

소형액체로켓엔진의 공급시스템 설계 및 고찰

박종희*, 송이화*, 최영환*, 김정훈*, 오웅환*, 박계승*, 박희호*, 김유*(충남대학교 기계공학과),
김지훈**(한국항공우주연구원)

Design and Review on the Propellant Feed System for small LRE

Park Jong Hee*, Song Yi Hwa*, Choi Young Hwan*, Kim Jung Hoon*, Oh Eung Hwan*, Park Kye Seung*, Park Hee Ho*, Kim Yoo*, Kim Ji Hoon**

ABSTRACT

The propellant feed system for small LRE of the thrust 250kgf designed and fabricated. Design on the propellant feed system is reflected with analysis of old system. Performance of the propellant feed system was proved by cold test and hot firing test. Consequencely, New feeding system found out more stable than old feeding system.

초 록

추력 250kgf급 소형액체로켓엔진을 대상으로 한 공급시스템을 설계 및 제작하였다. 기존시스템의 분석을 통해 공급시스템 설계시 반영하였으며, 새로운 공급시스템을 통한 엔진의 수류 및 연소시험을 수행하여 공급시스템의 성능을 검증하였다. 이 결과 기존시스템보다 추진제공급이 안정적으로 이루어짐을 확인하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진), Propellant Feed System(공급시스템) Performance(성능)

1. 서 론

액체로켓엔진의 추진제 공급방식은 일반적으로 펌프식과 가압식이 있다. 펌프식은 터빈으로 펌프를 구동하고 펌프가 추진제를 추력실로 공급하는 방식으로써 구조가 복잡하다. 반면에 가

압식 공급시스템은 비활성가스(질소, 헬륨 등)를 이용하여 추진제를 가압해서 공급하는 간단하면서도 신뢰도가 높은 방식이며, KSRⅢ도 이에 속한다. 결과적으로 공급시스템은 추진제 뿐만 아니라 점화에 필요한 가스, 퍼지가스, 냉각제 등을 엔진에 공급하여서 안정적인 연소 및 원하

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

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

는 추력 발생을 돕는 중요한 장치라고 할 수 있다. 이러한 공급시스템의 중요성과 기존 시스템의 미비점, 안전등을 고려한 결과 기존 공급시스템을 철수하고, 새로이 공급시스템을 설계, 제작 및 설치하게 되었다. 공급시스템의 설계 과정은 이론적인 면보다 기존 공급시스템 운영의 경험과 수류 및 연소시험을 통한 공급계 특성을 분석하여 설계 과정에 적용시켰다.

본 논문에서는 공급시스템 구성과 설계 과정을 개략적으로 기술하고, 이런 과정을 거쳐 개선된 현재의 시스템을 소개하고, 최종적으로 추력 250kg급 소형액체로켓엔진의 연소시험을 통하여 획득한 Data로부터 공급시스템의 성능을 검증하고자 한다.

2 공급시스템의 구성 및 설계

2.1 공급시스템의 구성

공급시스템은 엔진시험대, 가압시스템, 배관시스템, 제어시스템, 계측시스템, 점화시스템, 냉각시스템 및 안전시스템 등으로 구성하였다.

2.2 공급시스템 설계

Fuel	kerosene
Oxidizer	Liquid Oxygen
Propellant mass flow rate	$m = 0.70 \text{ kg/s}$
Mixture ratio	$K_m = 2.385$
Fuel mass flow rate	$m_f = 0.2068 \text{ kg/s}$
Oxidizer mass flow rate	$m_o = 0.4932 \text{ kg/s}$
Chamber pressure	$P_c = 20 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$

Table.1 specification of LRE

공급시스템의 설계는 Table. 1의 엔진제원을 기준으로 하여 수행하였으며, 설계 방법 및 과정을 대략 기술하면 다음과 같다.

먼저 산화제, 연료 및 냉각탱크의 용적을 구한 후 물리적 법칙에 근거한 이론식으로부터 가

스실린더의 개수를 결정하였고, 탱크의 공급압력을 일정하게 유지시켜주기 위해 기존 Data를 분석하고, 비용을 고려하여 적절한 레귤레이터를 선정하였다. 그리고 추진제를 일정하게 공급하기 위해 캐비테이션 벤츄리를 적용하였으며, 벤츄리의 설계는 Table. 1의 엔진 제원으로 부터 노즐목의 크기를 결정하여 제작하였다.

배관라인에는 종전의 수동 구동으로 일어날 수 있는 부주의로 인한 사고를 방지할 목적으로 자동화 할 수 있도록 하였으며, 자동 on/off밸브의 사양과 동작특성을 파악한 후 배치를 함으로써 운영의 편리성과 안전을 기할 수 있도록 하였다. 그러므로 PLC를 통한 자동밸브의 제어 및 밸브sequence를 조정하는 제어시스템의 역할이 커짐으로 인해 밸브의 limit 신호를 통하여 on/off상태를 확인하도록 하였고, 엔진주변을 모니터링하기 위해 CCTV, 캠코더 등을 적절히 배치하였다. 또, 신뢰도 있는 Data 확보를 위해 각종 센서의 작동범위를 파악하고, calibration을 거친 후 보정을 하여 적절히 설치하였다.

종전의 점화시스템에서 산소 및 메탄가스의 공급압이 일정하게 공급되지 않는 점을 고려하여 물리적 법칙에 근거한 계산식으로부터 축적기 및 오리피스의 크기를 결정하여 점화라인에 적용하였다.

냉각시스템에서는 냉각채널의 설계유량을 맞추기 위해 수류시험을 하여서 유량측정 후 배관의 크기 및 부속품을 결정하였다.

이와 같은 설계, 제작 및 설치를 통하여 구축한 시스템으로 연소시험을 하였으나 hard start로 인한 엔진이 파손됨으로써 엔진후방에 화재가 발생하였다. 이러한 엔진후방의 화재를 진화하기 위해 질소소화시스템을 도입 및 설계하였다.

3 개선된 현재의 공급시스템

개선된 공급시스템의 계통도를 Fig. 1에 나타내었다.

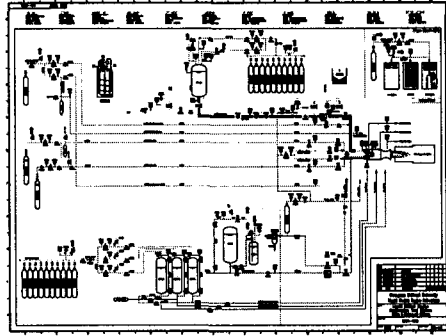


Fig. 1 Design of propulsion Feed System

3.1 엔진시험대

엔진을 장착해서 추력측정, 수류 및 연소시험을 행하는 곳으로써 모든 공급시스템의 최종 집결지이고, 구조는 Fig. 2와 같다.

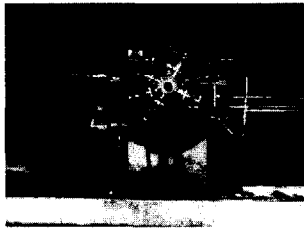


Fig. 2 Engine Stand

3.2 가압시스템

비활성가스(GN2)를 사용하여 산화제와 연료를 가압하는 장치로써 축적기, 밸브, 레귤레이터, 체크밸브, 배관 등으로 구성되어 있다. 기존 시스템은 산화제 및 연료 가압이 분리되어있던 반면, 현재는 가압부를 같은 장소에 집결시킴으로써 산화제 및 연료의 가압을 통합하였다. 그 구조는 Fig. 3과 같다.



a. Oxidizer & Fuel Pressurization b. Cooling Tank Pressurization

Fig. 3 Gas Cylinder Part

3.3 배관시스템

Fuel관련 배관시스템은 Kerosene을 연소실내로 유도하는 시스템으로써 중단밸브전에 기포제거드레인 밸브를 설치하여 배관내에 기포와 비상시 연료를 배출하게하였고, Lox관련 배관시스템에서는 배관라인의 곳곳에 ThermoCouple을 설치하여 냉각상태를 확인하도록 하였으며, 배관라인의 열전달을 최소화하기 위해 단열작업을 하였다.

3.4 제어시스템 및 계측시스템

제어시스템은 PLC를 통하여 자동밸브의 on/off를 제어하고, 밸브로부터 limit신호를 받아서 Global lab 및 콘트롤 판넬을 통하여 밸브 개폐상태 및 작동시간을 확인하도록 하였으며, 연소시험시 연소압에 따라 비상정지하도록 제어하고 있다. Fig. 4는 Control Pannel로써 압력, 온도 및 밸브 개폐상태를 확인가능하도록 하였다. 여기에서 녹색표시등이 밸브의 open상태이고, 적색표시등이 close상태이다.

계측시스템은 온도변화가 심한 산화제 라인에 종전 질량유량계와 더불어 체적유량계를 설치하여 정확한 유량의 측정을 가능하게 하였고, 엔진주변에 다량의 압력 및 온도센서를 설치하여 신뢰도가 높은 Data를 확보하여서 사고발생 원인 및 공급계 특성을 분석하도록 하였다. Fig. 5는 엔진주변에 설치한 각종센서들이다.

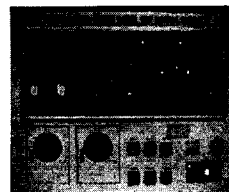


Fig. 4 Control Pannel



Fig. 5 Sensors

3.5 점화시스템

기존의 점화방식과 동일한 가스산소, 메탄, 점화플러그의 스파크를 이용하는 방식에는 변함이 없지만 점화가스 공급라인에 축적기, 오리피스, 퍼지라인을 설치함으로써 안정적인 공급 및 점

화가 가능해졌다.

3.6 냉각시스템

냉각엔진의 도입에 따라 물을 냉각제로 사용하는 냉각시스템을 구현하였다. 냉각탱크는 주입기 면 냉각탱크, 챔버 냉각탱크, 노즐 냉각탱크로 구성하였고, 물의 탱크충진을 감안하여 상수도와 가까운 곳에 설치하였다.

3.7 안전시스템

각종 배관라인에 고압의 발생을 방지하기 위하여 안전밸브를 설치하였고, 연소시험장 주변이 산이므로 산불을 방지하기 위해 안전펜스 및 스프링클러를 설치하였으며, 엔진 후방 화재의 진화를 위해 질소소화시스템을 설계, 제작하였다. 그중에서 질소소화시스템을 Fig. 6에 나타내었다.

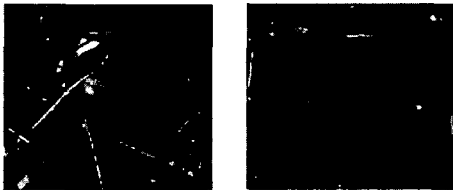


Fig. 6 GN₂ fire extinguishing system

4. 연소시험을 통한 공급시스템 성능 검증

연소시험을 행하기 전 점화시험, 밸브의 작동시험, 기밀시험 등을 통하여 부족한 점을 보완하여서 시스템을 안정화시켰고, 최종적으로 연소시험을 수행하였다. Fig. 7는 연소시험 장면이고, Fig. 8은 결과를 나타내었다.

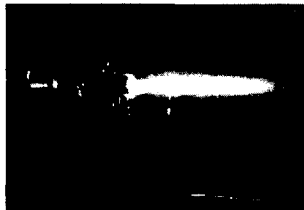


Fig. 7 a scene of hot firing test

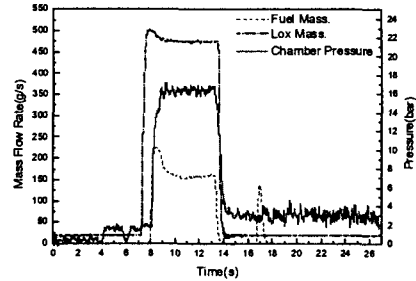


Fig. 8 result of hot firing test

위의 결과에서 케로신밸브의 open시간을 분석함으로써 연소시간이 5초임을 알 수 있고, 케로신 밸브가 열림과 동시에 챔버압의 상승이 있었으므로 정상적인 연소가 이루어 졌다고 할 수 있을 것이다.

결론적으로 추진제인 Lox, Kerosene의 유량이 연소종료 시점까지 비교적 일정하게 공급됨을 실험결과로부터 알 수 있으므로 공급시스템의 안정적 공급에 대한 성능을 검증하였고, 챔버압이 일정하게 유지되는 것으로부터 공급시스템의 연소 안정성에 대해서도 검증하였다.

참고 문헌

1. George P. Sutton "Rocket Propulsion Elements"
2. Huzel & Huang "Modern Engineering For Design of Liquid-Propellant Rocket Engines"
3. 장은영, 박희호, 김선기, 김유, "액체로켓의 연소안정을 위한 유량공급에 관한 실험적 연구" 한국추진공학회지 제4권 제2호, 2000, pp6~11
4. George P. Sutton "Rocket Propulsion Elements"
5. 정태규, 정영석, 조인현, 권오성, 정동호, 이대성, "KSRIII 추진기관 공급계 동특성 해석" 한국추진공학회지 제5권 제4호, 2001, pp75~82