

터보펌프식 발사체 추진기관의 기체공급계 개발

조남경* · 정용갑* · 권오성* · 한상엽* · 김영목*

Development of Propellant On-Board Feeding System of Pump-fed Liquid Rocket Propulsion System

Nam-Kyung Cho* · Yong-Gahp Jeong* · Oh-Sung Kwon* · Sang-Yeop Han* · Young-Mog Kim*

ABSTRACT

Two types of pressurization system and low weight feeding piping system are developed. With sub-system tests, ullage pressure control performance was verified for 1 step and 2 step pressurization system and the feeding performance of feeding piping system was also verified. The weight of the feeding piping system is low enough for the application of launch vehicle. In addition, LOX conditioning system is developed for avoiding geysering and LOX temperature rise. Integrated performance was verified through integrated on-board feeding system performance tests.

초 록

터보펌프식 발사체 추진기관의 기체공급계 개발과정을 통하여 두 가지 방식의 가압시스템과 저중량 배관시스템에 대한 국산화 개발을 수행하였다. 서브시스템 시험을 통해 액체산소 얼리지 압력을 일정하게 유지시키기 위한 1단 및 2단 감압방식 가압시스템의 제어 성능을 확인할 수 있었다. 또한 열/유체적 측면과 구조적 측면을 체계적으로 고려하여 배관 시스템의 요구성능을 만족하고 발사체에서 요구되는 수준까지 무게가 저감된 배관 시스템 개발을 개발하였다. 이와 아울러 터보펌프에서의 케비테이션 방지 및 지상 대기시간동안에 배관에서 발생할 수 있는 가이저링을 방지하기 위한 액체산소 컨디셔닝 기술을 확립할 수 있었다. 또한 가압부/산화제 공급계 연계시험을 통해 시스템 차원의 성능을 확인할 수 있었다.

Key Words: Pressurization(가압), Propellant(추진제) LOX (액체산소), Feeding System(공급 시스템)

1. 서 론

발사체 추진기관은 추진제 탱크, 추진제 공급

시스템, 엔진 등을 포함하며 하드웨어적, 운용적인 측면에서 발사체 개발에 있어 가장 중요한 부분을 차지한다. 추진기관 공급계 시스템에서 엔진내의 공급 계통을 제외한 기체공급계 시스템(on-board feeding system)은 크게 가압시스템, 추진제 공급 시스템으로 분류할 수 있으며,

* 한국항공우주연구원 추진제어그룹
연락처, E-mail: cho@kari.re.kr

이외에 보조적인 역할을 하는 공압 구동 시스템으로 구성되어 있다 [1].

본 연구에서는 기체공급계 개발과정을 통하여 두 가지 방식의 가압시스템에 대한 국산화 개발을 수행하였으며, 저중량 배관시스템의 개발을 수행하였다. 또한 기체공급계 라인의 여러 곳에 적용되는 체크밸브, 릴리프 밸브, 차단밸브 등의 개발을 수행하였다. 서브시스템 시험의 수행을 통해 액체산소 얼리지 압력을 일정하게 유지시킬 수 있는 1단 및 2단 감압방식 가압시스템의 제어 성능을 확인할 수 있었다. 또한 열/유체적 측면과 구조적 측면이 체계적으로 고려한 배관시스템 개발을 통해 배관 시스템의 무게를 발사체에서 요구되는 수준까지 낮출 수 있었으며 다양한 종류의 벨로우즈, 필터 등을 개발하였다. 또한 터보펌프에서의 캐비테이션(cavitation) 방지 및 지상 대기시간동안에 배관에서 발생할 수 있는 가이저링(geysering)을 방지하기 위한 액체산소 컨디셔닝(conditioning) 기술을 확립할 수 있었다. 최종적으로 가압부/산화제 공급계 연계 시험을 통해 시스템적 차원의 성능을 확인할 수 있었다.

2. 개발 대상 시스템

케로신을 연료로 사용하는 발사체 공급시스템은 크게 케로신 공급시스템 및 액체산소 공급시스템으로 구성된다. 통상적으로 케로신 공급시스템은 물로 모사하여 수류시험 한 결과와 특성이 크게 다르지 않으며 가압제어가 상대적으로 용이한 것으로 알려져 있다. 또한 부품 구성이 액체산소 공급 시스템과 유사한 반면 규격 및 요구조건이 상대적으로 용이하다. 이러한 점을 고려하여 본 연구에서는 보다 난이도가 높은 액체산소 공급 시스템만을 대상으로 개발을 수행하였다.

21 가압 시스템

위성 발사체의 가압시스템의 경우 무게를 낮추는 것이 필수적으로 요구되기 때문에 헬륨 탱크를 극저온 액체산소 탱크 내에 저장하여 저장 압력을 낮추고, 헬륨을 고온으로 가열함으로 가압에 소요되는 헬륨 가스량을 줄임으로서 전체적으로 고압 헬륨 탱크의 무게를 1/2 이하의 수준으로 낮추는 방식을 고려하였다 [2]. 이러한 극저온 헬륨 열교환 방식 가압시스템은 Table 1과 같이 두 가지 방식으로 나눌 수 있다. 첫 번째 방식은 2단 감압시스템으로서 먼저 레귤레이터로 탱크에서 토출되는 극저온/고압 헬륨의 압력을 낮추고(1단계 감압), 열교환기를 통과한 헬륨을 솔레노이드 밸브로 얼리지 압력까지 감압하는(2단계 감압) 방식이다. 두 번째 방식은 열교환기 전단에 솔레노이드 밸브를 두어 솔레노이드의 조합만으로 압력을 제어하는 방식이다. Table 1에 위 두 방식을 비교하였다.

Table 1. Comparison of two pressurization systems

| 항 목 | 가압시스템 I | 가압시스템 II |
|---------|--|--|
| 구 성 | 극저온 고압 레귤레이터, 중압(44 bar)/고온(550 K) 솔밸브 | 극저온/고압 솔밸브 |
| 기능상장/단점 | - 압력제어 용이 - 잔류 헬륨량 증대 | - 압력제어의 난이성 (전단압력 변화) - 잔류 헬륨량 최소화 - 부품 수 감소로 무게저감 |

22 공급배관 시스템

산화제 공급 배관시스템은 주어진 가압 압력 하에서 요구되는 공급유량을 만족시킬 수 있어야 하며 구조적인 한도 내에서 무게를 최대한 가볍게 하여야 한다. 유량 토출은 전 후단 차압(수두) 및 배관에서의 압력 손실과 관계된다. 본 연구에서는 구조적인 강도(water hammering)를 고려하여 배관 내 액체산소의 유속은 6-10 m/s, 5 bar의 가압압력을 기준으로 개발을 수행하였다 [3]. 여기서 얼리지 가압압력이 통상적인 발

사체의 가압압력(2.5 - 4 bar) 보다 다소 높은 것은 토출부 끝단의 압력상승 등 실제 발사체와 다른 조건이 존재하게 되므로 이를 반영하였기 때문이다.

3. 가압시스템 시험

3.1 가압시스템 I 시험

가압시스템(I)의 성능시험은 실제 발사체에서 널리 적용되는 헬륨가스와 액체산소를 사용하여 수행하였으며 제어로직(control logic)을 설정하여 얼리지 탱크부의 압력을 조절하였다. 가압제 헬륨탱크를 액체산소가 충전된 탱크 내에 위치 시킴으로 액체산소 온도까지 냉각시킨 후, 토출하였다. 가압시스템 시험설비는 액체산소 탱크에 직접 헬륨이 토출되게 하는 대신에 액체산소 탱크의 얼리지를 모사하는 소형 버퍼 탱크를 제작하여 압력제어 성능을 확인하였다.

Table 2. Test conditions of pressurization system (I)

| 가압유체 | | 헬륨가스 |
|-----------------|---------------------|---------------|
| 추진제 냉각 유체 | | 액체산소 |
| Pressure. Range | | 230 bar ~ atm |
| 1차 감압 | Cryogenic Regulator | 41 bar |
| 2차 감압 | Solenoid Module | 4.87 bar |

토출이 시작되면 가압제 탱크의 압력이 220bar에서 대기압까지 감소한다. 레귤레이터에 후단 압력이 약 40 bar가 되게 1차 감압시키며 솔레노이드 밸브에 의한 2단 감압부 (PR Module (II)) 후단압력(얼리지 압력)이 솔레노이드 밸브 연동에 의해 4.87±0.5bar로 일정하게 유지하게 하였다. Fig. 1에 제시되어 있듯이 전체적으로 솔레노이드 밸브 전단의 진폭이 적고 얼리지 압력이 일정하게 유지됨을 확인하였다. 헬륨탱크 내 헬륨온도는 최초 -175℃에서 -205℃로 온도가 떨어지는 것을 확인하였다.

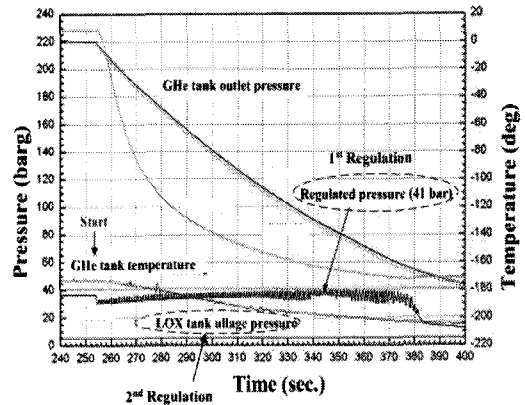


Fig. 1 Test results of pressurization system (I)

3.2 가압시스템 II 시험

가압시스템 (II) 시험은 극저온 시험을 수행하지 않고 상온 조건에서 시스템의 제어성 위주로 성능시험을 수행하였다. 가압유체는 헬륨가스를 사용하였고 얼리지 탱크 설정압은 4.75 bar 이다. 가압시스템(I)과 마찬가지로 제어로직을 이용하여 압력제어를 실시하였다.

Table 3. Test conditions of pressurization system (II)

| 가압유체 | | 헬륨가스 |
|------------------------|--|-------------|
| 추진제 냉각 유체 | | 사용하지 않음 |
| Pressure. Range | | 230 bar~atm |
| Solenoid Module에 의한 감압 | | 4.75 bar |

토출이 시작되면 가압제 탱크의 유량이 감소함에 따라서 압력 220bar에서 대기압으로 일정하게 감소한다. 솔레노이드 전단 압력은 토출 후 압력이 일정하게 감소하지만 솔레노이드 밸브의 개폐시 발생하는 압력변화에 따라 약 20 bar 정도의 진폭을 가진다. 솔레노이드 후단 압력은 220 bar 토출시 에도 20 ±10 bar로 1차 감압을 수행한다. 얼리지 탱크내부의 압력이 탱크 상부의 솔레노이드 밸브 연동에 의해 4.87±0.5 bar로

일정하게 유지하여 성공적으로 가압제어가 수행되었다. 하지만 가압시스템 II의 솔밸브 전단에서 발생한 큰 진동은 발사체에 좋지 않은 영향을 주기 때문에 이러한 진동을 줄이기 위해서 얼리지 압력뿐만 아니라 솔밸브 전단의 압력진동을 고려한 솔밸브 가압제어를 수행하여 진동을 줄이는 방안을 고려할 필요가 있다.

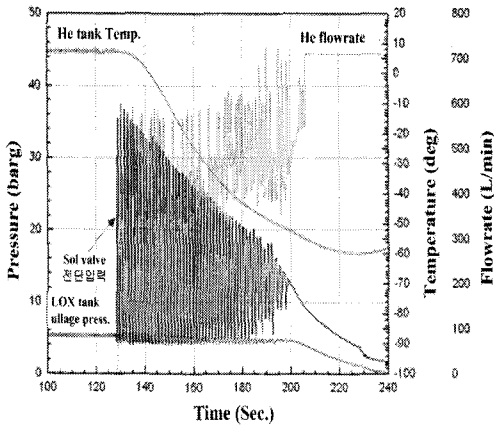


Fig. 2 Test results of pressurization system (II)

4. 가압부/산화제 공급부 연계시험

가압부/산화제부 연계시험에 있어서 상온온도의 헬륨을 감압하여 추진제 탱크를 가압/제어하였다. 일반적인 발사체의 경우 극저온 헬륨을 열교환기에서 가스발생기 배기가스와 열교환하여 고온으로 추진제 탱크로 유입되게 되는데, 본 연구의 시험에서는 가스발생기가 장착되어 있지 않아 가상적으로 극저온 헬륨을 상온까지 가열했다고 생각할 경우에 대하여 가압시스템의 특성을 파악하고자 하였다. Fig. 3은 추진제 탱크의 얼리지부와 탱크 하부에서의 압력 및 온도 선도이다. 탱크 상부 얼리지에서의 압력은 4.10 ± 0.05 barg 로 일정하게 유지되었으며 탱크 하부 압력은 액체의 수두로 인하여 토출 초기에는 얼리지 압력보다 약 0.26 bar 높게 나타났다.

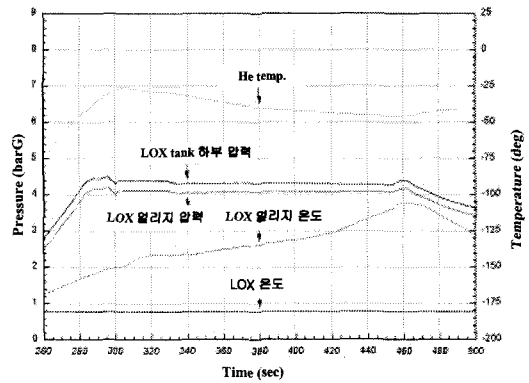


Fig. 3 Pressure/temperature results of integrated test

Fig. 4는 추진제가 탱크에서 대기로 토출되는 것을 나타내는 유량을 보여준다. 초기 토출 유량은 약 3.43 liter/s 로 토출이 되며 미세하게 감소하여 토출 종료 직전에는 약 3.34 liter/s 로 토출 되었다. 설계치보다 약 10% 정도 적은 유량이 토출되었으며 이는 드레인부의 압력이 액체산소의 기화에 의해 상승한 이유인 것으로 판단되었다.

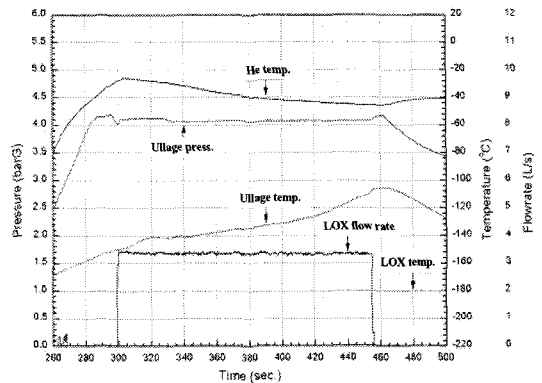


Fig. 4 Flow rate results of integrated test

5. LOX conditioning 시험

Fig. 5는 Gas-lift를 이용한 액체산소 재순환 성능 시험에서 헬륨분사량에 따른 터보펌프 입구

지점과 탱크로 재유입되는 지점의 온도를 나타낸다. 분사량이 커질수록 터보펌프 입구 지점의 액체산소 온도가 감소하였으나 일정량 이상을 분사하는 경우에는 순환량의 감소에 의해 온도도 증가하였다.

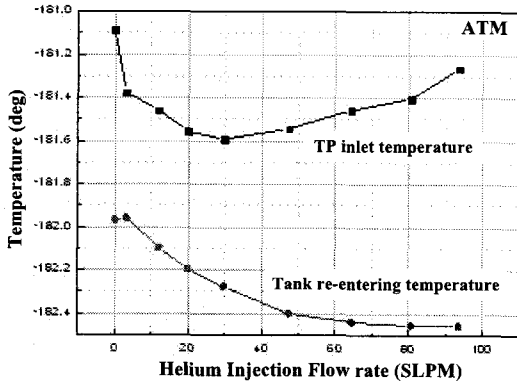


Fig. 5 Pump inlet and tank re-entering

4. 결 론

터보펌프식 발사체 추진기관의 기체공급계 개발 과정을 통하여 액체산소 얼리지 압력을 일정하게 유지시키기 위한 1단 및 2단 감압방식 가압 시스템과 발사체에서 요구되는 수준까지 무게가 저감된 배관 시스템 개발을 개발하였다. 이와 함

계 지상 대기시간동안에 배관에서 발생할 수 있는 가이저링을 방지하기 위한 액체산소 컨디셔닝 기술을 확립할 수 있었다. 가압부/산화제 공급계 연계시험을 통해 시스템 차원의 성능을 확인할 수 있었다.

감 사 의 글

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Elliot Ring et. al., "Rocket propellant and pressurization systems", Prenticehall, 1967temperature
2. Tetsuya Nagase et. al., "Simplification Efforts for H-IIA 1st Stage Propulsion and TVC Systems" AIAA 2002-4213, 2002
3. Howard W. Douglass et. al., "Liquid rocket lines, bellows, flexible hoses, and filters", NASA SP-8123, 1977