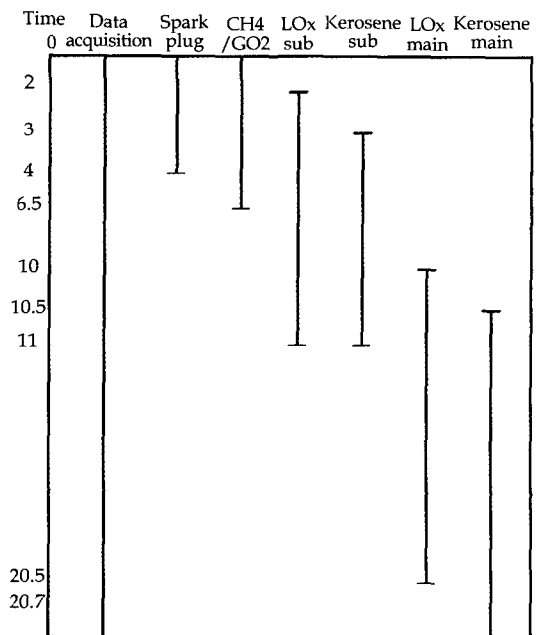


Fig. 3 Flow Chart for Hot Firing Test

Table 2는 자동제어장치에 의해 제어되는 계통도이다. 주연소시간은 10초이며, 예연소단계와 주연소단계에는 산화제 1초, 연료 0.5초의 overlap을 두어 연소가 연속적으로 일어날 수 있도록 하였다.

Table 2. Operating sequences of the system



4. 결과 및 고찰

Fig. 4.는 기존 시스템을 이용한 연소실험의 유량곡선이다. 이 경우 과잉공급유량은 설계유량의 최고 6배에 이르고 있다. 과잉공급유량은 연소압의 상승을 가져오며, 이로 인해 Photo 3. 과 같은 hard-start를 불러올 수 있는 것이다. 이 사례는 hard-Start에 의해 연소실과 노즐은 물론, 순간적으로 발생하는 연소실의 고압으로 인해 인젝터까지 손상된 경우이다.

만약 이러한 고압으로 인해 공압밸브나 체크밸브에 이상을 가져온다면 지상연소실험장전체와 그 주변에 피해를 가져올 거대한 사고로 연결될 수 있다.

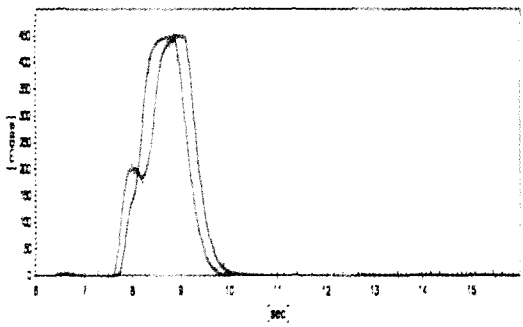


Fig. 4 Signal pressure without improved propellant feed system

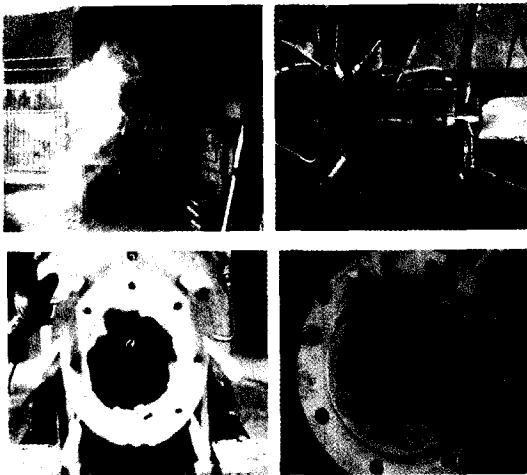
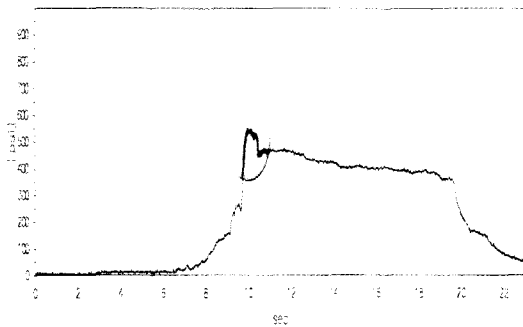


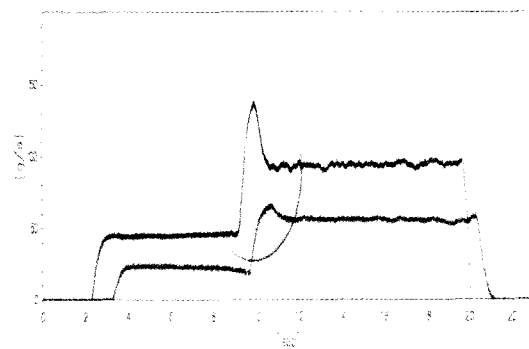
Photo 3. The photographs of the destructed liquid rocket engine

Fig. 5는 본 연구에서 제안한 시스템으로 연소실험한 결과로써 (a)는 시간에 따른 연소압이며, (b)는 시간에 따른 유량이다. 이에 따르면 제안된 시스템을 사용함에 따라 예연소단계의 연소압이 효과적으로 형성되어 주연소단계의 초기의 연소압이 자연스럽게 형성되는 것을 볼 수 있다.

또한, Cavitating venturi를 사용함에 따라 산화제와 연료의 초기 공급유량이 일시적으로 과잉 공급되는 현상을 현저히 감소시킬 수 있음을 볼 수 있다. Fig. 5의 (b)의 음영으로 표시된 부분을 보면 주연소단계의 초기에 최고 30%의 과잉공급이 발생했으나, 이것은 예연소단계와 주연소단계 사이에 연소불연속을 방지하기 위한 Overlap에 의한 것이며, 앞에서 언급한 과잉공급과는 다른 것이다. 즉, 이 과잉량은 예연소단계의 유량으로써 조절할 수 있으며, 그 양은 예연소단계의 추진제 공급량보다 적은 값이므로 위협적인 것이 아니다.



(a) Chamber pressure



(b) Mass flow rate

Fig. 5. Signal showing chamber pressure and mass flow rate with improved propellant feed system.

Fig. 6은 연소실험시 연소압의 변화에 대한 유량으로 Cavitating venturi가 장착된 개선된 시스템으로 연소실험을 반복한 결과와 기존의 시스템으로 동일한 조건에서 실험된 결과를 각각 나타낸 것이다. 여기서 dP_r 과 M_r 은 식 (1), (2)와 같다.

$$dP_r = \frac{[P_{out} - P_{sat}(T_{in})]}{[P_{in} - P_{sat}(T_{in})]} \quad (1)$$

$$M_r = \frac{M_{act}}{M_c} \quad (2)$$

이 때 P_{out} 은 추진제공급시스템의 출구압 즉, 연소압이며, P_{in} 은 시스템의 입구이므로 탱크 압이다. M_{act} 또한 는 측정된 유량, M_c 는 초킹 조건을 고려하여 계산된 유량이다.

기존의 시스템은 dP_r 이 클 때는 적절한 유량이 공급되지만, dP_r 이 작을 때 즉, 설계된 정상연소압보다 연소압이 상대적으로 적은 경우 설계유량보다 매우 큰 과잉양을 보인다. 이것은 이 때의 유량이 압력강하에 비례하기 때문이다. dP_r 이에 반해 개선된 시스템의 경우 다양한 dP_r 에 대하여 모두 설계유량을 공급하였다. 이것은 이 시스템에서의 유량은 압력강하에는 무관하고 오직 공급압력에 의해서 결정되기 때문이다.

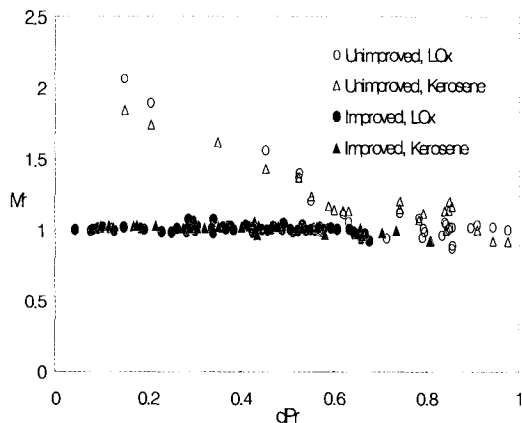


Fig. 6 Mass flow rate vs Pressure-difference

이로써 이 시스템이 연소실 압력의 변화에 때문에 발생할 수 있는 유량과잉현상의 방지에 탁월한 효과가 있음을 입증하였다.

5. 결 론

초기 추진제의 공급과잉이 원인이 되어 발생하는 hard-start를 방지하기 위해 추진제를 2단계 공급하는 동시에 Cavitating venturi를 사용하는 시스템을 사용하였다.

이 시스템을 통해 연소실험을 한 결과 본 시스템은 연소실험 중에 연소압이 크게 변화함에도 일정한 공급유량을 보여주었으며 기존의 시스템에서 나타났던 유량의 과잉공급과 hard-start는 발생하지 않았다.

본 논문에서 제안된 시스템은 액체로켓의 연소안정을 위한 적절한 추진제 공급방법으로 hard-start의 방지에 탁월한 효과가 있는 것으로 나타났다.

참고 문헌

1. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992.
2. 홍 용 식, "우주추진공학", 청문각, 1994.
3. Fox Venturi Fixed and Adjustable Area Bulletin 020, Fox Valve Development Corp., May 1988.
4. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA Publication, Vol. 147, 1992.
5. L. R. Iwaniki and O. W. Dykema, "Effect of a Cavitating Venturi on Wave Propagation in a Duct", AIAA Journal, Vol. 2, No. 4, pp 753-755, 1964.
6. I. Y. Chen, S. G. Lion and J. S. Sheu, "Small Cavitating Venturi Performance Characteristics an Low Inlet subcooling", Journal of thermophysics and heat transfer, Vol. 12, No. 4, pp 602-604. 1998.